

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

**НАУКОВІ ОСНОВИ
ПРОЄКТУВАННЯ ТА СТВОРЕННЯ
ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ
ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

Харків «ХАІ» 2022

УДК 629.735.33.064.01
Н65

Колектив авторів:

С. А. Бичков, В. О. Богуслаєв, О. Г. Гребеніков, В. Ф. Шмирьов

Рецензенти: д-р техн. Наук, проф. Г. О. Кривов,
д-р техн. Наук, проф. С. О. Дмитрієв

Затверджено на засіданні вченої ради університету як монографію
(протокол № 1 від 27.08.2021)

Наукові основи проектування та створення енергозалежних систем Н65 літаків транспортної категорії [Текст] : монографія / С. А. Бичков, В. О. Богуслаєв, О. Г. Гребеніков, В. Ф. Шмирьов. – Харків : Нац. Аерокосм. Ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. Авіац. Ін-т», 2022. – 591 с.

ISBN 978-966-662-893-3

Розроблено наукові основи проектування та створення енергозалежних систем та комплексів сучасних літаків транспортної категорії з оптимізацією за еквівалентною масою. Закладено наукові основи проектування повітряних розподільних мереж і систем протиобледеніння літаків, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проектуванням протиобліднювачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.

Наведено приклади використання розроблених наукових основ проектування при виконанні структурного аналізу модифікацій літаків, пов'язаних із заміненням двигуна.

Одержаний при проектуванні й вивчений під час випробувань і експлуатації енергетичний баланс літака дозволяє обґрунтовано розглядати модифікацію літака як при заміні силової установки, так і при заміні її основних елементів енергозалежних систем літака. Оцінювання зводиться до аналізу аеродинамічних особливостей модифікації, пов'язаних з особливостями конструкції мотогондол, зміненням елементів захисту від обледеніння, появою нових повітрозабірників у повітряних системах.

Для наукових та інженерно-технічних працівників авіаційної промисловості, а також для аспірантів, викладачів і студентів вищих авіаційних навчальних закладів.

Іл. 198. Табл. 53. Бібліогр.: 147 назв

УДК 629.735.33.064.01

© Колектив авторів, 2022
© ДП «АНТОНОВ», 2022
© АТ «МОТОР СІЧ», 2022
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2022

ISBN 978-966-662-893-3

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	9
ВСТУП.....	11
ГЛАВА 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ЛІТАКА.....	18
1.1 Аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінювання	18
1.1.1 Огляд існуючих методик розрахунку роздавальних трубопроводів	22
1.1.2 Конструктивний елемент гідравлічної роздавальної мережі повітряно-теплових систем протиобледеніння – раптове розширення каналу. Стан питання	34
1.2 Одержання характеристик «встановленого» двигуна – основа точності впливу енергозалежних літакових систем на характеристики літака	37
1.3 Комплексне проектування енергозалежних систем літака	39
1.3.1 Формування і реалізація характеристик повітряних роздавальних мереж на стадії проектування	42
1.3.2 Реалізація підходів до проектування й підтримка властивостей повітряних роздавальних мереж на стадії цільового застосування	44
1.4 Підходи до поліпшення характеристик літаків на основі аналізу досягнутого енергетичного балансу	48
1.5 Висновки	54
ГЛАВА 2 ЗАДАЧІ МІНІМІЗАЦІЇ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВИТРАТ ПРИ ПРОЄКТУВАННІ ЛІТАКОВИХ СИСТЕМ	56
2.1 Дослідження характеристик двигуна газодинамічним способом	56
2.2 Оптимізація параметрів осьового повітрозабірника турбореактивного двигуна	70
2.2.1 Постановка задачі при проектуванні повітрозабірника	70
2.2.2 Результати розрахунку варіанта повітрозабірника МГ-5	73
2.2.3 Результати розрахунку варіанта повітрозабірника МГ-7	78
2.2.4 Експериментальні аеродинамічні дослідження повітрозабірників	84
2.3 Особливості роботи осьового повітрозабірника на турбовентиляторному двигуні	88
2.3.1 Коефіцієнт відновлення повного тиску	90
2.3.2 Колова нерівномірність	92
2.4 Вплив настроюваних параметрів регуляторів тиску на величину відборів повітря від двигунів	96
2.5 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря	102
2.5.1 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря для забезпечення її надійної роботи	103

2.5.2	Оптимізація системи кондиціонування повітря для раціонального використання її холодопродуктивності	107
2.5.3	Забезпечення потрібного розподілу витрат повітря по споживачах у системах кондиціонування повітря	110
2.6	Спосіб регулювання параметрів повітряно-теплової системи протиобледеніння, що мінімізує величину відборів від двигуна	112
2.6.1	Закон настроювання кранів-регуляторів повітряних систем протиобледеніння.....	112
2.6.2	Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керуванні системою контуру № 2	114
2.6.3	Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керуванні системою контуру № 1	117
2.7	Висновки.....	121

ГЛАВА 3 ПРОЄКТУВАННЯ ЛІТАКОВИХ ПОВІТРЯНИХ

РОЗДАВАЛЬНИХ МЕРЕЖ 123

3.1	Структурний аналіз повітряних роздавальних мереж	123
3.2	Математичний опис мережі.....	125
3.3	Метод визначення витрат повітря в мережі.....	127
3.3.1	Розв'язання «верхньої» задачі моделювання мережі	128
3.3.2	Розв'язання «нижньої» задачі моделювання мережі	130
3.4	Моделювання втрат тиску в конструктивних елементах мережі	133
3.4.1	Втрати тиску в прямому трубопроводі	136
3.4.2	Втрати тиску в дросельних шайбах з урахуванням стисливості повітря	144
3.4.3	Втрати тиску на трійниках	150
3.5	Експериментальне відпрацювання впливу конструктивних параметрів на розподіл потоків у літакових повітряних роздавальних мережах.....	158
3.5.1	Адекватність розрахункових моделей розподілу потоків у системі кондиціонування повітря літака Ан-72.....	158
3.5.2	Адекватність розрахункових моделей у системі розподілу повітря на макеті літака Ан-70	162
3.6	Висновки.....	166

ГЛАВА 4 ДОСЛІДЖЕННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

ЛІТАКОВИХ ПОВІТРЯНИХ РОЗДАВАЛЬНИХ МЕРЕЖ І ЇХ ЕЛЕМЕНТІВ..... 167

4.1	Аналіз експлуатаційних умов навантаження й вибір конструкційних матеріалів для повітряних роздавальних мереж.....	167
4.2	Методика оцінювання ресурсу трубопровідних мереж повітряних розподільних мереж.....	174

4.3	Дослідження впливу матеріалів, конструктивних форм і технологій на втомну довговічність трубопроводів повітряних роздавальних мереж	175
4.3.1	Характеристики втоми гладких зразків і зварених з'єднань, виконаних зі сталі 12Х18Н10Т	177
4.3.2	Характеристики на втому плоских і трубчастих зразків з технічно чистого титану ВТ1-0.....	190
4.3.3	Утомні характеристики плоских і трубчастих розгорнутих зразків з титанового сплаву ПТ-7М	191
4.3.4	Визначення витривалості зварених з'єднань зі сплаву АМГЗМ	199
4.4	Комплексні випробування трубопроводів з полімерних композиційних матеріалів.....	203
4.5	Комплексні стендові випробування.....	210
4.5.1	Визначення кількості циклів навантаження	210
4.5.2	Типові стенди комплексних випробувань повітряних роздавальних мереж.....	212
4.6	Льотні випробування повітряних роздавальних мереж.....	216
4.7	Висновки.....	227

ГЛАВА 5 МЕТОДОЛОГІЯ ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМ

ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА

231

5.1	Математична модель нестационарних процесів тепло- і масообміну на зовнішній поверхні протиобліднювачів літальних апаратів у вологому повітрі («зовнішня» задача).....	231
5.1.2	Основні припущення математичної моделі.....	236
5.1.3	Основні розрахункові формули	238
5.1.4	Послідовність розрахунку	245
5.2	Методика автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються.....	247
5.2.1	Розрахунковий елемент і припущення, взяті при розрахунку протиобліднювачів в «сухому» повітрі та в умовах природного обледеніння	247
5.2.2	Побудова геометричної моделі конструктивних елементів повітряно-теплової системи протиобледеніння, що входять до розрахункового елемента	252
5.2.3	«Зовнішня» задача.....	258
5.2.4	Математична модель розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі	259
5.2.5	Математична модель нестационарних (що змінюються у часі) теплових процесів	271
5.3	Методика і алгоритми розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобледеніння.....	291
5.3.1	Перевірний розрахунок.....	291
5.3.2	Варіант перевірного розрахунку.....	293
5.3.3	Проектувальний розрахунок	297

5.4	Аналіз витрат повітря в розподільних отворах розподільної труби повітряно-теплових систем протиобледеніння літака з урахуванням докритичних режимів течії.	308
5.4.1	Методика дослідження гідравлічних режимів в розподільній трубі та розподільних отворах повітряно-теплових систем протиобледеніння літака.....	309
5.4.2	Експериментальне дослідження гідравлічних процесів у розподільних трубопроводах системи протиобледеніння	317
5.5	Порівняльний аналіз використання методики теплового розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобледеніння	323
5.5.1	Об'єкт аналізу та вихідні дані.....	323
5.5.2	Вибір математичної моделі розрахункового елемента	336
5.5.3	Порівняння результатів розрахунків з результатами льотних випробувань	338
5.6	Висновки.....	349

ГЛАВА 6 СИСТЕМА ПІДТРИМКИ СТАБІЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОВІТРЯНИХ РОЗПОДІЛЬНИХ МЕРЕЖ ЛІТАКІВ СІМЕЙСТВА АН НА ЕТАПАХ ЇХ СТВОРЕННЯ І ЦІЛЬОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ..... 350

6.1	Метод еквівалентних мас при проектуванні енергетично залежних систем літака	353
6.2	Модель проектування енергозалежних систем	358
6.3	Шляхи забезпечення стабільних показників енергозалежних систем на етапі цільового застосування.....	363
6.3.1	Уніфікація конструктивних елементів повітряних розподільних мереж літака.....	365
6.3.2	Розроблення директивної технології на виготовлення елементів повітряних розподільних мереж.....	369
6.3.3	Реалізація вимог до еталонування й взаємозамінності	369
6.3.4	Реалізація вимог до виготовлення	370
6.3.5	Реалізація вимог щодо контролю трубопроводів	374
6.4	Методика забезпечення вимог до складання повітряних розподільних мереж.....	375
6.5	Висновки.....	377

ГЛАВА 7 МЕТОДОЛОГІЯ ТРАНСФОРМАЦІЇ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ПРИ МОДИФІКАЦІЇ..... 379

7.1	Розроблення концепції вітчизняного середнього військово-транспортного літака з турбореактивними двоконтурними двигунами	379
7.1.1	Удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами.....	379

7.1.2	Дослідження з оптимізації розташування турбогвинтовентиляторного двигуна відносно крила військово-транспортного літака короткого зльоту і посадки.....	383
7.1.3	Дослідження впливу температур реактивного струменя турбореактивного двоконтурного двигуна на крило і механізацію	389
7.2	Удосконалення літаків сімейства Ан-148, Ан-158 і Ан-178 внаслідок використання єдиного двигуна Д-436-148ФМ	398
7.2.1	Сімейство літаків Ан-1Х8	398
7.2.2	Аналіз злітних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436 148ФМ.....	401
7.2.3	Льотно-технічні характеристики літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ. Діаграма «вантаж–дальність».....	405
7.2.4	Техніко-економічне оцінювання заміни двигуна Д-436-148Д на Д-436 148ФМ на літаку Ан-158	409
7.3	Розроблення концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки	415
7.3.1	Обґрунтування доцільності модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 шляхом оснащення гібридною силовою установкою	415
7.3.2	Аналіз існуючих гібридних маршових силових установок	417
7.3.3	Модернізація літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки.....	425
7.4	Висновки.....	438
ГЛАВА 8 ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАК Ан-148-100.....		440
8.1	Планер літака.....	441
8.3	Системи літака	444
8.3.1	Шасі літака.....	444
8.3.2	Гідравлічна система літака.....	445
8.3.3	Система керування літаком.....	446
8.3.4	Паливна система.....	448
8.3.5	Пожежне обладнання	449
8.3.6	Система кондиціонування повітря (СКП)	450
8.3.7	Система протиобледеніння	451
8.3.8	Кисневе обладнання.....	452
8.3.9	Система підготовки повітря (СПП).....	453
8.3.10	Побутове обладнання літака.....	453
8.3.11	Система водопостачання й завантаження відходів	454
8.3.12	Система електропостачання.....	454
8.3.13	Засоби автоматичного керування польотом.....	456
ГЛАВА 9 ГОНДОЛИ ДВИГУНІВ		465
9.1	Опис.....	465
9.2	Конструкція й робота	468

ГЛАВА 10 СИСТЕМА ПІДГОТОВКИ ПОВІТРЯ.....	479
10.1 Загальні відомості.....	479
10.2 Опис.....	481
10.3 Система розподілу. Опис і робота	487
10.4 Підсистема відбирання повітря. Опис і робота	490
ГЛАВА 11 СИСТЕМА КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ.....	495
11.1 Загальні відомості.....	496
11.2 Опис.....	497
11.3 Система охолодження	508
11.4 Розподіл повітря.....	510
11.5 Система обігрівання простору під підлогою	513
11.6 Система рециркуляції.....	515
11.7 Система автоматичного регулювання тиску.....	517
ГЛАВА 12 СИСТЕМА ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ	536
12.1 Загальні відомості.....	536
12.2 Система протибledenіння планера	548
12.3 ПОС повітрязабірників двигунів	553
12.4 Система протибledenіння скла	557
12.5 Склоочисники. Опис і робота.....	558
12.6 Сигналізація обledenіння. Опис і робота.....	560
ГЛАВА 13 СИСТЕМА ЗАПУСКУ. ОПИС І РОБОТА	564
13.1 Загальні відомості.....	564
13.2 Опис.....	564
13.3 Бортова допоміжна силова установка	568
ВИСНОВКИ	571
БІБЛЮГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	577

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АКБ – акумуляторна батарея
АНЗ – аеронавігаційний запас (палива)
АС – апарат випрямлення (вентилятора)
АС ППП – Асоціація спеціалістів промислової гідравліки і пневматики
БАСК – бортова автоматизована система контролю
БВ – бокове відгалуження
БГФ – будівельна горизонталь фюзеляжу
БПК – будівельна площа крила
БРЕО – бортове радіоелектронне обладнання
ВП – випадковий пошук
ВТЛ – військово-транспортний літак
ВУД – важіль керування двигуном
ВТ – витяжний трійник
ВШХ – висотно-швидкісні характеристики
ГМСУ – гібридна маршова силова установка
ГО – горизонтальне оперення
ГРМ – гідравлічні роздавальні мережі
ГТД – газотурбінний двигун
ДКР – дослідно-конструкторські роботи
ЗлП – злиття потоків
ЕД – електродвигун
ЕСК – електронна система керування
ЕТ СПО – електротеплова система протиобледеніння
ЗЗП – звичайний зліт-посадка
ЗЛ – злітний (режим роботи двигуна)
ЗПС – злітно-посадкова смуга
КВТ – компресор високого тиску
КЕ – конструктивний елемент
КЗП – короткий зліт-посадка
КЗП-ПМГ – «короткий зліт-посадка – польотний малий газ» (режим)
КЛЕ – керівництво з льотної експлуатації
КНТ – компресор низького тиску
КТМ – керівні технологічні матеріали
ЛА – літальний апарат
ЛВТЛ – легкий військово-транспортний літак
МГ – малий газ (режим роботи двигуна)
МДУ – маршова двигунна установка

МК – максимальний крейсерський (режим роботи двигуна)
МКВ – метод контурних витрат
МКС – метод крутого сходження
МНР – максимально надзвичайний режим (роботи двигуна)
МП – максимально продовжений (режим роботи двигуна)
ПВП – підсистема відбору повітря
ПЕВ – прямі експлуатаційні витрати
ПЗ – повітрозабірник
ПМТ – повітряно-масляний теплообмінник
ПО – протиобліднювач
ППр – поверхня протиобліднювача
ППР – повітряно-повітряний радіатор
ПРМ – повітряні роздавальні мережі
ПСМ – послідовний симплексний метод
ПТ – припливний трійник
ПТ СПО – повітряно-теплова система протиобледеніння
ПП – прямий прохід
ПФЕ – повний факторний експеримент
РВВП – (система) регулювання висоти вантажної підлоги
РНТ – регулятор надлишкового тиску
РП – розлиття потоків
РТ – роздавальний трубопровід
РМ – роздавальні мережі
СА – стандартна атмосфера
САХ – середня аеродинамічна хорда
СКП – система кондиціонування повітря
СПО – система протиобледеніння
СПП – система підготовки повітря
ЗР – збірний рукав
СУ – силова установка
ТВД – турбовентиляторний двигун
ТГВД – турбогвинтовентиляторний двигун
ТГД – турбогвинтовий двигун
ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун
УПО – умови природного обледеніння
ХАІ – Харківський авіаційний інститут
ЦАГІ – Центральний аерогідродинамічний інститут
ЦТ ПТ СПО – центр тиску повітряно-теплової системи протиобледеніння

ВСТУП

Монографія присвячена розробленню методології проектування енергозалежних систем літака, спрямованого на підвищення енергоефективності пов'язаних з двигуном систем, таких, як повітряні системи, системи електрозабезпечення, гідравлічні системи, загальним для яких є жорстка топологія прив'язування їх до літака, що дозволяє оптимізувати їх за установчою або еквівалентною масою. Поряд із загальним завданням проектування енергетичного комплексу докладно розглянуто методи проектування ключових елементів систем, таких, як проектування захищуваних несних поверхонь літака, структурне формування систем, а також способи їх керування, що дозволяють підвищити енергоефективність літака в цілому, зокрема завдяки зменшенню кількості відібраної потужності від двигуна. Робота орієнтована на використання при розробленні мотогондол двигуна, систем підготовки повітря, систем кондиціонування, систем протиобледеніння, роздавальних мереж повітряних, гідравлічних і електричних систем та структурного аналізу модифікацій літака, пов'язаних із заміною двигуна.

Для сучасної авіації характерні тенденції на створення більш економічних і безпечних систем літака, збалансованих з енергетикою літака, з чим пов'язане їх сильне ускладнення, зокрема ускладнення алгоритмів керування енергозалежними системами літака. Важливим етапом після вибору двигуна є пошук шляхів збереження його потужності, пов'язаних зі створенням мотогондолої на досягнення мінімальних втрат енергетики на зовнішню аеродинаміку і втрат по газодинамічному тракту.

Повітрозабірник авіаційного двигуна – це ретельно спроектована й виготовлена конструкція, від виконання якої залежать параметри і надійність роботи двигуна в усіх експлуатаційних режимах.

Вибір вхідного пристрою є предметом комплексних досліджень, що враховують не тільки вимоги забезпечення найкращих умов роботи двигунної установки, але й характеристики літака в цілому.

До найважливіших систем літака, які енергетично пов'язані з двигуном, належать система підготовки і розподілу повітря, система кондиціонування, система захисту від обледеніння, система енергопостачання та гідравлічні системи. Зазначені системи складаються з великої кількості різноманітних

агрегатів і механізмів зі своїми підсистемами керування.

Для літаків транспортної категорії втрати потужності двигуна при забезпеченні функціонування названих систем можуть досягати:

- від 1...1,5 % при відборі потужності на гідросистему;
- від 2...2,5 % при відборі потужності на систему електрозабезпечення;
- від 3...5 % при відборі потужності на повітряні системи.

Нині велике значення приділяється енергоефективності літака й, зокрема, зменшенню кількості повітря, яке відбирається від маршових силових установок (СУ) на літакові потреби. Відомо, що при відборі повітря від маршової силової установки потужність двигуна істотно знижується. Одним з основних споживачів повітря є повітряно-теплова система протиобледеніння (ПТ СПО) літака, яка забезпечує підведення необхідної кількості тепла до заданої поверхні протиобліднювача. У зв'язку з цим зменшення кількості повітря, яке відбирається від маршової СУ на потреби ПТ СПО при збереженні її ефективної роботи, є актуальним технічним завданням.

Кількість повітря для ефективної роботи ПТ СПО визначається на підставі теплового розрахунку, при якому визначається необхідна величина теплового потоку для кожної ділянки. При проектуванні ПТ СПО враховуються теплові втрати і втрати тиску по роздавальних трубопроводах (РТ) і з урахуванням їх величини визначається необхідна кількість повітря, при якій забезпечується ефективна робота системи протиобледеніння. Фактичне значення кількості повітря, яке надходить на кожну ділянку з РТ, визначається на підставі результатів гідравлічних розрахунків РТ. Нині відомі математичні моделі розрахунку РТ таких авторів, як О. Д. Альтшуль, К. К. Баулін, П. І. Бистров, Д. О. Бутаєв, С. Д. Винничук, Г. Ф. Глозов, М. І. Гримитлін, Л. Н. Дурдинець, І. Є. Ідельчик, В. О. Кащєєв, Ю. М. Константинов, В. Я. Кондращенко, Б. М. Лобаєв, В. С. Михайлов, Я. Т. Ненько, Ю. І. Поспєлов, В. В. Сміслов, В. Н. Талієв, В. І. Ханжонков, Ю. І. Шевчук та інші.

Такі моделі дозволяють визначити сумарну кількість повітря через РТ при критичних і близькокритичних режимах течії з помилкою 30...50 %. У цих моделях ще грубішим є визначення розподілу витікання повітря уздовж РТ. У зв'язку з цим для гарантії безпеки польотів в умовах природного обледеніння кількість повітря, що відбирається від двигунів на потреби ПТ СПО при проектуванні системи, розраховується «із запасом».

Експериментально доведено, що крім РТ існують значні відхилення при визначенні параметрів потоку (P^* , G) при критичних режимах течії, так само як для конструктивного елемента (КЕ) раптове розширення каналу.

Враховуючи, що гідравлічні роздавальні мережі (ГРМ) ПТ СПО конструктивно формуються з низки типових елементів, для кожного з яких будується своя математична модель гідравлічних процесів, актуальним науково-прикладним завданням є розроблення таких математичних моделей елементів гідравлічної роздавальної мережі ПТ СПО і системи в цілому, які адекватно описували б параметри потоку (P^* , G) на всіх експлуатаційних режимах роботи ПТ СПО з відхиленням, сумірним з помилкою приладів, що використовуються при вимірюваннях як сумарної кількості повітря, яке надходить в РТ, так і його розподілу уздовж роздавального трубопроводу.

Використання таких моделей при гідравлічних розрахунках РМ ПТ СПО має дозволяти одержувати інформацію, на підставі якої можна було б обґрунтувати конструкцію системи протиобледеніння, при якій забезпечується підведення необхідної кількості тепла точно до заданої ділянки, що дозволить зменшити кількість повітря, яке відбирається від двигуна, при збереженні ефективності ПТ СПО.

У роздавальних підсистемах систем кондиціонування повітря сучасних літаків втрати тиску на елементах вузлів становлять близько 20...50 % загальних втрат тиску в системі, а в окремих випадках можуть досягати й 75 %. Тому при розрахунках поточкорозподілу такі втрати необхідно враховувати з максимальною точністю. При цьому структура системи рівнянь, що описує процеси в трьох гілках трійника, залежить від напрямку потоків, де в усі рівняння входять витрати в гілках, суміжних вузлу-трійнику. У цьому випадку невирішеними є питання «рознесення» опорів по гілках вузла й поняття тиску у внутрішній точці вузла.

Для процесів у вузлах математичні моделі розроблено за умови безумовного балансу масових витрат в них (закон збереження маси). Це передбачає використання тільки збалансованих у вузлах початкових наближень за витратами і зумовлює використання методів, які забезпечують баланс масових витрат в них. Слід також враховувати великі (до 20 порядків) відношення коефіцієнтів опорів в лінеаризованих рівняннях, де методи вузлових потенціалів забезпечують необхідну точність.

Системи кондиціонування повітря сучасних літаків є складними технічними системами, які виконують роль підготовки повітря потрібної кондиції та

розподіл його між споживачами. Це багаторежимні системи, перевірку працездатності яких на режимах висотних польотів до їх втілення в металі складно здійснити за допомогою натурних експериментальних досліджень. Використання ж методів математичного моделювання пов'язане з виконанням низки вимог, а саме:

- висока точність моделювання й адекватність результатів моделювання реальній поведінці системи;

- гарантоване одержання рішення за його наявності або визначення причин відсутності рішення;

- простий перехід від режиму до режиму при параметричних дослідженнях;

- розв'язання задачі про реалізованість необхідного поточкорозподілу.

Зазначені вимоги можуть бути забезпечені завдяки:

- використанню моделей типових елементів, які найточніше й найповніше відбивають процеси, що відбуваються в них, максимально точно описують розрахункову схему за допомогою типових елементів з урахуванням роботи автоматичних систем регулювання й забезпечення адекватності моделі в широкому діапазоні режимів функціонування системи;

- розробленню алгоритмів, які забезпечують стійке розв'язання задачі розрахунку поточкорозподілу й визначення умов відсутності рішення, дослідження стійкості одержуваного рішення;

- гарантованості розв'язування задач контролю коректності постановки задачі розрахунку поточкорозподілу, перевірки коректності граничних і режимних даних, а також формуванню початкових значень невідомих;

- розробленню методів і алгоритмів розв'язування задачі підбору дроселів для забезпечення необхідного поточкорозподілу.

Зазначені особливості гідравлічних роздавальних систем стисливої рідини, а також вимоги до інформаційного забезпечення зумовлюють необхідність розроблення методів і алгоритмів моделювання поточкорозподілу в РМ стисливої рідини, для яких:

- режими течії можуть бути критичними (швидкість потоку дорівнює швидкості звуку в потоці й коректне визначення перепаду тиску на елементі є можливим тільки у напрямку «протипотоку»);

- перепади тиску на вузлових елементах є значущими;

- математичні моделі процесів в елементах системи у більшості випадків мають складну структуру, де перепад тиску не можна описати явною залежністю.

Остання умова означає, що для кожного з типових елементів гілок перепад тиску $\Delta P_e = P_{\text{вх.е}}^* - P_{\text{вих.е}}$ описується «своєю» функцією $F_e(G_e, P_{\text{вх.е}}^*, P_{\text{вих.е}}, T_e^*, \overline{K\Pi}_e) = 0$ витрати G_e , вхідного $P_{\text{вх.е}}^*$ і вихідного $P_{\text{вих.е}}$ (повний або статичний) тисків, температур T_e^* і конструктивних параметрів $\overline{K\Pi}_e$ елемента.

Актуальність розроблення методів і алгоритмів моделювання потокорозподілу в теоретичному плані пов'язана з розвитком теорії моделювання стосовно до класу РМ стисливої рідини, а у практичному – з можливістю дослідження СКП на етапах, що передують її втіленню на літаку, де для адекватності результатів моделювання в широкій області режимів функціонування досить забезпечити її в декількох або навіть одному режимі.

Розвитку методів моделювання потокорозподілу в системах стисливої та нестисливої рідини присвячено роботи багатьох учених як в Україні, так і за рубежом. В основі їх – постулати Кирхгофа для мереж. Особливості їх застосування в різних додатках відображено в численних наукових публікаціях.

Розглянуті у цій роботі системи й процеси характеризуються як складні. При їх вивченні необхідно застосувати системний підхід, що містить багатокритеріальність, багатофакторність, адекватний метод опису, ефективність застосовуваних моделей.

Прийняття формалізованих рішень у моделюванні складних систем визначається їх основними властивостями.

Одержаний при проектуванні й вивчений в процесі випробувань і експлуатації енергетичний баланс літака дозволяє обґрунтовано розглядати модифікацію літака як при заміні силивої установки, так і її основних елементів енергозалежних систем літака. Оцінювання зводиться до аналізу аеродинамічних особливостей модифікації, пов'язаних з особливостями конструкції мотогондол, заміною елементів захисту від обледеніння, появою нових повітрязбірників у повітряних системах, оскільки для конкретного літака топографія трас систем залишається незмінною й енергетичні витрати на літакові потреби зазвичай не змінюються.

У цій монографії авторами:

- запропоновано методологію формування енергозалежних систем літака на основі їх впливу на льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літака;

- показано, що проектування енергозалежних систем має починатися від визначення характеристик «встановленого» двигуна;

- визначено закономірності формування повітрязбірників двигуна для забезпечення витратних характеристик повітря через двигун і мінімізацію аеродинамічних втрат;

- запропоновано алгоритми керування відборами повітря, що знижують втрати тяги від двигунів;

- запропоновано метод керування системою кондиціонування повітря, що забезпечує надійну роботу її агрегатів;

- запропоновано спосіб регулювання подачею стисненого повітря у протиобліднювачі літака, що мінімізує енергетичні витрати;

- створено методику проєктування повітряно-теплових систем протиобледеніння, яка зоснована на вивченні зовнішнього обтікання захищуваних поверхонь і розробленні практичних рекомендацій при проєктуванні протиобліднювачів;

- розв'язано задачу рівномірного розподілу повітря уздовж розмаху крила як для звукового, так і дозвукового витікання.

Практичне значення отриманих результатів:

- проведений комплекс газодинамічних досліджень тяговитратних характеристик двигуна показав, що різниця у висотношвидкісних характеристиках «ідеального» й «встановленого» двигуна становить від 3 до 7,4 %, що дозволило уточнити характеристики «встановленого» двигуна;

- проведена оптимізація повітрязбірника двигуна Д-436 забезпечила збільшення аеродинамічної якості літака на $\Delta K = 0,45$, що в підсумку привело до зниження питомої витрати палива на 3,7 %;

- запропоновані обмеження на настроювання регуляторів тиску повітря, яке відбирається від двигуна, знижують ризик втрати сумарної тяги двигунів до 3...5 %;

- запропонований метод керування системою кондиціонування повітря підвищує надійність її роботи;

- запропонований спосіб регулювання параметрів ПТ СПО істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів; на критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря досягає 30 %;

- обґрунтовано методику оцінювання ресурсу трубопроводів ПРМ з урахуванням змін за цикл «земля – повітря – земля» внутрішнього тиску в

трубопроводах та віброприскорень у різних зонах розміщення ПРМ на літаку. В межах цієї методики виконано дослідження впливу конструктивних параметрів, матеріалів і технологій на характеристики втоми трубопроводів. Досліджено на втому при різних температурах (20...440 °С) трубопроводи з корозійностійкої сталі 2Х18Н10Т; титанових сплавів ВТ1-0, ПТ-7М і ОТ4-1; дюралевого сплаву АМГ3М і полімерного композиційного матеріалу зі сполучним СП-97К різних діаметрів, з різною товщиною стінок і різною технологією виготовлення (суцільнотягнені, розкатані, зварені різними видами зварювання);

- запропоновано систему підтримки заявлених характеристик ПРМ в процесі їх виготовлення та на етапах їх цільового застосування. В її основі лежать широка уніфікація конструктивних елементів ПРМ, застосування суцільнотягнених тонкостінних елементів та автоматичного електрозварювання, стабілізація параметрів робочого середовища, формування трубопроводів та їх кріплення на базі бібліотеки уніфікованих елементів, максимальне використання електронно-обчислюваної техніки при проектуванні;

- розроблено високоточну модель розрахунку теплового стану ПТ СПО і конструктивних елементів літакових протиобліднювачів з урахуванням зовнішнього обтікання;

- розроблено високоточну модель поточкорозподілу по повітряних мережах і роздавальних трубопроводах протиобліднювачів;

- сформовано й обґрунтовано шляхи вдосконалення вітчизняного військово-транспортного літака для забезпечення його конкурентної переваги;

- запропоновано шляхи оптимізації сімейства літаків Ан-1Х8;

- розроблено комбіновану гібридну силову установку, яка дозволяє покращити льотно-технічні характеристики літаків Ан-26 і Ан-140 на 25...30 % і створити конкурентну версію рампового літака на базі літака Ан-140.

Основні результати та рекомендації, які описано в цій роботі, впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ», Державному підприємстві ЗМКБ «Івченко-прогрес» і в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

ГЛАВА 1

АНАЛІЗ МЕТОДІВ СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ЛІТАКА

1.3 Аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінювання

Проведений аналіз сучасних систем підготовки повітря (СПП), систем кондиціонування повітря (СКП), повітряно-теплових систем протиобледеніння (ПТ СПО) показав, що подібні системи складаються з типових конструктивних елементів, гідравлічні характеристики яких відомі й широко подані в літературі.

Системи кондиціонування повітря сучасних пасажирських і транспортних літаків є складними наукомісткими багаторежимними об'єктами. При їх проектуванні доцільно використовувати результати математичного моделювання режимів функціонування СКП, оскільки існують обставини, які ускладнюють проведення експериментальних досліджень. Це пов'язано зі значними матеріальними витратами на створення спеціалізованих стендів для проведення експериментальних досліджень і на проведення випробувань в принципі. Це пояснюється тим, що неможливо відтворити умови польоту на різних висотах, а на етапі льотних випробувань небезпечно відтворювати аварійні ситуації. Якщо на довільному етапі проектування виявлена невідповідність деяких функцій СКП технічним умовам, то необхідна доробка системи та її повторні випробування, що призводить до подорожчання проєкту й збільшення часу створення літака.

Якість проєкту СКП значною мірою можна оцінити на підставі результатів розрахунків її квазістаціонарних теплових і гідравлічних режимів функціонування. Раніше такі розрахунки для малої кількості режимів виконувалися вручну, що потребувало високої кваліфікації фахівців і значного часу на їх проведення. Однак це не забезпечувало достатньої глибини опрацювання та можливості оптимізації характеристик СКП. Нині характеристики СКП можна отримувати за результатами математичного моделювання, використовуючи універсальну комп'ютерну модель довільних квазістаціонарних теплових і гідравлічних режимів функціонування СКП як засіб підтримки прийняття рішень при проектуванні СКП.

Системи кондиціонування повітря сучасних літаків належать до складних

технічних систем, функціонування яких має бути забезпечене в широкому спектрі умов роботи – від наземних до висотних режимів в діапазоні температур від $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, включаючи критичні режими течії повітря.

Запропонована методологія створення енергозалежних систем літака передбачає створення універсальних моделей і містить таке:

- аналіз структур існуючих і проєктованих систем та формування узагальненої типової структури;
- виділення безлічі типових елементів і вибір варіантів базових математичних моделей для їх подальшого використання без спрощень;
- аналіз зв'язків у типовій структурі та створення структурної схеми їх підпорядкованості.

Досвід багаторічного використання таких розробок на ДП «АНТОНОВ» показав, що адекватність результатів моделювання роздавальної мережі СКП і підсистеми підготовки повітря визначається адекватністю моделей типових елементів. Тому створення таких моделей є актуальною задачею з урахуванням можливості її застосування в універсальній комп'ютерній моделі.

Згідно з [18] до 80 % втрат повного тиску потоку в гідравлічній роздавальній мережі (ГРМ) сучасних літаків може відбуватися в місцевих опорах, у зв'язку з чим коректний розрахунок подібних конструктивних елементів істотно підвищує точність розрахунку всієї ГРМ. При цьому основною характеристикою конструктивного елемента (КЕ) при гідравлічному розрахунку є коефіцієнт гідравлічного опору ζ , який для більшості елементів було отримано для нестисливої рідини.

Роздавальні трубопроводи ПТ СПО використовуються для розподілу гарячого повітря уздовж поверхні, що обігривається, протиобліднювача. Залежно від конструктивного виконання протиобліднювача, напрямку струменя газу, що виходить з вихідного отвору роздавального трубопроводу (РТ), відношення величини вихідного отвору до відстані до протиобліднювача (зовнішньої обшивки), зовнішнього обтікання потоку і т. д. на зовнішній і внутрішній поверхнях протиобліднювача встановлюється унікальний тепловий стан, який також залежить від багатьох зовнішніх факторів (швидкості й висоти польоту, температури зовнішнього повітря, вологості тощо).

Зважаючи на те, що дослідження РМ ПТ СПО на натурних об'єктах в умовах природного обледеніння пов'язані з ризиком виникнення аварійної ситуації й проблемами вимірювання гідравлічних характеристик потоку в системі, краще

проводити експериментальні дослідження гідравлічних характеристик системи на натурному стенді. Результати таких випробувань можуть бути використані для розроблення математичної моделі гідравлічних характеристик РМ ПТ СПО і застосовуватися для всіх можливих режимів польоту.

Нині при дослідженні гідравлічних характеристик системи використовуються два підходи, основані на гідравліці та механіці рідини, які зараз перетворилися на числові методи розрахунку.

Перший підхід. Математична модель опису гідравлічних процесів, яка основана на гідравліці рідини, вказує на те, що при описі процесів, що відбуваються в рідині, використовуються:

- критеріальні рівняння подібності;
- рівняння Бернуллі;
- рівняння нерозривності;
- рівняння витікання з вихідного отвору;
- коефіцієнти гідравлічних втрат, одержані в результаті експериментів.

Система рівнянь, яка використовується для опису гідравлічних процесів, що відбуваються в РТ, містить невідомі коефіцієнти, які завдяки проведеним дослідом і відповідному обробленню одержаних результатів вдалося систематизувати, отримавши для різних видів РТ і режимів течії певні залежності.

Практично всі дослідники в своїх роботах розрізняють два основних моменти при розрахунку РТ, а саме:

1. Визначення змінення параметрів потоку уздовж РТ, зокрема змінення статичного тиску. Більшість дослідників вважає, що основна сила, яка впливає на витікання рідини з РТ, виникає від різниці статичних тисків рідини всередині й зовні РТ. Для цього використовують рівняння Бернуллі й нерозривності.

2. Визначення коефіцієнта гідравлічних втрат ζ або коефіцієнта витрати μ при визначенні кількості рідини, що витікає з вихідного отвору РТ, які, у свою чергу, самі є функціями критерію подібності – числа Re .

Такий підхід використовується переважно при розрахунку РТ, які є складовою частиною ГРМ, оскільки використані алгоритми розрахунку РТ формалізовані, а дослідні коефіцієнти, узагальнені при використанні теорії

подібності, можуть застосовуватися в усьому досліджуваному діапазоні незалежно від геометричних розмірів РТ і режимів течії.

Другий підхід. При розрахунку обтікання поверхонь складної форми при великому градієнті тисків і температур у рідині та для отримання більш детальної картини течії в певних зонах найефективнішою є математична модель, яка оснований на принципі механіки рідини або числових методах, що отримали в наш час популярність.

Основу такої моделі складають:

- числове розв'язання рівняння Нав'є-Стокса; при цьому існує як мінімум кілька теорій турбулентності, кожна з яких адекватно описує процеси, що відбуваються в РТ за строго визначених початкових і граничних умов;

- вид розрахункової сітки і розмір розрахункових комірок, залежно від яких за інших рівних умов результати розрахунку можуть відрізнятися у рази.

До недоліків використання *числових методів* при створенні математичної моделі РТ слід віднести той факт, що ці методи не зовсім коректно працюють при сильно розвиненій турбулентній течії ($Re \gg 4000$), а також при режимі течії, близькому до критичного, і швидкостях потоку, які дорівнюють швидкості звуку в потоці рідини, оскільки числові методи не допускають раптового змінення будь-якого параметра потоку, що має місце при вихроутворенні турбулентного потоку рідини.

У зв'язку зі сказаним вище створення математичної моделі РТ при критичних і близькокритичних перепадах тиску на вихідних отворах РТ, оснований на *гідравліці рідини*, є коректнішим і таким, що відповідає основним вимогам для створення математичної моделі РТ, що використовується як елемент ГРМ ПТ СПО, а саме:

- точність математичної моделі достатня для інженерних розрахунків;
- гідравлічна подібність течії дозволяє використовувати наявні результати випробувань для великого діапазону режимів і різних конструктивних виконань РТ;

- можливість формалізувати алгоритм розрахунку параметрів рідини в РТ;
- інтеграція розрахункової математичної моделі РТ в існуючі програми розрахунку ГРМ у вигляді розрахункового елемента при мінімізації вихідних даних (геометрії РТ і граничних умов);

- час виконання розрахунку в рази менше, ніж при розрахунку на основі скінченно-різницевих методів;

- простота аналізу одержаних у результаті розрахунку параметрів потоку.

Для створення математичної моделі таких конструктивних елементів (КЕ) ГРМ ПТ СПО, як роздавальний трубопровід і раптове розширення каналу, необхідно виконати аналіз існуючих нині методів розрахунку даних КЕ для встановлення можливості їх використання при гідравлічному розрахунку ГРМ.

1.3.2 Огляд існуючих методик розрахунку роздавальних трубопроводів

Згідно з [74] одним з перших учених, який розробив основи теорії руху тіла змінної маси і дав практичні рекомендації, що були опубліковані у роботах [68] і [69] у 1897 і 1904 роках, був професор І. В. Мещерський.

У 1937 році професор Я. Т. Ненько вивів рівняння руху рідини змінної маси для цілого потоку та застосував його розв'язання для розрахунку перфорованих трубопроводів з неперервним розподілом рідини по шляху. Він також визначив критерії класифікації трубопроводів по довжині. У тому ж році професор І. М. Коновалов, використовуючи закон кількості руху, одержав рівняння руху рідини зі змінною витратою й застосував його при розв'язанні задач щодо розрахунку руху рідини у перфорованих трубопроводах і каналах.

Найфундаментальніші дослідження в галузі вивчення параметрів потоку при змінній витраті повітря уздовж РТ було зроблено такими авторами, як О. Д. Альтшуль, К. К. Баулін, П. І. Бистров, Д. О. Бутаєв, Г. Ф. Глотов, М. І. Гримітлін, Л. М. Дудинець, І. Є. Ідельчик, В. О. Кащєєв, Ю. М. Константинов, І. Ф. Кравченко, Б. М. Лобаєв, В. С. Михайлов, В. М. Муравченко, Я. Т. Ненько, Ю. І. Поспєлов, В. В. Сміслов, В. М. Талієв, В. І. Ханжонков, Ю. І. Шевчук та інші.

Одним з перших дослідників, який запропонував у 1933 році спрощену методику розрахунку РТ, був К. К. Баулін. Для аналітичного розв'язання цієї задачі він взяв такі припущення:

- розподіл швидкостей по перерізу каналу є однорідним;
- густина повітря – постійна;
- коефіцієнт шляхових втрат λ – постійний;
- коефіцієнт витрати μ береться однаковим для всіх отворів роздавального

трубопроводу;

- з вихідних отворів повітря витікає тільки під дією статичного тиску;

- місцеві втрати повного тиску при проходженні основного потоку уздовж вихідних отворів вважаються такими, якими нехтують, і при розрахунку не враховуються.

У роботі [7] К. К. Баулін наводить наближену методику розрахунку циліндричних повітропроводів, перфорованих вихідними отворами.

Використовуючи рівняння Бернуллі для неперервного і рівномірного розподілу повітря по всій довжині РТ, К. К. Баулін одержав формулу для визначення перепаду статичного тиску в будь-якому перерізі РТ:

$$h_x = h_l + \frac{\rho v_l^2}{2} \left\{ 1 - \left(\frac{L-x}{L} \right) - \frac{\lambda}{3DL^2} \left[L^3 - (L-x)^3 \right] \right\}, \quad (1.1)$$

де $h_x = P_x - P_a$ – перепад статичного тиску в довільному перерізі трубопроводу, кг/м²; $h_l = P_l - P_a$ – перепад статичного тиску в початковому перерізі трубопроводу, кг/м²; P_x – статичний тиск у довільному перерізі трубопроводу, кг/м²; P_l – статичний тиск у початковому перерізі трубопроводу, кг/м²; P_a – статичний тиск середовища, в яке витікає повітря з РТ, кг/м²; v_l – швидкість потоку повітря в початковому перерізі роздавального трубопроводу, м/с; L – повна довжина РТ, м; ρ – густина повітря, (кг·с²)/м⁴; λ – коефіцієнт шляхових втрат; x – відстань від початку трубопроводу до довільного перерізу, м; D – внутрішній діаметр РТ, м.

Коефіцієнт шляхових втрат λ визначають за формулою Філоненка – Альтшуля

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \lg Re - 1,64)^2}, \quad (1.2)$$

де Re – число Рейнольдса (безрозмірна величина), $Re = d \cdot w / \nu$; d – діаметр труби круглого перерізу (або гідравлічний діаметр некруглого перерізу); w – середня по перерізу елемента швидкість течії; ν – кінематична в'язкість рідини.

Значення числа Рейнольдса обчислюється для всіх елементів гілок системи на основі конструктивних (d), режимних (тип рідини і середня температура на елементі) та ітераційних даних (витрата в елементі гілки) за формулою, подібною до формул, одержаних при змінненні п'єзометричної лінії рідини уздовж дірчастих трубопроводів [10, 17, 76].

Дещо пізніше М. С. Сорокін запропонував при визначенні статичного тиску уздовж РТ використовувати коефіцієнт Коріоліса, який враховує нерівномірність поля швидкостей по перерізу каналу:

$$h_x = h_n + \frac{\rho v_n^2}{2g} \left\{ 1 - \left(\frac{L-x}{L} \right)^2 \alpha - \frac{\lambda \cdot S}{12FL^2} \left[L^3 - (L-x)^3 \right] \right\}, \quad (1.3)$$

де h_x – статичний тиск на відстані x від початку каналу, кг/м²; h_n – статичний тиск у початковому перерізі трубопроводу, кг/м²; v_n – швидкість потоку повітря в початковому перерізі РТ, м/с; L – повна довжина трубопроводу, м; ρ – густина повітря, кг/м³; λ – коефіцієнт шляхових втрат; x – відстань від початку трубопроводу до розрахункового перерізу, м; g – прискорення вільного падіння, м/с²; F – площа поперечного перерізу РТ, м²; S – периметр поперечного перерізу РТ, м; α – коефіцієнт Коріоліса.

Коефіцієнт Коріоліса визначається формулою

$$\alpha = 1 + \frac{3}{v_{сep}^2 \cdot f} \int_0^f \Delta v^2 \cdot \partial f, \quad (1.4)$$

де $v_{сep}$ – середня швидкість повітря по перерізу каналу, м/с; f – площа поперечного перерізу РТ, м²; v – швидкість повітря у певних точках розглянутого каналу, м/с.

Вираз (1.3) М. С. Сорокіна дещо відрізняється від виразу (1.1).

Подальшого розвитку методики розрахунку РТ набули в роботах В. М. Талієва. Взявши за основу припущення й методику розрахунку РТ, запропоновану К. К. Бауліним, він застосував її до досліджень конусних і клиноподібних РТ. В роботі [90] наведено методики розрахунку РТ різної конфігурації: постійного перерізу, клиновидних і конусоподібних, з поздовжньою вихідною щілиною, а також з вихідними отворами постійної та змінної площ.

При аналітичному дослідженні РТ рівномірного розподілу або всмоктування повітря В. М. Талієв припускає:

- що коефіцієнт витрати по всій довжині щілини або для всіх отворів повітропроводу вважається постійним;
- поля швидкостей у поперечних перерізах повітропроводу є рівномірними (коефіцієнти Коріоліса і Бусінеска дорівнюють одиниці);
- коефіцієнт опору тертя по всій довжині повітропроводу є постійним.

При розрахунку статичного тиску уздовж РТ В. М. Талієв враховував втрату

повного тиску при проходженні потоку повітря між перерізами $i - 1$ та i введенням додаткового коефіцієнта $\eta = 0,4$. Рівняння Бернуллі для двох довільних перерізів згідно з [74] має такий вигляд:

$$\Delta P_i + \frac{\rho}{2} \cdot v_i^2 = \Delta P_{i-1} + \frac{\rho}{2} \cdot v_{i-1}^2 + \lambda \cdot \frac{l_0}{d_e} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_{i-1}^2 + \eta \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (v_i - v_{i-1})^2, \quad (1.5)$$

де ΔP_i і ΔP_{i-1} – відповідно, перепад статичного тиску до і після вихідного отвору, кг/м²; v_i^2 і v_{i-1}^2 – відповідно, середня швидкість повітря в трубопроводі до і після вихідного отвору, м/с; ρ – густина повітря, кг/м³; λ – коефіцієнт шляхових втрат; d_e – еквівалентний діаметр повітропроводу, м; η – коефіцієнт пом'якшення при проходженні повітря уздовж вихідного отвору; l_0 – відстань між вихідними отворами, м.

Для визначення потрібного тиску в початковому перерізі РТ з вихідною щілиною В. М. Талієв рекомендує використовувати такий вираз:

$$H = \zeta_{заг} \cdot (V^2 \cdot \rho) / 2g, \quad (1.6)$$

де V , ρ – відповідно, швидкість і густина у початковому перерізі роздавального трубопроводу; $\zeta_{заг}$ – загальний коефіцієнт опору трубопроводу. Останній визначається формулою

$$\zeta_{заг} = 1 + F_n / (\mu \cdot \delta \cdot L), \quad (1.7)$$

де F_n – площа трубопроводу в початковому перерізі, м²; L – довжина щілини у трубопроводі, м; μ – коефіцієнт витрати вихідного отвору, $\mu = 0,65$; δ – ширина щілини, м.

Припущення, взяті в цій методиці, призводять до одержання некоректних розрахункових значень, зокрема потрібного тиску в початковому перерізі РТ, а також витрати повітря через РТ при критичному перепаді тиску на вихідних отворах РТ, тому використовувати цю методику при проектуванні РТ недоцільно.

У своїх роботах [33-35], присвячених вивченню закономірності витікання повітря з РТ різної конфігурації з неперервною витратою повітря, М. І. Гримітлін наводить теоретично одержану формулу для визначення кількості повітря, що витікає через i -й вихідний отвір як при транзитному потоці повітря, так і без нього:

$$q_{омв.i} = \alpha_i \cdot f_{омв.i} \cdot \sqrt{2 / \rho} \cdot \left(\sqrt{H_{ст.i} + H_{дин.i}} \right) / \sqrt{1 + (H_{дин.i} / H_{ст.i})^2}, \quad (1.8)$$

де α_i – коефіцієнт витікання; $f_{омв.i}$ – площа i -го вихідного отвору, м²; ρ – густина повітря, кг/м³; $H_{ст.i}$ – локальне значення величини статичного тиску в поперечному

перерізі повітряного потоку всередині трубопроводу, кг/м^2 ; $H_{\text{дин.}i}$ – динамічний напір потоку повітря за наявності переносної швидкості всередині трубопроводу в районі i -го отвору, кг/м^2 .

Для визначення статичного тиску в i -му перерізі трубопроводу може бути використана формула:

$$H_{\text{ст.}i} = \int_{l-l_i}^0 \lambda'_i \cdot \frac{l-l_i}{d} \cdot v_i^2 \frac{\rho}{2} dl - H_{\text{дин.}i} + C_\kappa, \quad (1.9)$$

де λ'_i – сумарний коефіцієнт опору, що містить втрати тертя й місцеві опори на прохід отвору; C_κ – величина повного тиску в кінці трубопроводу.

У роботі [62] Б. М. Лобаєв передбачає, що при плавному змінненні перерізу каналу і рівномірній витраті повітря через поздовжню щілину або вихідні отвори місцеві опори на прохід можна вважати такими, що дорівнюють нулю, і втрати тиску в каналі при цьому будуть обумовлені тільки втратами на тертя.

Коефіцієнт шляхових втрат λ для перехідної області турбулентного руху стосовно до повітря при стандартних умовах визначають за формулою

$$\lambda = 1,42 / (5,285 + \lg G)^2, \quad (1.10)$$

де G – витрата повітря, кг/год .

Б. М. Лобаєв також пропонує формулу (1.10) замінити зручнішою формулою статичної функції, а саме:

$$\lambda = 0,42 / G^{0,1}, \quad (1.11)$$

яка дає хороші результати для всієї перехідної області потоку повітря при $K = 0,1 \text{ мм}$; $\gamma = 1,164 \text{ кг/м}^3$, $\nu = 15,7 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$.

Б. М. Лобаєв запропонував методику розрахунку мереж повітропроводів за еквівалентними опорами, яка відрізняється, на його думку, зручністю, простотою й більш високим ступенем точності.

Загальна втрата повного тиску повітря в трубі, що складається з втрат на тертя й місцевих опорів, може бути визначена за формулою

$$H_0 = \frac{\lambda \cdot L}{D} \cdot V^2 \cdot \frac{\gamma}{2 \cdot g} + \zeta \cdot \frac{V^2 \gamma}{2 \cdot g} = \left(\frac{\lambda \cdot L}{D} + \zeta \right) \cdot \frac{V^2 \cdot \gamma}{2 \cdot g}. \quad (1.12)$$

Виконавши перетворення (1.12), одержимо такий вираз:

$$H_0 = A \mu Q^2, \quad (1.13)$$

де $A = (4 / \pi) \cdot \gamma / (2 \cdot g)$; $\mu = (\lambda \cdot L / D^5 + \zeta / D^4)$; L – довжина РТ, м ; D –

внутрішній діаметр роздавального трубопроводу, м; ζ – коефіцієнт місцевого опору.

Як випливає з (1.13), коефіцієнт μ можна виразити різними поєднаннями значень D , L і ζ , однак при $\mu = \text{const}$ і $Q = \text{const}$ гідравлічний опір цих трубопроводів буде величиною сталою.

Усі гідравлічні й геометричні властивості трубопроводів об'єднуються в один критеріальний комплекс і повністю ним визначаються. Тому всі трубопроводи, що мають різні значення D , L , ζ , але при цьому $\mu = \text{const}$, називаються *гідравлічно подібними*, а коефіцієнт μ – гідравлічним критерієм подібності трубопроводу. Оскільки для існуючого трубопроводу величини D , L , ζ вважаються відомими, то критерій μ є визначальним. Визначивши критерій μ , можна не розраховувати його способом поступових наближень, як це має місце при інших методиках розрахунку. У проєктованих ГРМ значення критерію гідравлічної подібності при заданих величинах витрати і втрати тиску можна знайти заздалегідь, і тоді за відомими величинами L і ζ визначають потрібний діаметр трубопроводів у ГРМ.

Подальшого розвитку описана вище методика проєктування РТ з постійним попутним розподілом набула в роботі Ю. І. Шевчука [101]. Для розрахунку розподільних повітророздавальників рівномірного розподілу постійного перерізу Ю. І. Шевчук запропонував такий вираз:

$$7020 \cdot \bar{q} \sqrt{(2g \cdot H_{cm}) / \gamma \cdot f_{omv}} - q(1 - 3\bar{q}) \cdot 0,565 / D \sqrt{f_{omv}} = 3q\bar{q} \quad (1.14)$$

де \bar{q} – відносна витрата повітря через вихідний отвір; q – витрата повітря через вихідний отвір, кг/с; f_{omv} – площа вихідного отвору, м; D – внутрішній діаметр роздавального трубопроводу, м; H_{cm} – статичний тиск повітря в РТ біля вихідного отвору, кг/м².

Також Ю. І. Шевчук одержав розрахункове рівняння для роздавальних трубопроводів рівномірного розподілу повітря з однаковою швидкістю виходу через отвори:

$$\frac{H_{\partial.vux}}{(1,95 \cdot \bar{q})^2} \left\{ \frac{0,319 f_{om} (1 - 3\bar{q})^2}{D^2} + \frac{3,39 \cdot \bar{q} \sqrt{f_{om}}}{D} + 9\bar{q} \right\} + (q^2 \cdot \gamma) / \left(\left(\frac{3600 \cdot \pi}{4} \right)^2 \cdot 2gD^4 \right) = \quad (1.15)$$

$$= H_{cm} + H_{\partial} + h_{\partial il},$$

де D – діаметр ділянки каналу в розглянутому перерізі, м; \bar{q} – відносна витрата повітря через вихідний отвір; q – витрата повітря в каналі в розглянутому перерізі, кг/год; H_{cm} – статичний тиск в області подальшого (за ходом руху повітря) отвору, кг/м²; $H_{\partial.vux}$ – динамічний тиск на виході з отвору, кг/м²; H_{∂} – динамічний тиск в

області наступного (за ходом руху повітря) отвору, кг/м^2 ; \overline{f}_{ome} – площа вихідного отвору; γ – густина повітря у припливному трубопроводі, кг/м^3 ; h_{din} – втрати енергії на розглянутій ділянці, кг/м^2 .

Подані в роботі [101] залежності, зокрема (1.14), і рівняння для розрахунку РТ рівномірного розподілу враховують змінення коефіцієнта гідравлічного опору λ і витрати повітря μ_{cm} по довжині каналу, а також втрати енергії на прохід при розподілі потоку, проте використання наведених вище формул для розрахунку РТ ускладнюється тим, що в роботі не вказана область застосування цих формул, а саме для розрахунку величини швидкостей вихідного й транзитного повітря, абсолютної величини або перепаду статичного тиску, відносної витрати повітря та ін.

Професор Г. О. Максимов в роботі [63] при проектуванні РТ зазначає, що якщо повітря виходить або всмоктується РТ через отвір, розташований на його бічній поверхні, то цей отвір можна розглядати як відгалуження, довжина якого дорівнює нулю. Отже, в подібних відгалуженнях шляхові втрати дорівнюють нулю та мають місце лише втрати при виході повітря з отвору.

Описана модель ділянки РТ в районі вихідного отвору має такий вигляд:

$$\zeta'_0 H_{д.п(x+1)} = H_{с.п(x)} + \zeta'_п H_{д.п(x+1)} = H_{с.п(x+1)} + z_{(x+1)}, \quad (1.16)$$

де ζ'_0 – коефіцієнт місцевого опору при виході повітря з отвору, віднесений до динамічного напору в перерізі трубопроводу перед отвором; $\zeta'_п$ – коефіцієнт місцевого опору на прохід потоку повітря в районі вихідного отвору (також віднесений до динамічного напору в перерізі трубопроводу перед отвором); $H_{с.п(x+1)}$ і $H_{с.п(x)}$ – відповідно, повний тиск до і після розподілу потоку повітря; $H_{д.п(x+1)}$ – динамічний напір до розподілу потоку повітря.

Знаючи величину $\zeta'_п$, можна таким чином підібрати площу вихідного отвору, щоб добуток $\zeta'_п \times H_{д.п(x+1)}$ при заданому співвідношенні витрат повітря перетворював попереднє рівняння на тотожність. Для розв'язання цієї задачі в роботі [63] наведено спеціальні графіки, запропоновані В. В. Конокотіним. На думку Г. О. Максимова, одним з факторів, що впливають на величину гідравлічних коефіцієнтів, є відношення площі вихідного отвору до площі РТ у цьому районі, а також конструктивне виконання РТ в районі вихідного отвору (форма вихідного отвору, наявність козирків, роздавальників потоку тощо).

П. І. Бистров, О. М. Крапивін, Г. О. Анофрієв і В. С. Михайлов у своїх роботах [14–16] вводять параметр пористості РТ як відношення сумарної площі вихідних отворів Σf_{om} (м^2) до внутрішньої площі поверхні розподільного

трубопроводу F_{mp} (м²):

$$\varepsilon_f = \Sigma f_{om} / F_{mp}, \quad (1.17)$$

Для розрахунку коефіцієнта гідравлічних втрат на пористій ділянці трубопроводу ($\varepsilon_f = 0,001 - 0,0071$), а також у разі рівномірного та одностороннього відтоку ними запропоновано використовувати такий вираз:

$$\zeta = \zeta_0 + 8\kappa_{\perp}, \quad (1.18)$$

де $\zeta_0 = 0,3164Re^{-0.25}$; $\kappa_{\perp} = v_{cm} / \bar{u}$; v_{cm} – швидкість повітря у вихідному отворі, \bar{u} – середня швидкість у розподільному трубопроводі; Re – число Рейнольдса потоку повітря в РТ, що цілком узгоджується із залежностями, поданими в роботах [50, 59, 72].

Для визначення змінення статичного тиску уздовж РТ у разі рівномірного одностороннього відтоку в роботах [14, 15] пропонують використовувати вираз

$$\frac{2\Delta p}{\rho \bar{u}_0^{-2}} = [1 - (1 - X)^2] - \frac{\zeta_0}{2.75} \frac{L}{D} [1 - (1 - X)^{2.75}], \quad (1.19)$$

де Δp – перепад тиску в РТ, кг/м²; ρ – густина повітря в РТ, кг/м³; \bar{u}_0 – середня швидкість в РТ в початковому перерізі, м/с; $X = x/L$ – відносна поточна координата; $\zeta_0 = 0,3164Re^{-0.25}$; L – довжина РТ, м; D – внутрішній діаметр РТ, м.

З аналізу виразу (1.19) П. І. Бистров та В. С. Михайлов роблять висновок про те, що у разі одностороннього відтоку рівняння руху змінної маси перетворюється на звичайне рівняння Бернуллі. Аналогічний висновок був зроблений І. Є. Ідельчиком в роботі [42].

У разі нерівномірного відтоку і малої пористості РТ ($\varepsilon_f \leq 0,12$) пропонується використовувати такий вираз:

$$\zeta = \zeta_0 + 6,5\kappa_{\perp}, \quad (1.20)$$

де $\zeta_0 = 0,3164Re^{-0.25}$; $\kappa_{\perp} = v_{cm} / \bar{u}$. Тут v_{cm} – швидкість повітря у вихідному отворі, \bar{u} – середня швидкість у припливному трубопроводі.

На думку авторів роботи [14], основними факторами, що впливають на нерівномірність та інтенсивність витікання рідини уздовж РТ, є пористість РТ ε_f , відношення L/D (де L і D – відповідно, довжина і внутрішній діаметр РТ, м), а також величини коефіцієнта гідравлічного опору бічного відгалуження трубопроводу зт.

У своїй роботі [45] професор П. М. Каменєв наводить розрахунок РТ, оснований на тому, що повні втрати тиску в каналі мають дорівнювати різниці динамічних тисків в його початковому і кінцевому перерізах:

$$\frac{V_n^2}{2g} \cdot \gamma - \frac{V_{кін}^2}{2g} \cdot \gamma = \Sigma(R \cdot L + Z), \quad (1.21)$$

де ΣRL – загальна втрата на тертя по довжині трубопроводу, кг/м²; Z – втрата повного тиску повітря на місцевих опорах усіх трійників на прохід по магістралі, кг/м²; V_n – швидкість в початковому перерізі РТ, м/с; $V_{кін}$ – швидкість у кінцевому перерізі РТ, м/с; γ – густина повітря, кг/м³.

При розрахунку РТ за методом професора П. М. Каменєва постійними по довжині каналу вважаються гідравлічний опір λ і коефіцієнт витрати μ . Крім того, розрахунок повітропроводу ускладнюється багаторазовим підбором швидкостей повітря і діаметрів.

У роботі [44] професор І. Є. Ідельчик наводить висновок і аналіз розрахункових формул, які рекомендуються при проектуванні проточних і витяжних трубопроводів з постійним і змінним перерізами, а також з вихідними отворами і щілиною уздовж всього трубопроводу.

При виведенні рівняння професор І. Є. Ідельчик, як і його попередники, припускав, що коефіцієнт витрати уздовж щілини і коефіцієнт довжинних втрат – сталі.

І. Є. Ідельчик, як й інші дослідники [46, 47], використовує рівняння Бернуллі для визначення змінення параметрів потоку повітря уздовж трубопроводу:

$$\Delta P_x + \frac{\gamma V_x^2}{2g} = \Delta P_0 + \frac{\gamma V_0^2}{2g} + \Delta H_x, \quad (1.22)$$

де $\Delta P_o = p_x - p_a$, $\Delta P_o = p_o - p_a$ – надлишковий статичний тиск всередині трубопроводу, відповідно, у перерізах 1 – 1 (на відстанях x від початку координат) і 0 – 0 (біля заглушеного кінця); p_a – атмосферний тиск; p_x – поточний статичний тиск повітря в трубопроводі; p_o – статичний тиск повітря в початковому перерізі трубопроводу; V_x – середня швидкість потоку в поперечному перерізі 1 – 1; ΔH_x – втрати тиску на ділянці трубопроводу між перерізами 0 – 0 і 1 – 1.

Швидкість витікання повітря з вихідного отвору (щілини) роздавального трубопроводу можна визначити за допомогою рівняння нерозривності:

$$V_x = \mu \cdot \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \Delta p_x}, \quad (1.23)$$

де μ – коефіцієнт витрати, вважається постійним уздовж всього роздавального трубопроводу.

Використовуючи вирази (1.22) і (1.23), а також ряд припущень, І. Є. Ідельчик одержав загальне диференціальне рівняння для роздавального трубопроводу:

$$\overline{Q}'_x{}^2 + A \left(\frac{\overline{Q}_x}{F_x} \right)^2 - \overline{Q}'_0{}^2 = 0, \quad (1.24)$$

де $\overline{Q}'_x = Q_x / Q_n$ – відношення витрати в поточному перерізі до початкового; F_x – площа трубопроводу в поточному перерізі; A – характеристика трубопроводу: $A = \sqrt{(1 - \zeta_{\text{колл}}) \mu \bar{f}}$. Тут $\bar{f} = f / F_n$ – відношення сумарної площі всіх вихідних отворів до площі перерізу трубопроводу на початку; \overline{Q}'_0 – витрата повітря в початковому перерізі трубопроводу.

У першому наближенні в [44] рекомендується брати такий коефіцієнт гідравлічних втрат трубопроводу:

$$\zeta_{\text{колл}} = 0,5 \lambda \frac{L}{D_2}, \quad (1.25)$$

де D_2 – гідравлічний діаметр трубопроводу.

Розв'язавши рівняння (1.24), одержимо закономірності для визначення відносної швидкості витікання повітря, відносної величини статичного надлишкового тиску в роздавальному трубопроводі та коефіцієнта загального опору РТ.

І. Є. Ідельчик пропонує використовувати для визначення кількості повітря, що витікає з отвору, такі вирази [40, 43]:

- при докритичному перепаді тиску

$$G = \mu \cdot F \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot g \cdot \rho_0 \cdot P_0^* \cdot \left[\left(\frac{P_H}{P_0^*} \right)^{\frac{2}{k}} - \left[\left(\frac{P_H}{P_0^*} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right] \right]}, \quad (1.26)$$

- при критичному перепаді тисків

$$G = \mu \cdot F \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot g \cdot \rho_0 \cdot P_0^*}. \quad (1.27)$$

У роботі [3] О. Д. Альтшуль пропонує використовувати для визначення втрат повного тиску по перфорованому каналу з неперервним розподілом уздовж РТ із заглушеним торцем такий вираз:

$$h_{mp}^{0-1} = (AQ_0^2 L) / 3, \quad (1.28)$$

де $A = 8\lambda / (9\pi^2 D^5)$ – питомий опір трубопроводу, який вважається постійним для певного трубопроводу (без урахування швидкості), значення A береться з таблиць і є функцією діаметра трубопроводу; Q_0 – витрата рідини в початковому перерізі; L – довжина РТ.

У своїй роботі [3] О. Д. Альтшуль на основі результатів дослідження таких вчених, як С. Гамільтон, І. Б. Вейсбах, Пенсел, С. О. Абурашидов, Л. У. Мальц, Г. М. Знаменський, О. І. Грєве та інших, проводить старанний аналіз наявних експериментальних даних з питання витікання рідин за своєю природою рідин з отвору в тонкій стінці та при використанні насадок різної геометрії. Для отримання цілком задовільного розташування дослідних точок на графіку в координатах $\mu = f(Re)$ О. Д. Альтшуль вводить дві умови, яким має задовольняти дослідне вимірювання, а саме:

$$20Fr > 10; We > 250 \dots 2500, \quad (1.29)$$

де $Fr = 2H/d$ – число Фруда; $We = (2Hd)/\sigma$ – число Вебера, нижнє значення якого належить до малих чисел Рейнольдса ($Re < 1000$), а верхнє – до великих ($Re < 5000$); H – величина надлишкового тиску; d – діаметр отвору; g – прискорення вільного падіння; ρ – густина рідини; σ – поверхневий натяг рідини.

При практичних розрахунках і дотриманні умови (1.29) О. Д. Альтшуль рекомендує використовувати такі вирази при визначенні коефіцієнта витрати:

$$\mu = \frac{Re}{1,5 + 1,4Re} \text{ при } 300 > Re > 25, \quad (1.30)$$

$$\mu = 0,592 + \frac{0,27}{Re^{\frac{1}{6}}} \text{ при } 10000 > Re > 300, \quad (1.31)$$

$$\mu = 0,592 + \frac{5,5}{\sqrt{Re}} \text{ при } Re > 10000. \quad (1.32)$$

Нині існує велика кількість робіт, присвячених питанню визначення витікання рідини з вихідного отвору, розкритого на бічній поверхні РТ або пластини [4, 14, 24, 66, 83, 90, 95]. При цьому слід зазначити два основні підходи до розв'язання такої задачі. Перший підхід оснований на визначенні коефіцієнта витрати μ , який залежить від різних геометричних параметрів отвору, а також режимів витікання. Другий підхід оснований на визначенні коефіцієнта витрати повного тиску для вихідного отвору, з якого витікає повітря як у разі відсутності, так і за наявності транзитного потоку рідини.

М. О. Волинов запропонував розглядати цівку рідини, що витікає з перфорованого РТ, як умовний виступ шорсткості, висота якого для випадку припливу рідини визначається глибиною проникнення цівки у потік рідини [24]. Уточнений вираз для визначення коефіцієнта шляхових втрат має такий вигляд:

$$\lambda = 0,11 \cdot \left[\frac{k_e}{D} + \frac{68}{Re} + \left(90 \cdot \frac{u_R}{V} \right)^2 \right]^{0,25}, \quad (1.33)$$

де u_R – швидкість масообміну:

$$u_R = \frac{1}{\pi \cdot D} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x} = \mu \cdot S \cdot V_{вум}, \quad (1.34)$$

де μ – коефіцієнт витрати; S – інтенсивність перфорації; $V_{вум}$ – швидкість витікання.

У своїй роботі [95] В. І. Ханжонков наводить практичні рекомендації щодо визначення коефіцієнта гідравлічних втрат при витіканні рідини через ряд (і один) отворів як у присутності потоку повітря, який проходить, так і без нього.

При розрахунку коефіцієнта гідравлічних втрат при витіканні через отвір автор використовує таку формулу:

$$\zeta_{вих} = 2(p_a - p_1) / \rho V^2, \quad (1.35)$$

де p_a – статичний тиск в незбуреному потоці, який притікає до отвору; p_1 – тиск у просторі з нерухомим середовищем далеко від отвору; V – середня за витратою швидкість повітря, яке протікає через отвір; ρ – густина повітря.

У роботі [95] наведено низку графіків, що дозволяють визначити відношення величини коефіцієнта гідравлічних втрат щодо транзитної швидкості потоку до швидкості витікання $\zeta_{ex} = f(V_0/V_{ex})$. У роботі також подано результати досліджень вихідних отворів з різним відношенням сторін, їх орієнтацією, наявності та відсутності козирка як на виході повітря з отвору, так і на вході.

Розглядаючи перетікання повітря з одного об'єму в інший Л. М. Биков в своїй роботі [14] зазначає, що перетікання повітря через отвір значною мірою залежить як від перепаду тисків, так і геометрії самого отвору. В [13] наведено деякі дані щодо коефіцієнта витрати повітря для певних отворів у стінці, а також змінення коефіцієнта витрати повітря від перепаду тисків $\mu = f(\Delta P)$. Для зручності виконання розрахунків Л. М. Биков пропонує використовувати такі вирази:

- при докритичному перепаді тиску

$$G = 0,95 \cdot \mu \cdot F \cdot \sqrt{P_H (P_0^* - P_H)} \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot g}{k \cdot R \cdot T}}, \quad (1.36)$$

- при критичному перепаді тисків:

$$G = \mu \cdot F \cdot P_0^* \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad (1.37)$$

де P_0^* – повний тиск у трубопроводі, кг/м²; P_H – статичний атмосферний тиск, кг/м²; F – площа вихідного отвору, м²; μ – коефіцієнт витрати; R – газова стала: $R = 29,27$ м/град; T – температура повітря, °С; k – показник адиабати.

При проектуванні роздавальних трубопроводів, що використовуються в системі кондиціонування повітря літаків, Л. М. Биков рекомендує брати коефіцієнт витрати $\mu = 0,6 \dots 0,65$.

1.1.2 Конструктивний елемент гідравлічної роздавальної мережі повітряно-теплових систем протиобледеніння – раптове розширення каналу. Стан питання

Проектування гідравлічної роздавальної мережі (ГРМ) сучасних літаків є складною ітераційною задачею. Оскільки в обмеженому просторі літака необхідно розмістити велику кількість агрегатів, джгутів, блоків тощо, повітряні трубопроводи мають розгалужену і вигнуту структуру з великою кількістю поворотів, трійників, компенсаторів тощо, а при проходженні силових конструкцій літака в трубопроводах використовуються місцеві звуження й розширення каналу.

При раптовому розширенні каналу відбувається різка деформація потоку рідини, перерозподіляються швидкості по «живому» перерізу, виникають вихроутворення й зворотний струм, що призводить до втрати енергії.

Дослідження в цій галузі добре викладено в роботах [4, 14, 26, 44, 58, 90].

Одним з перших дослідників, який запропонував вираз для визначення втрат повного тиску потоку рідини при раптовому розширенні потоку, був Борд:

$$\Delta P = K \frac{\rho(v_1 - v_2)^2}{2g}, \quad (1.38)$$

де K – поправковий коефіцієнт, що враховує вплив різних факторів (в'язкості, нерівномірності розподілу швидкостей по перерізу та ін.); v_1 – швидкість у вузькому перерізі трубопроводу, м/с; v_2 – швидкість у широкому перерізі трубопроводу, м/с; ρ – густина рідини, кг/м³.

Враховуючи той факт, що при великих числах Re ($Re \geq 10^4$) теорема Бордо – Карно досить точно характеризує втрати при раптовому розширенні

поток, а поправковий коефіцієнт K можна взяти таким, що дорівнює одиниці, то вираз (1.38) набуває вигляду:

$$\Delta P = \frac{\rho(v_1 - v_2)^2}{2g}, \quad (1.39)$$

а для нестисливої рідини з урахуванням рівняння нерозривності $\rho_1 F_1 v_1 = \rho_2 F_2 v_2$ ($\rho_1 = \rho_2$) коефіцієнт гідравлічних втрат при раптовому розширенні потоку, віднесений до швидкості у вузькій частині трубопроводу, можна виразити так:

$$\zeta = \frac{\Delta P}{\frac{\rho v_1^2}{2g}} = \left(1 - \frac{F_1}{F_2}\right)^2 \Rightarrow \zeta = \left(1 - \frac{F_1}{F_2}\right)^2, \quad (1.40)$$

де F_1 – площа у вузькому перерізі трубопроводу, м^2 ; F_2 – площа у широкому перерізі трубопроводу, м^2 .

При виході потоку повітря в нескінченний об'єм ($F_2 \rightarrow \infty$) ζ , відповідно до виразу (1.40), стає таким, що дорівнює одиниці, а втрати тиску дорівнюють швидкісному напору.

У разі нестисливої рідини при незмінній величині перепаду тиску ΔP коефіцієнт місцевого опору може бути перелічений на швидкість у довільному перерізі завдяки зведенню коефіцієнта ζ до цієї швидкості шляхом його множення на квадрат співвідношення площ. У випадках течії стисливої рідини таким перерахунком можна користуватися тільки при малих швидкостях потоку ($\lambda \leq 0,3$), коли вплив стисливості виявляється слабо. Тому в разі стисливої рідини коефіцієнт опору ζ розраховують за відношенням до перерізу з мінімальною площею. Коректність такого методичного прийому підтверджується на практиці для таких типових елементів, як раптове звуження потоку, трубка й сопло Вентурі. Але у випадку раптового розширення потоку при критичних режимах течії стисливої рідини використання такого підходу призводить до некоректного результату.

Відповідно до теорії термодинаміки швидкість потоку стисливої рідини не може перевищувати швидкість звуку в потоці. Тому за рівності таких швидкостей між тиском на вихідному перерізі гідравлічного елемента й витратою рідини має місце лінійна залежність, з якої за витратою визначають мінімально допустиме значення повного тиску. Якщо виявиться, що поточне значення повного тиску в перерізі менше мінімально допустимого, то кажуть, що має місце скачок

ущільнення. Такий розрив повного тиску має місце на межі вузького й широкого перерізів елемента – раптове розширення каналу – і не залежить від діаметра труби широкого перерізу. У той же час згідно з (1.40) збільшення діаметра широкого перерізу призводить до збільшення коефіцієнта опору ζ . Отже, збільшення більшого з діаметрів призводить до збільшення втрати тиску на елементі, що не може відповідати дійсності. У зв'язку з цим актуальною виявилася задача розроблення способу коректного визначення втрати повного тиску для елемента – раптове розширення каналу, що, у свою чергу, потребувало проведення експериментальних досліджень.

Нині у зв'язку з розвитком обчислювальної техніки і появою відповідного програмного забезпечення в багатьох галузях науки і техніки застосовується об'ємне моделювання на основі скінченно-різницевих методів числового розрахунку (*механіка рідини*). Ці методи мають у ряді випадків незаперечну перевагу перед двовимірним моделюванням потоку рідини, дозволяючи отримати об'ємну картину процесів, що відбуваються в об'єкті (розподіл швидкості, температури тощо), що, безумовно, допомагає інженерам при проектуванні складних систем. У зв'язку з цим необхідно провести аналіз коректності обчислення втрат повного тиску наявними засобами. Серед визнаних і використовуваних при проектуванні теплогідравлічних систем можна виділити деякі програмні комплекси: ANSYS CFX/Fluent, FlowVision, Feniks.

Проектування ГРМ ПТ СПО літаків є дуже вузькою й специфічною інженерною проблемою, у зв'язку з чим отримання інформації від іноземних виробників практично неможливо. Аналіз, поданий у цьому розділі, ґрунтується в основному на матеріалах, опублікованих у відкритій пресі, та матеріалах ДП «АНТОНОВ».

Аналіз існуючих методик розрахунку конструктивних елементів РТ і раптового розширення каналу ГРМ ПТ СПО показав, що для створення математичної моделі гідравлічних процесів ГРМ ПТ СПО, яка б адекватно описувала фізичні процеси, що відбуваються в ній на всіх експлуатаційних режимах роботи, включаючи критичні та білякритичні, необхідно:

- виконати аналіз існуючих математичних моделей, що описують гідравлічні процеси в елементах ПТ СПО і оцінити можливість їх застосування для випадків критичних і білякритичних режимів течії;

- дослідити фактори, що впливають на втрату повного тиску при раптовому розширенні каналу і при виході потоку з вихідних отворів роздавального трубопроводу;

- провести аналіз і запропонувати ефективний алгоритм розрахунку ГРМ ПТ СПО з урахуванням її специфіки;
- розробити розрахунковий модуль гідравлічного розрахунку елементів ПТ СПО та інтегрувати його в склад програмного комплексу «МережаПЕ», створеного в ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України.

1.2 Одержання характеристик «встановленого» двигуна – основа точності впливу енергозалежних літакових систем на характеристики літака

Особливо важливим елементом в аеродинамічному компонуванні літака є мотогондола для розміщення двигуна, вхідний пристрій якого має величезне значення, оскільки кожен відсоток втрат на вході еквівалентний таким же втратам питомої витрати палива на літаку.

Нині це найчастіше вхідні пристрої турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) великого ступеня двоконтурності. Вони характерні для сучасних дозвукових пасажирських або транспортних літаків. Такі двигуни зазвичай розташовуються в окремих мотогондолах, і їх повітрязабірники досить прості за конструкцією, але не настільки прості за вимогами, які до них ставляться і, відповідно, їх виконанням.

Розраховуються повітрязабірники зазвичай на крейсерські швидкості польоту близько (0,75...0,85)М. Вони повинні мати відносно малу масу за умови забезпечення необхідної витрати повітря. Найважливішою вимогою для них стає забезпечення малих втрат енергії повітряного потоку (внутрішні втрати), який вони направляють у двигун через свій канал, а також втрат на подолання зовнішнього опору (зовнішні втрати) (рисунок 1.1).

Це забезпечується правильним профілюванням внутрішнього каналу й зовнішніх обводів, що дозволяє зменшити опір і поліпшити обтікання. До того ж передні кромки вхідного пристрою найчастіше мають досить товстий профіль, який в поздовжньому (меридіональному) перерізі каналу набуває форми профілю крила.

Це дозволяє забезпечити безвідривне обтікання потоком поверхонь, що мінімізує втрати і, крім того, виявляється ще одна корисна дія. При обтіканні товстої вхідної кромки виникає аеродинамічна сила, подібна піднімальній.

А її горизонтальна проекція направлена за польотом і є своєрідним додатком

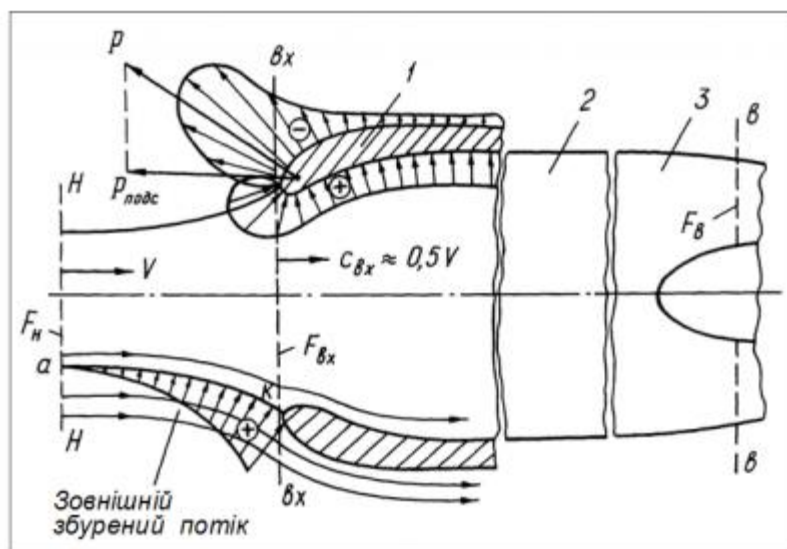


Рисунок 1.2 – Обтікання дозвукового повітрязабірника.
Дія підсмоктувальної сили

Актуальними завданнями є:

- пошук форми вхідного пристрою з мінімальними втратами на вході у двигун;
- забезпечення мінімальних втрат на літаку при зовнішньому обтіканні мотогондоли;
- виключення місцевих стрибків ущільнення на «губі» повітрязабірника;
- забезпечення рівномірності тиску на вході у двигун.

1.3 Комплексне проєктування енергозалежних систем літака

Літакові повітряні роздавальні мережі забезпечують транспортування стисненого повітря по мережах систем життєзабезпечення та повітряних теплових систем протиобледеніння і належать до основних систем механічного устаткування літака. Серед безлічі технічних завдань, які розв'язуються при проєктуванні ПРМ, можна виділити такі етапи:

- формування ідеології й принципів схем її роботи;
- компонування на літаку;
- газодинамічний аналіз, вибір діаметрів трубопроводів по трасі;
- загальний аналіз на міцність;
- робоче проєктування з контролем місцевої міцності;
- випуск НТД на складання й експлуатацію систем.

Зі збільшенням дальності, швидкості й висоти польоту, а також зі збільшенням кількості завдань, що вирішуються авіаційною технікою, розширилися й ускладнилися завдання, які вирішуються літаковими повітряними роздавальними мережами. Так, наприклад, до повітряної роздавальної мережі сучасного транспортного літака входять:

- система кондиціонування кабін (рисунок 1.3);
- система обігріву простору під підлогою;
- система захисту крила й дренажу паливних баків від обледеніння;
- система захисту повітрозабірника двигуна від обледеніння;
- повітряний запуск двигуна;
- система організованого відбору повітря з відсіку обладнання;
- наддування гідравлічних баків;
- привід турбонасосної установки;
- наддування радіоапаратури й локатора;
- обігрів відсіку допоміжної силової установки;
- кондиціонування кабін від наземних джерел;
- вентиляція кабін забортним повітрям;
- подача повітря для виробництва нейтрального газу.

За конструктивною формою літакові повітряні роздавальні мережі являють собою сукупність теплообмінних апаратів, холодильних турбін, компресорів, фільтрів, обмежувачів і регуляторів, змішувачів, трубопроводів та інших елементів, які взаємодіють між собою й з навколишнім середовищем шляхом обміну потоками робочих тіл, тепла й механічної енергії.

Цільове призначення ПРМ реалізується в процесі її функціонування, яке полягає у виробництві на борту й подачі до споживачів робочого тіла, кількість і якість якого визначається зовнішніми характеристиками. Зовнішня характеристика є кількісним вираженням мети функціонування ПРМ.

Як технічний об'єкт повітряні роздавальні мережі характеризуються низкою функціональних показників. Це – надійність і маса системи, витрати енергії й робочих тіл, габарити, зовнішні енерговиділення, запас міцності, вартість і т. п.

Мережа виконує своє призначення у просторі, визначаючи параметри робочого тіла у фіксованих точках і в часі протягом усього строку експлуатації.

Створення й застосування ПРМ пов'язане із циркуляцією інформації про її функціонування, яка зростає за обсягом і конкретизується в міру віддалення від початку життєвого циклу.

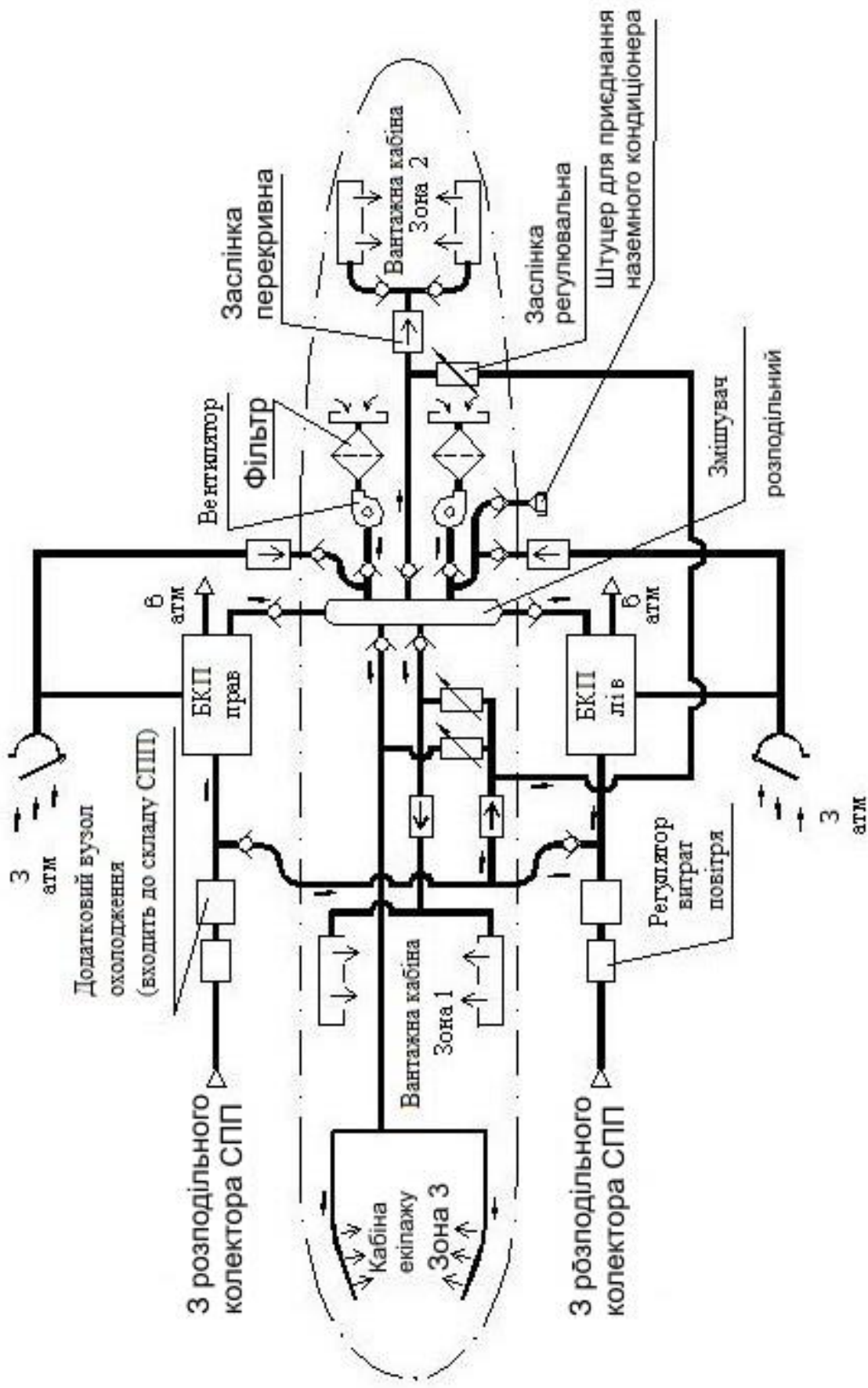


Рисунок 1.3 – Структурна схема мережі кондиціонування повітря середнього транспортного літака

Етапи життєвого циклу, пов'язані з виникненням, накопиченням, переробленням ПРМ і впливом на неї інформації про функціонування будемо називати інформаційно-активними. Вони супроводжуються або передують прийняттю рішень з конкретизації або змінення параметрів ПРМ. Сукупність активних етапів утворює цикл розроблення ПРМ.

1.3.1 Формування і реалізація характеристик повітряних роздавальних мереж на стадії проектування

Проектування ПРМ – процес створення й послідовна деталізація його технічного виду, включаючи три організаційні етапи: розроблення технічних завдань і пропозицій, ескізне й робоче проектування. Вони фіксують різний ступінь завершеності проекту і є засобом планування робіт.

Логічний розвиток проекту ПРМ визначається інженерно-технічними етапами зовнішнього функціонального й конструкційного проектування. Кожний з них є рішенням окремого інженерного завдання зі своїм предметом, набором даних, шуканих параметрів, критеріїв, засобів розв'язання і вихідної документації.

Розгляд інженерно-технічних етапів дозволяє розкрити логіку та зміст процесу проектування.

Зовнішнє проектування – формування зовнішніх характеристик ПРМ при її розгляді як елемента системи вищого рівня – літака і його літакового комплексу. Зовнішні характеристики ПРМ вибираються за даними теплових розрахунків кабін і відсіків, вимог фізіології, аеродинамічних розрахунків літального апарата, характеристик двигунів, досвіду, прототипів і т. п. з урахуванням Норм льотної придатності.

Можливі альтернативні варіанти, пов'язані з раціональним розподілом функцій і навантаження між системами із близьким призначенням, загальними споживачами або джерелами робочого тіла (наприклад, вибір стану маси теплозахисту кабіни та її потужності). Рішення ухвалюються на основі загальних літакових, не завжди формальних показників ефективності шляхом паралельного

опрацювання всього комплексу взаємозалежних систем.

Результати зовнішнього проектування фіксуються в технічному завданні (ТЗ) на ПРМ.

Функціональне проектування – послідовність дій і рішень на вибір і аналіз принципової схеми з умовою досягнення необхідних показників ефективності за наявності функціональних, масових, енергетичних, габаритно-компонувальних вимог щодо надійності та інших обмежень і наявного досвіду створення ПРМ.

Об'єктивною основою для прийняття рішень є інформація про властивості проектованої мережі.

Вирішується завдання структурної й параметричної оптимізації й аналізу. Вибір принципу дій, умови «борту», номенклатура готових виробів і досвід визначають функціонально необхідний склад ПРМ, що значно звужує кількість альтернативних варіантів схеми.

Параметрична оптимізація потрібна на взаємозалежних системному (розподіл навантаження) і агрегатному (вибір конструктивних параметрів елементів для реалізації цього розподілу) рівнях у широкому спектрі робочих режимів. На цьому етапі відбувається і прив'язка (компонування) різних варіантів схем до борту. Створюються і наближені моделі для оцінювання розподілу потоків газу для виконання функціонального призначення (наприклад, можливість повітряного запуску, кондиціонування відсіків, забезпечення повітряно-теплової системи протиобледеніння і т. д.), що дозволяє призначити перше наближення за діаметрами трубопроводів, виконати прив'язку до конструкції планера й оцінити силову схему.

Зазвичай цей етап виконується разом з генеральним розроблювачем ПРМ, потім формуються вимоги до неї, і етап закінчується ескізним проектом, ТЗ на ПРМ.

Робоче проектування (конструювання) – процес повної деталізації ПРМ і її елементів, що містить вирішення усіх питань її матеріальної реалізації (компонувальних, питань міцності) з випуском робочої технічної документації й

обов'язковим дотриманням усіх функціональних параметрів.

Вирішуються два завдання: 1 – конструювання агрегатів (елементів); 2 – вибір діаметрів трубопроводів по трасі, силова прив'язка до борту.

Перше завдання вирішується зазвичай спеціалізованими «агрегатними» підприємствами і є областю накопичених креслярсько-графічних методів і конструкторського мистецтва.

Друге завдання вирішується проєктувальниками з літакобудування. Це – пошук компромісу між багатьма суперечливими вимогами, а саме: мінімізація установчої маси й втрат енергії, висока надійність ПРМ, стійкість до відмови, жорсткі просторові обмеження, висока технологічність і порівняно низька вартість виробництва. Одночасно має бути забезпечена висока якість технічної й технологічної документації.

Робоче проєктування завершує етап теоретичної розробки ПРМ. Інформація про функціонування ПРМ використовується для контролю прийнятих рішень.

1.3.2 Реалізація підходів до проєктування й підтримка властивостей повітряних роздавальних мереж на стадії цільового застосування

Велике значення в реалізації ПРМ має побудова першого дослідного екземпляра. На цьому етапі відбувається виготовлення еталонів трубопроводів і остаточне уточнення розмірів. Досить важливим завданням є збереження проєктних даних у всьому технологічному ланцюжку від сертифіката на матеріал до остаточного складання ПРМ на борту і її комплексного відпрацювання. Паралельно етапу побудови дослідного екземпляра за ПРМ проводяться стендові випробування як із дослідження газодинамічного тракту, так і з підтвердження ресурсних характеристик окремих елементів конструкції та монтажів. Завершує цикл наземних випробувань відпрацювання систем на землі працюючих двигунів і ДСУ.

Наступний великий етап випробувань ПРМ – це етапи літних заводських і державних випробувань, де ПРМ випробовуються на всіх режимах і профілях

польоту, в різних кліматичних зонах і у відмовних ситуаціях. На цьому етапі здійснюються інтенсивне одержання, оброблення, накопичення й використання інформації як про функціонування ПРМ, так і про умови експлуатації окремих агрегатів (вібраційні й ударні навантаження, температура зовнішнього середовища, звуковий тиск) і напружено-деформований стан трубопроводів ПРМ (статичні й динамічні напруження, переміщення компенсувальних пристроїв, місцеві температури на елементах конструкції).

Експлуатація ПРМ полягає в її функціонуванні відповідно до цільового призначення і проведенні робіт з технічного обслуговування, спрямованих на відновлення характеристик у результаті зносу, напрацювання й старіння функціональних параметрів ПРМ у міру виробітку ресурсу.

ПРМ повинна мати достатню кількість засобів індикації й сигналізації для відстеження її роботи, індикації її відмови як за функціональними характеристиками, так і за характеристиками міцності.

Необхідність змінення функціональних параметрів може виникнути у таких випадках:

- при порушенні функціонування, пов'язаного з дефектами проєктування й випробувань;
- при поліпшенні показників ефективності;
- при зміні зовнішніх характеристик функціонування, появі нових вимог до ПРМ.

Модифікація пов'язана з активним аналізом і використанням накопиченого обсягу інформації.

Розроблення ПРМ пов'язано з послідовною деталізацією її виду в результаті накопичення, перероблення і використання інформації про функціонування ПРМ і її конструктивні параметри.

Джерелом інформації є дані аналізів, розрахунків і випробувань.

Типову схему створення літакових повітряних систем показано на рисунку 1.4. Вона пов'язана із проведенням тривалих і трудомістких робіт з доведення на натурних ПРМ, що надає процесу розроблення характер послідовних наближень. Кожний крок наближень містить етапи проєктування, виготовлення й випробувань.

Діюча ПРМ є основним джерелом інформації про свої властивості.

Докорінне поліпшення інформаційного забезпечення й усієї практики розроблення повітряних мереж, а також розвиток спеціалізованої наукової бази щодо повітряних мереж пов'язані з заміною основного джерела інформації шляхом використання методу математичного моделювання на ЕОМ.

На практиці при створенні повітряних роздавальних мереж вирішуються завдання з різних галузей знань: газова динаміка, міцність, оптимізація.

У цьому при проєктуванні необхідно визначити систему забезпечення й підтримки ресурсу протягом усього терміну служби і вирішивши завдання високої технологічності, низького коефіцієнта використання матеріалу, якості технічної документації.

Передумови до розроблення методів газодинамічних розрахунків повітряних систем закладене в роботах Г. І. Вороніна [24], Л. Т. Бикова [13], присвячених принципам роботи та структурам ПРМ, дослідженню процесів і опису споживачів.

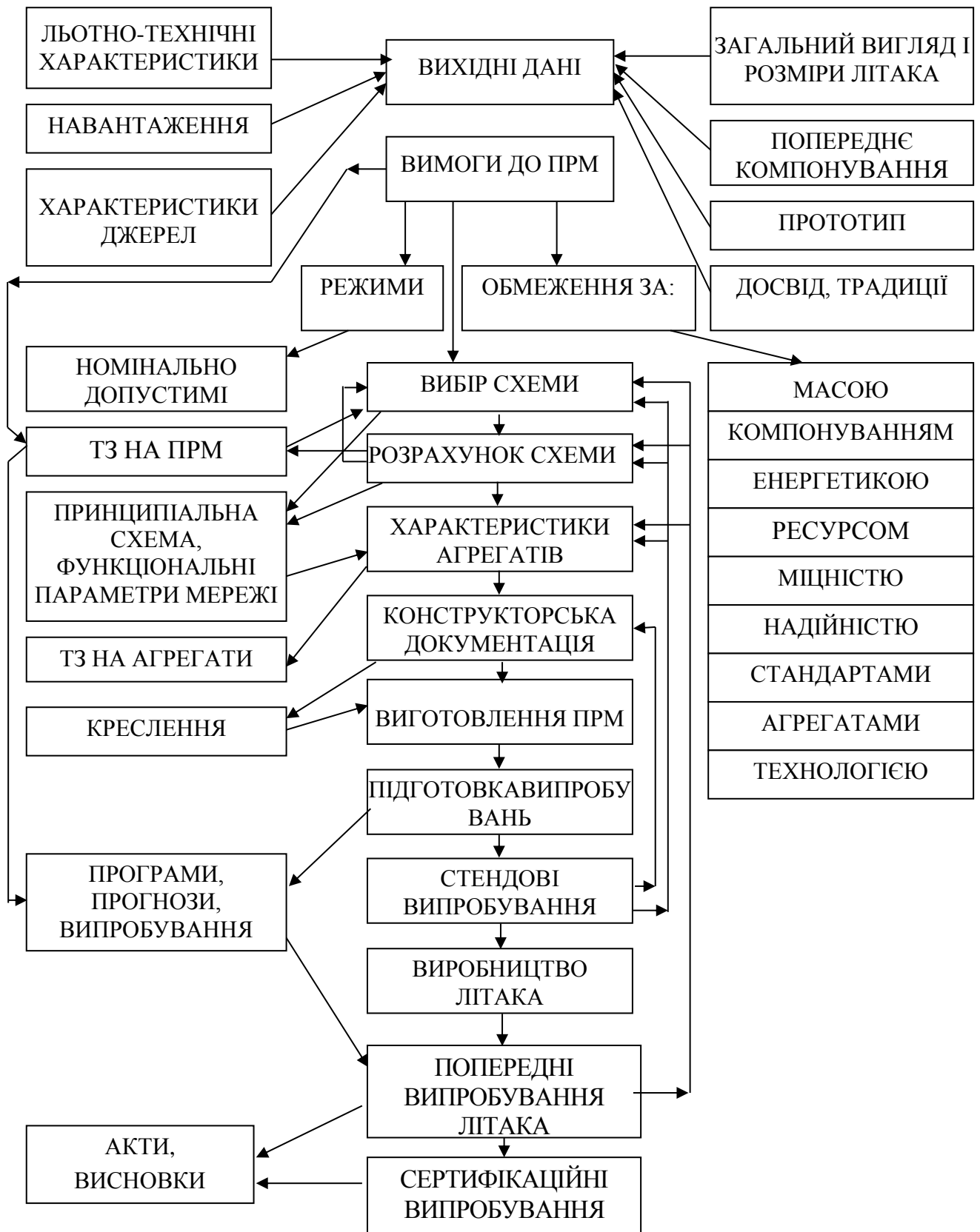


Рисунок 1.4 – Схема створення ПРМ

1.4 Підходи до поліпшення характеристик літаків на основі аналізу досягнутого енергетичного балансу

Як зазначено в [32], при проектуванні можна спиратися на два принципи: еволюційні змінення і створення нового. У першому випадку виробни удосконалюються протягом певного часу шляхом внесення незначних поліпшень. При цьому ризик допустити значні помилки невеликий. На практиці в удосконаленні з діалектикою проектування еволюційні змінення і поява нового відбуваються одночасно, тобто конструктор одночасно створює нове і здійснює еволюційні змінення.

Для реалізації такого підходу до проектування літаків виявився необхідним певний етап накопичення досвіду і фактів, узагальнення їх в систему вимог, знань – науки про проектування й удосконалення авіаційної техніки.

У роботі [137] розглянуто методи проектування систем силових установок літаків, повітрязбірників двигунів.

Слід зазначити, що на ДП «АНТОНОВ» мають місце такі підходи в організації проектування літаків нової генерації:

- літак і двигун створюються паралельно (Ан-24, Ан-72, Ан-124, Ан-77, Ан-140);

- літак створюється під відомий двигун або його модифікацію (Ан-2, Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-22, Ан-14, Ан-74, Ан-148, Ан-158);

- літак створюється як глибока модернізація існуючого зразка (Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-74ТК-300, Ан-71, Ан-225);

- літак створюється як глибока модернізація існуючого зразка паралельно з глибокою модернізацією силової установки (Ан-178, Ан-188).

Загальним для всіх підходів до проектування є етапи, що тією чи іншою мірою є присутніми при проектуванні літаків (рисунок 1.5).

Для просування нових проєктів на ДП «АНТОНОВ» актуальним завданням стало створення на базі вітчизняного оперативно-тактичного військово-транспортного літака (ВТЛ) (таблиця 1.1) літака нової генерації.

Кон'юнктура попиту визначається рівнем технічної досконалості літаків і результатами застосування Збройними силами (рисунок 1.6).

З прийняттям на озброєння літаків А400М, С-2 і Ан-77 у світі почав формуватися новий сегмент ринку – оперативно-тактичні ВТЛ. Успішність розвитку сегмента середніх ВТЛ пов'язана з тим, що сучасні середні ВТЛ, маючи в своєму розпорядженні можливість перевезення до 98 % номенклатури військової техніки, у тому числі броньованої, забезпечують Збройним силам країн світу нову визначальну функціональну якість – аеромобільність військ сучасного рівня оснащення – і дозволяють досягати з високою ефективністю переваги над супротивником у вирішенні тактичних і оперативно-тактичних задач.

Зазвичай військово-транспортні літаки використовуються для перевезення військ, парашутистів, зброї, оперативно-тактичних і стратегічних вантажів та іншого військового обладнання; розвідки і спостереження; медичної евакуації та гуманітарної підтримки; дозаправки у повітрі (літаки-заправники); рятувальних операцій.

За своїми габаритами і злітною вагою середній оперативно-тактичний військово-транспортний літак з турбореактивними двоконтурними двигунами (ТРДД) наближається до європейського літака Airbus Military А400М, але за низкою основних льотно-технічних характеристик істотно перевершує його (таблиця 1.2).

У зв'язку з припиненням реалізації проєкту, пов'язаного, в тому числі з неможливістю організації серійного виробництва гвинтовентилятора СВ 27 (ВАТ «АЕРОСИЛА», м. Ступіно, РФ), ДП «АНТОНОВ» реалізовує програму вдосконалення вітчизняного військово-транспортного літака завдяки застосуванню ТРДД (літак Ан-188).

Актуальними задачами є дослідження щодо:

- вибору взаємного розташування ТРДД і крила для забезпечення короткого зльоту й посадки;
- зменшення шуму на місцевості;
- зниження втрат повного тиску на вході в двигун;
- зменшення часу на обслуговування;
- зменшення споживаної електричної потужності на літаку;
- розширення можливостей щодо відбору повітря від компресора двигуна.

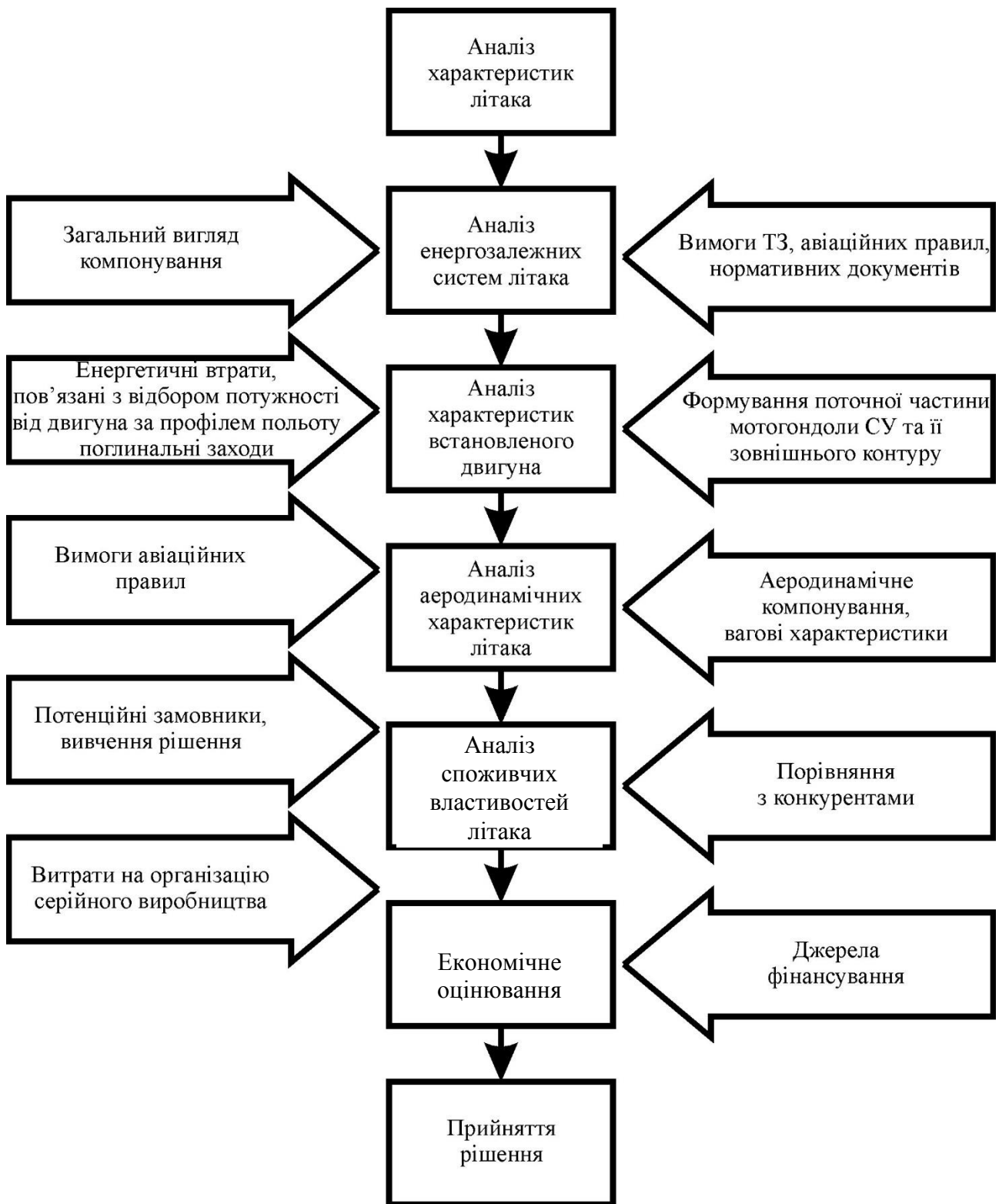


Рисунок 1.5 – Послідовність кроків при проектуванні літаків нової генерації

У 2013 році початок поставок А400М



У 2015 році прийняття на озброєння АН-77



У 2016 році початок поставок С-2



У 2018 році початок поставок (план.) КС-390



Рисунок 1.6 – Змінення умов конкуренції після 2013 року

Таблиця 1.1 – Основні льотно-технічні характеристики вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з ТВД¹⁾

Режим застосування	Режим ЗЗП ²⁾	Режим КЗП ³⁾
Потрібна довжина ЗПС ⁴⁾ , м	1900	600-700
Злітна маса, т	145	118
Вантажопідйомність, т:		
- перевантажувальна	47	-
- максимальна	35	-
- розрахункова	20	20
Крейсерська швидкість, км/год	750	
Крейсерська висота, км	9,45-12,0	
Практична дальність з вантажем, км:		
- 47 т	3000	-
- 35 т	5100	-
- 20 т	6600	3000
Паливна ефективність, г/т-км	150	
¹⁾ ТВД – турбовентиляторний двигун ²⁾ ЗЗП – звичайний зліт-посадка ³⁾ КЗП – короткий зліт-посадка ⁴⁾ ЗПС – злітно-посадкова смуга		

Для створення нових конкурентних переваг середніх магістральних літаків Ан-148 і Ан-158 внаслідок розширення експлуатаційного діапазону застосування, поліпшення характеристик літака в частині зменшення шуму на місцевості, емісії, розширення діапазону польотів в умовах обледеніння на ДП «АНТОНОВ» розглядається застосування на цих літаках двигуна Д-436ФМ. Двигун був створений для літака Ан-178 вантажної версії сімейства, який нині проходить льотні випробування.

Таблиця 1.2 – Порівняння льотно-технічних характеристик військово-транспортних літаків

Льотно-технічні характеристики	ВТЛ з ТРДД ¹⁾	A400M	Відмінність
Об'єм вантажної кабіни, м ³	370	356	4 %
Максимальна вантажопідйомність, т	47	37	27 %
Мінімальна довжина ЗПС ²⁾ у режимі КЗП ³⁾	600...800	915	34...14 %
Максимальна вантажопідйомність у режимі КЗП (ЗПС = 915 м), т	35	20	42 %
Дальність польоту в режимі КЗП (ЗПС = 915 м) з вантажем 20 т, км	4900	2000	59 %
Дальність польоту з вантажем 37 т, км	4700	3700	22 %
¹⁾ ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун ²⁾ ЗПС – злітно-посадкова смуга ³⁾ КЗП – короткий зліт-посадка			

Відмінною особливістю є досягнення тяги на двигуні Д-436-148ФМ на максимально надзвичайному режимі (МНР) на 19,4 % вище тяги двигуна Д-436-148Д завдяки оптимізації вентилятора, поліпшення газодинамічного тракту, включаючи модернізацію камери згоряння й турбінного каскаду (рисунок 1.7).

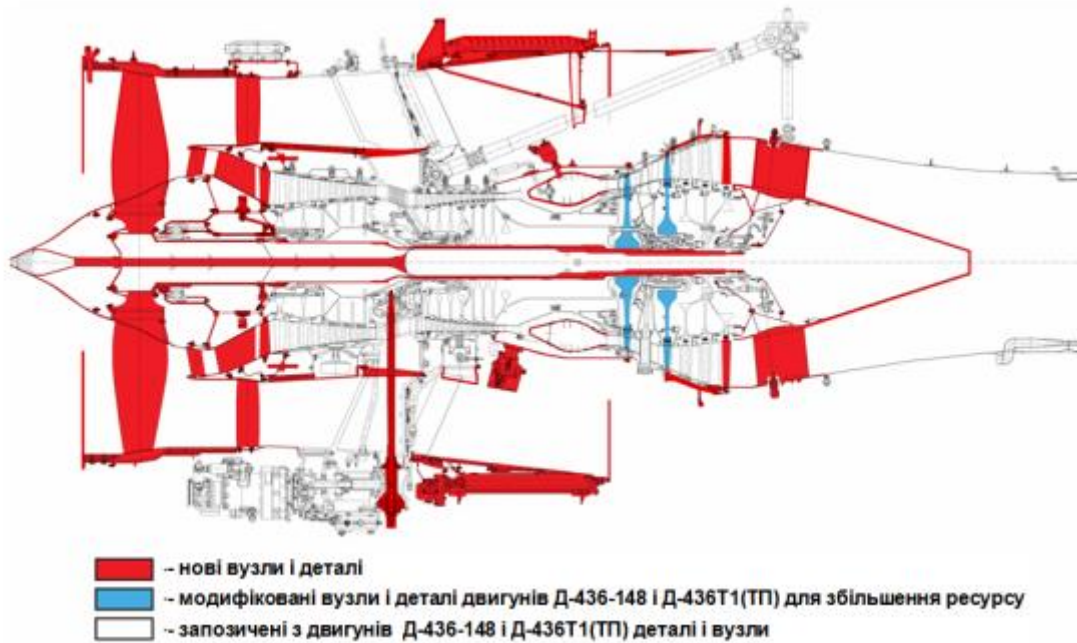


Рисунок 1.7 – Двоконтурний турбореактивний двигун Д-436-148ФМ

Для вирішення цієї задачі необхідно:

- виконати комплексні аеродинамічні дослідження літаків Ан-148 і Ан-158, обладнаних двигунами Д-436-148ФМ;
- виконати аналіз енергозалежних систем літаків;
- провести комплексні економічні дослідження, що включають витрати на створення версій літаків з двигуном Д-436-148ФМ, їх переваги в очікуваних зонах експлуатації і можливості використовувати «гнучкий» режим роботи двигунів на зльоті.

ДП «АНТОНОВ» має більш ніж 70-річний досвід розроблення та впровадження в експлуатацію авіатехніки різного призначення і, в першу чергу, літаків транспортної та пасажирської категорій. Серед продукції ДП «АНТОНОВ» особливе місце займають літаки у ваговій розмірності від 20 до 25 т. До них належать пасажирські літаки Ан-24 (1367 екземплярів), Ан-140 (36 екземплярів) і легкий рамповий військово-транспортний літак Ан-26, який був побудований в рекордній для свого класу кількості – 1403 екземпляри.

У нових ринкових умовах актуальними стають два шляхи розвитку легкої авіатехніки «АНТОНОВ»: перший – модернізація існуючого парку літаків Ан-26; другий – створення на базі літака Ан-140 рампового транспортного варіанта Ан-140Т.

Одним із шляхів такої модернізації розглядається оснащення літаків гібридними маршовими силовими установками, які складаються з газотурбінного і силового електродвигунів, що приводять в обертання повітряний гвинт. Це дозволяє експлуатувати їх в умовах посиленних екологічних обмежень.

Для вирішення цього завдання необхідно:

- провести аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно знижує шкідливі викиди, перш за все СО;
- розробити концепцію створення вітчизняної гібридної силової установки;
- виконати аналіз енергозалежних систем літака Ан-26 і розробити концепцію його модернізації;
- виконати аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії.

1.5 Висновки

Проведено аналіз структур енергозалежних систем літака і методів їх оцінювання та встановлено фактори, які є основою точності впливу енергозалежних систем на характеристики літака. Виконано огляд існуючих методик розрахунку розподільних трубопроводів. Розглянуто сучасний стан питання щодо конструктивного елемента гідравлічної розподільної мережі, раптового розширення каналу. Проаналізовано комплексну оптимізацію енергозалежних систем літака та підходи щодо поліпшення характеристик літаків на основі аналізу енергозалежних систем літака.

На основі проведеного аналізу методів створення енергозалежних систем літака сформульовано мету монографії, яка полягає у вирішенні актуальної й важливої науково-прикладної проблеми з дослідження характеристик «встановленого» двигуна, аналізу впливу на них літакових енергозалежних систем, розроблення методів і способів їх мінімізації, комплексного підходу до формування критеріїв оптимізаційних циклів при проектуванні й вирішенні конкретних завдань при створенні модифікацій літаків.

Для реалізації поставленої науково-прикладної проблеми необхідно вирішити такі завдання:

1. Виконати пошук форми вхідного пристрою з мінімальними втратами на

вході в двигун.

2. Розробити нові способи вирішення задачі забезпечення мінімальних втрат на літаку при зовнішньому обтіканні мотогондоли.

3. Виконати аналіз існуючих математичних моделей, що описують гідравлічні процеси в елементах повітряно-теплових систем протиобledenіння та оцінити можливість їх застосування для випадків критичних і білякритичних режимів течії.

4. Виявити фактори, що впливають на втрату повного тиску при раптовому розширенні каналу і при виході потоку з вихідних отворів роздавального трубопроводу.

5. Провести аналіз і запропонувати ефективний алгоритм розрахунку гідравлічної роздавальної мережі повітряно-теплових систем протиобledenіння з урахуванням її специфіки.

6. Розробити розрахунковий модуль гідравлічного розрахунку елементів повітряно-теплових систем протиобledenіння.

7. Розробити схему оптимізації енергозалежних систем, враховуючи їх жорстку топологію і дискретний характер варійованих параметрів.

8. Розробити методику досліджень і виконати дослідження на втому трубопроводів, враховуючи конструктивні форми, матеріали та технології виготовлення.

9. Розробити методологію проектування систем протиобledenіння.

10. Провести дослідження з вибору взаємного розташування турбогвинтовентиляторного двигуна і крила для забезпечення короткого зльоту і посадки вітчизняного оперативно-тактичного військово-транспортного літака.

11. Виконати комплексні аеродинамічні та економічні дослідження літаків Ан-148 і Ан-158 при обладнанні їх двигунами Д-436ФМ.

12. Розробити концепцію створення вітчизняної гібридної силової установки з метою її застосування при модернізації літака Ан-26 і літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії.

ГЛАВА 2

ЗАДАЧІ МІНІМІЗАЦІЇ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВИТРАТ ПРИ ПРОЄКТУВАННІ ЛІТАКОВИХ СИСТЕМ

2.1 Дослідження характеристик двигуна газодинамічним способом

Значення достовірних висотно-швидкісних характеристик (ВШХ) двигуна у складі конкретної силової установки є дуже важливими для оптимізації мотогондоли. Втрата кожного відсотка тяги позначається на характеристиках літака. До енергозалежних параметрів, які потребують комплексного оцінювання, належать:

- мідель мотогондоли;
- повітрозабірник двигуна;
- вихлопний пристрій;
- якість поверхні та проточної частини;
- площа і тип звукопоглинальних поверхонь;
- величини відібраної потужності на повітряні, електричні та гідравлічні системи;
- звукопоглинальний захист кабін літака;
- забезпечення вимог щодо шуму на місцевості.

Всі ці параметри впливають на питомі витрати палива на літаку, їх необхідно враховувати в оптимізаційних циклах при виборі двигуна, проєктуванні мотогондоли, системи відбору повітря, системи електропостачання та в цілому при забезпеченні рівня шуму на місцевості та рівня шуму в кабінах літака.

Для оцінювання питомих витрат палива двигуна в літаковому компонуванні були виконані літакові випробування мотодвигунної установки з виміру тяги двигуна на крейсерському режимі польоту при великих числах M польоту. Для вирішення цієї задачі виконано доопрацювання двигуна щодо устанавлення гребінок, виміру повного і статичного тисків, температури гальмування повітряного потоку у повітрозабірнику двигуна і вихлопному соплі вентиляторного контуру.

При проведенні льотних і стендових випробувань з виміру газодинамічних параметрів потоку у повітрозабірнику і вихлопному соплі двигуна визначено необхідні характеристики двигуна у вихідному компонуванні, виконано необхідні

доопрацювання і визначено його залікові характеристики.

При льотних випробуваннях літака як об'єкт випробувань взято двигун з базовою мотогондолою. Дослідження двигуна проводили на штатній правій двигунній установці літака. Двигун досліджували в компонуванні мотогондоли МГ-7 з відборами повітря і потужності на літакові потреби, при цьому величини відборів повітря і потужності не вимірювали.

Для визначення витрат повітря та імпульсів повітряного струменя на вході та виході з двигуна переріз на вході у вентилятор двигуна, а також переріз на зрізі сопла зовнішнього контуру були препаровані гребінками приймачів тиску (рисунок 2.1).

При випробуваннях на двигун був встановлений спеціальний повітрязабірник, в якому встановлено шестипроменеву гребінку приймачів тиску (рисунок 2.2, а). Крім цього, на стінці повітрязабірника встановлювали приймач температури гальмування потоку типу ТВЗ.

На зрізі сопла вентиляторного контуру встановлювали шість гребінок для вимірювання повного і статичного тисків (рисунок 2.2, б). Площина вимірювання повного і статичного тисків гребінок була перпендикулярна до осі двигуна на зрізі сопла вентиляторного контуру. Крім цього, в горизонтальній площині зліва на зрізі сопла зовнішнього контуру встановлювали гребінку з шістьма приймачами температури. Для зменшення похибки приймачів тиску, спричиненої скісним обдуванням гребінок, для наступного польоту гребінки приймачів тиску були доопрацьовані таким чином, щоб приймачі повного і статичного тисків розташовувалися на конічній поверхні скісного зрізу сопла вентиляторного контуру (перпендикулярно до поверхні капота газогенератора). Типова гребінка приймачів тиску для вимірювання тиску на зрізі сопла була протарована в аеродинамічних трубах великих швидкостей Т-106М (ЦАГІ) і Т-6 (ХАІ).

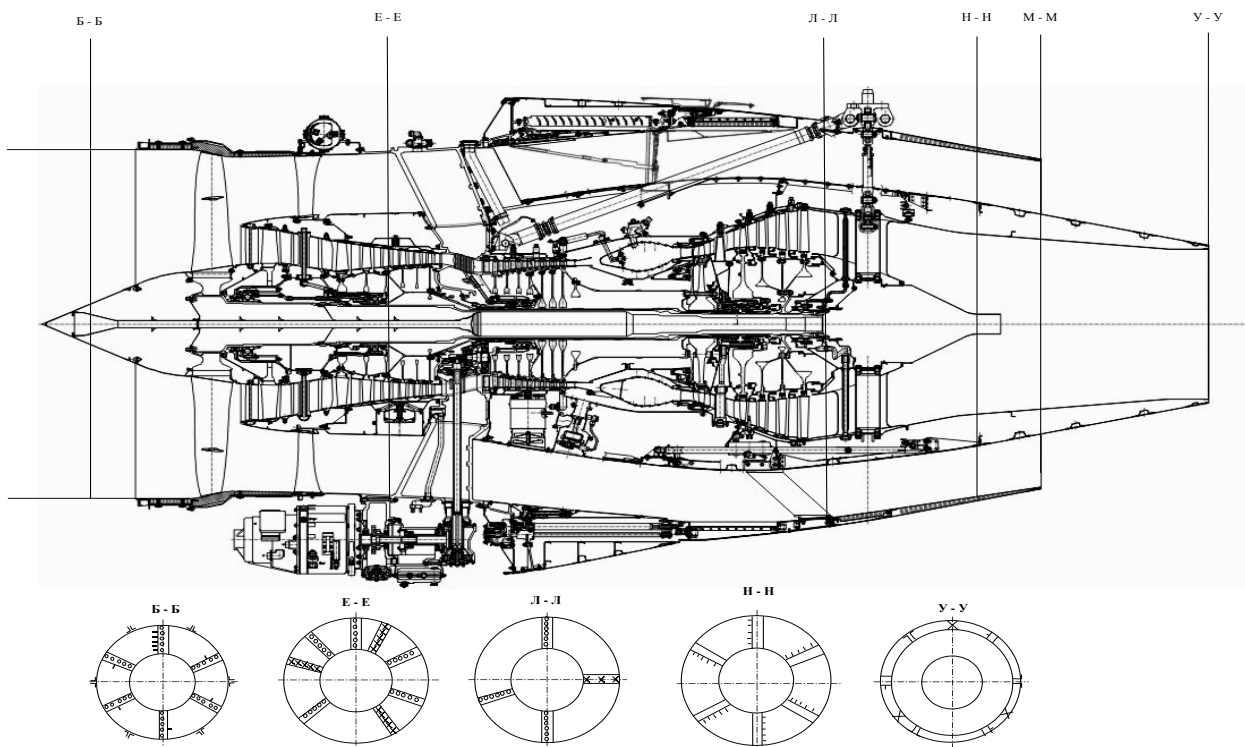


Рисунок 2.1 – Схема препарування двигуна



a



б

Рисунок 2.2 – Установлення гребінок приймачів тиску у повітрязбірнику (*a*) і соплі вентиляторного контуру двигуна (*б*)

Дослідження проведено на двигуні в конфігурації мотогондоли МГ-7 з тими ж конструктивними особливостями та обсягом препарування газоповітряного тракту (крім установлення крокових гребінок на зрізі зовнішнього контуру), що й при

проведенні стендових випробувань.

Для проведення льотних випробувань досліджуваний двигун встановлювався як права маршова двигунна установка літака.

Для першого етапу льотних випробувань магістралі відборів повітря від двигуна на літакові потреби охолодження повітряно-повітряних радіаторів (ППР) і повітряно-масляних теплообмінників (ПМТ) були відключені, генератор ГП-21 не встановлювався. Для другого етапу випробувань до двигуна були підключені штатні магістралі відборів повітря внутрішнього контуру на системи підготовки повітря (СПП) та зовнішнього контуру на охолодження ППР і ПМТ. Було встановлено генератор ГП-21.

Після складання двигуна та встановлення препарування виконано вимір геометричних характеристик препаративних перерізів, а саме:

- внутрішній діаметр повітрязабірника і зовнішній діаметр кока у площині вимірювання статичного тиску;
- внутрішній діаметр повітрязабірника у площині розташування приймачів статичного тиску на стінках;
- внутрішній діаметр зрізу сопла внутрішнього контуру;
- внутрішній і зовнішній діаметри у проточній частині внутрішнього контуру в площині установа гребінок приймачів тиску і температури;
- зовнішній діаметр капота газогенератора на зрізі сопла внутрішнього контуру;
- відстань між площиною зрізу сопла внутрішнього і зовнішнього контурів;
- внутрішній діаметр сопла зовнішнього контуру і зовнішній діаметр капота газогенератора у площині зрізу сопла зовнішнього контуру (перпендикулярно до осі двигуна);
- зовнішній діаметр капота газогенератора в мінімальному перерізі косоного зрізу сопла зовнішнього контуру;
- координати розташування приймачів тиску крокових гребінок;
- внутрішній і зовнішній діаметри проточної частини зовнішнього контуру по конічній поверхні приймачів статичного тиску в перерізі Н-Н;
- відстань між конічною поверхнею приймачів статичного тиску і мінімальним перерізом косоного зрізу сопла зовнішнього контуру;
- відстань між внутрішньою поверхнею капота газогенератора і зовнішньою поверхнею сопла внутрішнього контуру на зрізі сопла внутрішнього контуру;

- внутрішній і зовнішній діаметри проточної частини зовнішнього контуру в перерізі за апаратом спрямлення (СА) вентилятора.

За результатами виміру створено зведені таблиці.

Приймачі тиску, розташовані в проточній частині двигуна, за допомогою капілярних пневмотрас підключали до двох термokonтейнерів з датчиками МРХ-16. Передній термokonтейнер з шістьма блоками датчиків (96 точок) був встановлений на стінці другого шпангоута повітрязабірника. Задній термokonтейнер з чотирма блоками датчиків (64 точки) був встановлений на десятій діафрагмі нервюри правого пілона двигуна. При проведенні випробувань для забезпечення нормальної роботи датчиків внутрішній простір термokonтейнерів обігрівався. Усередині термokonтейнерів проводили вимірювання температури. Датчики МРХ-16 вимірювали перепади тисків у досліджуваних точках відносно базового тиску. Трубопровід базового тиску був підключений до другого штатного приймача статичного тиску, розташованого з правого борту в носовій частині фюзеляжу. Магістраль базового тиску була підключена до обох термokonтейнерів і вимірювача базового тиску.

Для забезпечення коректних вимірювань статичного тиску на вході у вентилятор двигуна (переріз Б-Б) в усьому діапазоні досліджуваних висот і швидкостей польоту пневмотраси статичного тиску на вході у вентилятор (10 приймачів) були підключені паралельно до двох блоків датчиків, розташованих у передньому термokonтейнері, які виміряли позитивні та негативні перепади тисків.

Датчики МРХ-16 за допомогою електрокабелів були підключені до вимірювальної системи РК-Е14-440-МРХ. Усі приймачі температур підключали до системи ГАММА-1101. Реєстрацію параметрів системами ГАММА 1101 і РК-Е14-440-МРХ виконували синхронно в автоматичному режимі.

Під час проведення випробувань, крім вимірювання тиску і температур, у досліджуваних перерізах реєстрували такі штатні параметри двигуна і параметри польоту:

- справжня висота польоту літака – H_{is} ;
- справжня швидкість польоту – V_{is} ;
- справжнє число Маха польоту – M_{is} ;
- статична температура потоку, що набігає, – T_h ;
- величина базового тиску – $P_{баз}$;
- кутове положення важеля керування двигуном (ВУД) – $\alpha_{ВУД}$;

- годинна витрата палива – G_n ;
- частота обертання вала вентилятора – n_g ;
- частота обертання вала компресора низького тиску (КНТ) – $n_{КНТ}$;
- частота обертання вала компресора високого тиску (КВТ) – $n_{КВТ}$;
- тиск на виході з КВТ – $P^*_{КВТ}$;
- повна температура турбіни низького тиску – $t^*_{ТНТ}$;
- величина відборів повітря від двигуна на систему підготовки повітря літака – $G_{СПП}$;
- параметри електронної системи керування (ЕСК).

Параметри потоку на зрізі сопла зовнішнього контуру вимірювали по конічній поверхні косоного зрізу сопла по нормалі до поверхні капота газогенератора.

При виконанні польотів вимірювання параметрів у досліджуваних перерізах, а також реєстрацію штатних параметрів роботи двигуна і параметрів польоту літака проводили в горизонтальному польоті на сталому режимі роботи правого двигуна.

Політ здійснювали з урахуванням таких особливостей:

- двигун мав негерметичність сопла зовнішнього контуру в зоні вузла задньої підвіски, з'єднань з обтічником реверсу, технологічних люків на соплі зовнішнього контуру (візуалізація витоків виконана при проведенні наземних прогонів двигуна перед польотом за допомогою обклеювання скотчем люків на соплі зовнішнього контуру);

- у каналі зовнішнього контуру були встановлені чотири «розтяжки», а також ковшові повітрязабірники ППР і ПМТ;

- вузол задньої підвіски двигуна мав неоптимальну аеродинамічну форму;
- стікач капота газогенератора мав суттєві відхилення від теоретичного контуру – овальності, вм'ятини, виступаючі зварні шви, високу шорсткість зовнішньої поверхні;

- виміри витрат повітря та імпульсів внутрішнього контуру і підкапотного простору не передбачалися;

- втрати тертя і тиску на відкритій частині капота газогенератора не досліджувалися.

Результати льотних випробувань оброблялися відповідно до «Методики визначення тягових характеристик двигуна і наявної тяги маршової двигунної установки літака».

Оброблення результатів зводилася до розрахунку тяги встановленого двигуна, визначення питомої витрати палива і побудови висотно-швидкісних

характеристик $G_n = f(R_{вст}, H, M, T)$ і $C_R = f(R_{вст}, H, M, T)$.

Абсолютна величина тиску в досліджуваній точці

$$P_{вим} = P_{баз} + \Delta P_{вим}, \quad (2.1)$$

де $P_{баз}$ – базовий тиск при проведенні випробувань, кг/см²; $\Delta P_{вим}$ – вимірний перепад тисків, кг/см².

Величину прискорення вільного падіння вважають постійною для всього діапазону досліджуваних висот $g = 9,80665$ м/с².

Величину статичного тиску потоку P_∞ , що набігає, визначають за значенням справжньої висоти польоту літака H_{is} і статичної температури потоку T_h , що набігає, виміряних на досліджуваному режимі.

Повний тиск потоку P_∞^* , що набігає, одержують за допомогою газодинамічної функції зведеної швидкості польоту λ_∞ , яка залежить від справжнього числа Маха польоту M_∞ :

$$P_\infty^* = \frac{P_\infty}{\pi(\lambda_\infty)}. \quad (2.2)$$

Вимірні величини тисків і температур не зводяться до стандартних атмосферних умов.

Сумарну витрату повітря через повітрозабірник при виконанні досліджень двигуна на літаку визначають за показаннями гребінок приймачів тиску, встановлених у повітрозабірнику перед входом у вентилятор.

Витрата повітря через повітрозабірник

$$G_{n\Sigma} = 0,3965 \cdot \frac{q(\lambda_B) \cdot P_B^* \cdot F_B \cdot \mu_{вх}}{\sqrt{T_{вх}^*}}, \quad (2.3)$$

де λ_B – зведена швидкість в перерізі Б-Б; F_B – геометрична площа перерізу Б-Б; $T_{вх}^* = T_h^*$ – температура гальмування потоку на вході у двигун; $\mu_{вх}$ – коефіцієнт витрати повітрозабірника.

Для розрахунку витрати повітря через повітрозабірник при роботі двигуна на місці на землі береться залежність коефіцієнта витрати повітрозабірника, яка отримана за результатами випробувань на стенді. У польоті характер течії на вході у двигун істотно відрізняється від стендових умов, оскільки на стенді відбувається розгін потоку, що надходить у двигун, а в польоті в каналі повітрозабірника – гальмування повітря. Тому застосування характеристики $\mu_{вх} = f(\lambda_B)$, одержаної в стендових умовах, для оброблення результатів льотних випробувань є некоректним.

Виміри тиску на вході у вентилятор при роботі двигуна на землі на місці показали наявність зони зриву поблизу внутрішніх стінок повітрязабірника, що призводить до зменшення ефективної площі перерізу на вході у вентилятор. У польотних умовах зменшення ефективної площі вхідного перерізу спричинено тільки наявністю примежового шару на внутрішніх стінках повітрязабірника і кока вентилятора.

Визначення μ_{ex} для польотних умов можливе такими методами:

- проведенням додаткового комплексу льотних випробувань з дослідження примежового шару у внутрішньому каналі повітрязабірника;

- розрахунковим шляхом згідно з існуючими методиками розрахунку з урахуванням дійсної (вимірної) картини розподілу тисків у вимірюваному перерізі.

Під μ_{ex} повітрязабірника розуміють співвідношення імпульсу струменя $J_{\Phi B-B}$, визначеного з урахуванням в'язкості потоку, до імпульсу струменя J_{B-B} , одержаного по геометричній площі перерізу. При сталості швидкостей потоку поза примежового шару в перерізі це співвідношення дорівнює відношенню загальної активної площі перерізу, що несе сумарний імпульс, до геометричної площі поперечного перерізу.

У цьому розрахунку μ_{ex} визначається формулою

$$\mu_{ex} = \frac{J_{\Phi B-B}}{J_{B-B}} = \frac{F_{AB-B}}{F_{B-B}}, \quad (2.4)$$

де $F_{B-B} = 1,4692 \text{ м}^2$ – геометрична площа; F_{AB-B} – активна площа, яку одержують як суму площі поза примежового шару та площі по висоті примежового шару, що має середню швидкість потоку, яка дорівнює швидкості потоку поза примежового шару.

Вихідними даними для розрахунку є об'єктивні термодинамічні параметри потоку в мотогондолі, зареєстровані системою бортової 4444ндикації. Геометричні характеристики препарованого двигуна прийняті відповідно до схеми препарування двигуна.

Сталість значень повного тиску в перерізі Б-Б препарованого двигуна свідчить про сталість швидкості потоку поза примежового шару по радіусу перерізу. На рисунку 2.3 показано залежності $\lambda = f(R)$ зведеної швидкості по радіусу перерізу, замірні в перерізі Б-Б двигуна в польоті на розглянутих режимах. Велике значення радіуса вхідного пристрою і наведені вище припущення дозволяють застосувати для визначення товщини примежового шару теорію плоскої пластини.

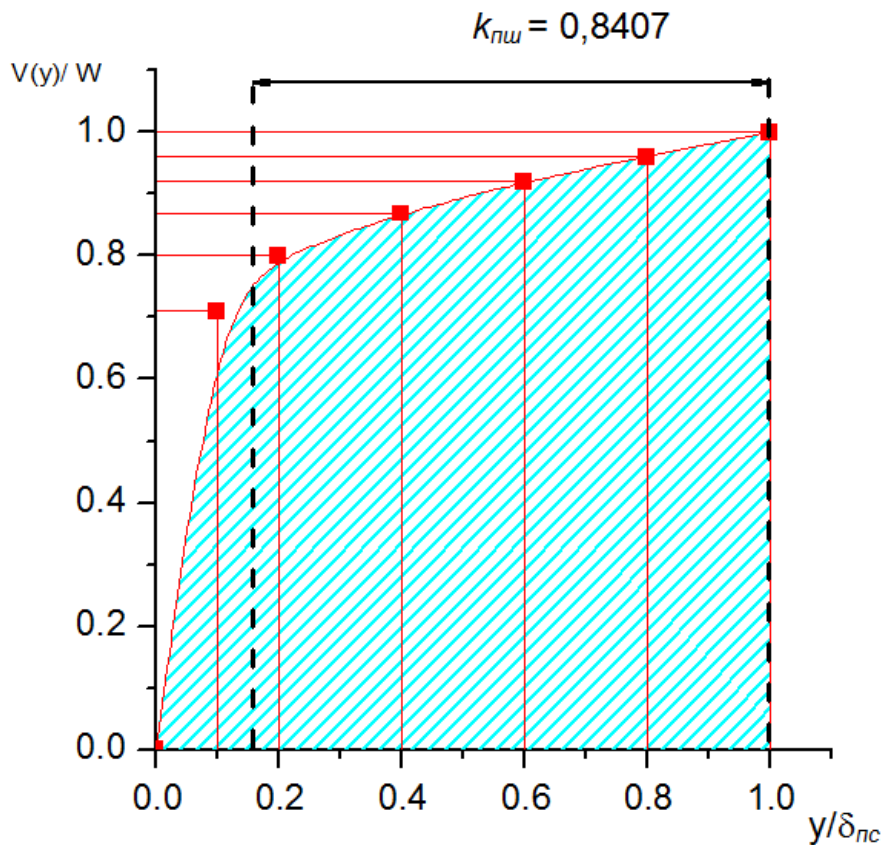


Рисунок 2.3 – Відносний розподіл швидкостей в турбулентному примежовому шарі (k_{ν} – відносна висота примежового шару)

Розрахункова формула, що враховує вплив стисливості та швидкісного нагрівання:

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0,0575}{Re_x^{0,2}} \cdot \left(\frac{\delta^{**}}{\delta} \right)^{-0,8} \cdot \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right)^{0,6}}{\left(1 + 0,75 \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right)^{1,05}} \cdot \bar{T}_W^{0,6} \cdot \left(\frac{2}{1 + \bar{T}_W} \right)^{1,05}, \quad (2.5)$$

де $\frac{\delta^{**}}{\delta}$ – відносна товщина втрати імпульсу для турбулентного примежового

шару, визначена за залежністю; Re_x – місцеве число Рейнольдса; $\bar{T}_W = \frac{T^*}{T_0}$ –

відносна температура потоку, що дорівнює при адіабатичній течії відношенню температури гальмування до статичної температури потоку; $X = 0,282$ м – взята середня координата перерізу Б-Б від точки початку збільшення примежового шару по горизонтальній площині, що проходить по осі двигуна.

На рисунку 2.4 показано зведену швидкість потоку.

При розрахунку активного перерізу примежовий шар на обертовому перфорованому коку гвинтовентилятора не розглядається зважаючи на його малість. Результати розрахунку товщини примежового шару у вхідному пристрої мотогондолі показано в таблиці 2.1.

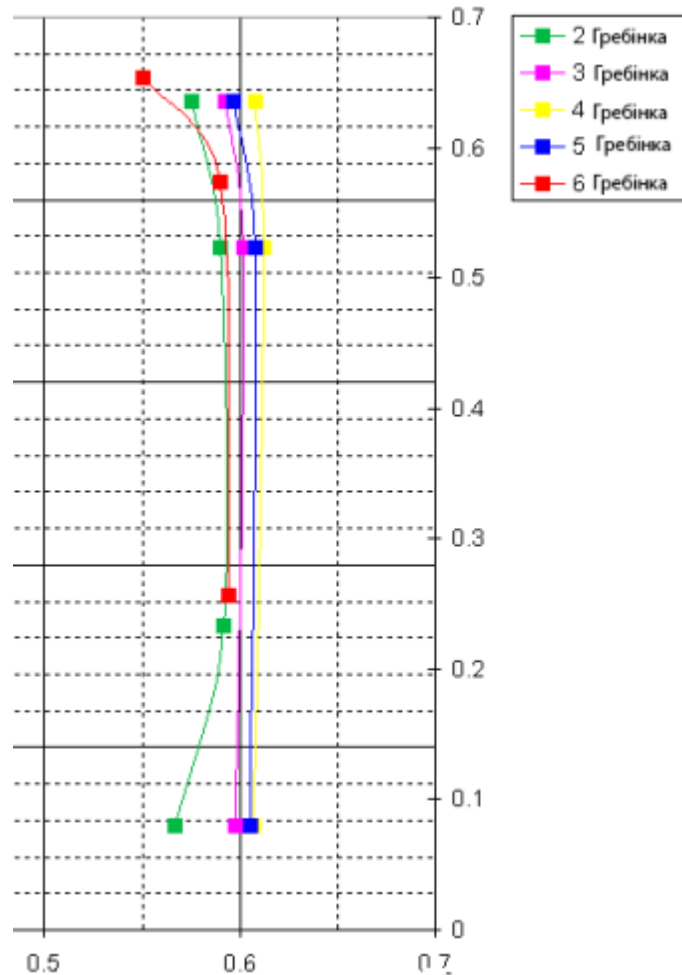


Рисунок 2.4 – Зведена швидкість потоку

Для всіх розглянутих режимів без урахування власної площі гребінок коефіцієнт входу має практично постійне значення $\mu_{вх} = 0,984$. Оскільки в перерізі встановлено гребінки, що мають власну фронтальну площу приймачів, значення $\mu_{вх}$, визначене з урахуванням фронтальної площі вимірюваних гребінок, дорівнює $\mu_{вх} = 0,981$.

Витрата повітря через підкапотний простір визначена за параметрами потоку на зрізі капота газогенератора.

Витрата повітря через зовнішній контур і параметри потоку на зрізі сопла

зовнішнього контуру визначені з урахуванням поправок на показання приймачів статичного тиску і коефіцієнта зменшення ефективної площі перерізу на зрізі сопла зовнішнього контуру МГ-7.

Величину тяги встановленого двигуна, заявленої за ВШХ, визначено для вимірної висоти, температури повітря і швидкості польоту літака залежно від величини вимірної годинної витрати палива.

Значення годинної витрати палива за ВШХ знайдено для вимірної висоти, температури повітря і швидкості польоту літака залежно від величини розрахованої встановленої тяги двигуна.

Таблиця 2.1 – Результати розрахунку товщини примежового шару у відповідному пристрої мотогондолі

Номер режиму	λ	T^*	T_0	M	V_x	Re	$\delta_{ПШ}^{1)}$	$F_{A0}^{2)}$	$F_{A_ПШ}^{3)}$	μ_{ex}
-	-	° К	° К	-	м/с	-	мм	м ²	м ²	-
24	0,637	239,0	215,7	0,735	227	1,64E+06	6,0	1,42391	0,02154	0,98397
25	0,644	239,6	216,0	0,740	229	1,66E+06	6,0	1,42396	0,02151	0,98398
26	0,688	240,2	216,4	0,741	230	1,66E+06	6,0	1,42397	0,02149	0,98398
27	0,684	241,4	216,4	0,760	236	1,71E+06	5,97	1,42413	0,02136	0,98400
28	0,691	241,4	217,0	0,741	230,2	1,67E+06	6,01	1,42398	0,02149	0,98398

¹⁾ $\delta_{ПШ}$ – товщина примежового шару
²⁾ F_{A0} – площа поза примежового шару
³⁾ $F_{A_ПШ}$ – активна площа примежового шару

На основі результатів льотних випробувань двигуна виконано попередній розрахунок тягово-витратних характеристик двигуна.

За відсутності препарування внутрішнього контуру, підкапотного простору і

відкритої частини капота газогенератора тягу встановленого двигуна визначали за формулою

$$R_{\Sigma} = J_1 + J_2 - J_{ex}, \quad (2.6)$$

де J_1, J_2 – сумарний вихідний імпульс відповідно внутрішнього і зовнішнього контурів; J_{ex} – вхідний імпульс двигуна.

Величину вихідного імпульсу сопла внутрішнього контуру одержали за даними випробувань двигуна на висотному стенді на основі характеристики $J_1 = f(\pi_k)$.

При розрахунку витрат повітря через повітрязабірник і на зрізі сопла зовнішнього контуру двигуна не враховували зменшення ефективної площі досліджуваного перерізу. Крім того, імпульс зовнішнього контуру не враховував кут виходу потоку на зрізі сопла.

Величину тяги встановленого двигуна порівнювали з величиною тяги за ВШХ, визначеної для вимірної в польоті висоти, температури потоку, що набігає, і швидкості польоту залежно від положення важеля керування досліджуваним двигуном (ВУД): $R_{ВШХ} = f(H, M, T_{ex}, \alpha_{ВУД})$.

Експериментальні дані, одержані при проведенні комплексу газодинамічних досліджень тягово-витратних характеристик двигуна, що містять значний обсяг льотних випробувань, дозволили виконати уточнений розрахунок результатів польоту.

Визначення витрат повітря через повітрязабірник, а також статичного імпульсу сопла зовнішнього контуру проводилися з урахуванням μ_{ex} і μ_2 . Динамічний імпульс сопла зовнішнього контуру визначено з урахуванням коефіцієнта ϕ_{α} :

$$\phi_{\alpha} = \frac{1 + \cos(\alpha_2)}{2}, \quad (2.7)$$

де $\alpha_2 = 11,7^\circ$ – кут між твірною зрізу сопла зовнішнього контуру МГ-7 і площиною, перпендикулярною до осі двигуна.

Виконавши розрахунки, що стосуються величин тисків і критичного витікання з сопла ($\lambda_2 = 1$), і порівнявши їх, одержали, що за умови критичного

витікання:

- значення витрати повітря G_{n2} збільшується на 0,75 %;
- значення сумарного вихідного імпульсу зовнішнього контуру збільшується на 0,73 %;
- значення тяги встановленого двигуна збільшується на 1,44 %.

Отже, для режиму польоту похибка визначення витрати повітря і вихідного імпульсу зовнішнього контуру при розрахунках за вимірними параметрами і критичним витіканням не перевищує 1 %, а похибка визначення тяги встановленого двигуна не перевищує 1,5 %, що є прийнятним при виконанні інженерних розрахунків.

Величина вихідного імпульсу сопла внутрішнього контуру визначена за даними випробувань двигуна на висотному стенді Ц-1А ЦІАМ при $H = 11000$ м і $M = 0,75$ в компонованні мотогондолі МГ-5.

Величину вихідного імпульсу підкапотного простору визначено за результатами польоту (з відборами повітря і потужності від двигуна на літакові потреби) на основі побудованої характеристики $J_{III} = f_1(\alpha_{ВУД})$. Для умов польоту ($H = 10904$ м, $M = 0,735$) за фактичним значенням $\alpha_{ВУД}$ визначено значення J_{III} .

Побудувавши характеристику $X_{z2} = f_2(\alpha_{ВУД})$ за фактичним значенням $\alpha_{ВУД}$, можна визначити значення осьової сили на капоті газогенератора. При цьому враховано, що площі відкритої частини капотів МГ-5 і МГ-7 відрізняються одна від одної:

$$X_{z2} = \frac{X_{z2} \cdot F_{z2MG-5}}{F_{z2MG-7}}, \quad (2.8)$$

де X_{z2} – осьова сила на капоті газогенератора в польоті; $F_{z2MG-5} = 1,45402$ м² – площа відкритої частини капота газогенератора МГ-5; $F_{z2MG-7} = 2,13119$ м² – площа відкритої частини капота газогенератора МГ-7.

Визначення тяги встановленого двигуна, питомої витрати палива та їх відхилень від значень, заявлених у ВШХ, виконано за методикою ДП «Івченко-Прогрес».

Оскільки в польоті не встановлювалося препарування внутрішнього контуру і підкапотного простору, то оцінювання дисбалансу витрати повітря з прийнятною точністю виконати неможливо.

Проведений комплекс газодинамічних досліджень тягово-витратних

характеристик двигуна дозволив уточнити вихідні висотно-швидкісні характеристики (ВШХ) двигуна. Результати льотних випробувань двигуна при роботі на режимі МП наведено в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Результати льотних випробувань двигуна при роботі на режимі МП

Висота H , м	Число Маха, М	Відхилення від ВШХ (недобір) тяги, %	Перевищення годинної і питомої витрат палива порівняно з ВШХ, %
<i>Політ без відборів повітря і потужності на літакові потреби до внесення змінень у настроювання ЕСК</i>			
3069	0,3	3	1,3
6580	0,45...0,513	7,4...6,8	1,4...1
10930	0,735...0,76	10,7...12	4,6...3
<i>Політ зі зміненими настроюваннями ЕСК та включеними відборами повітря і потужності на літакові потреби</i>			
6520...6580	0,468...0,638	4,3...2,5	5,1...2,8
8500	0,5...0,735	5,2...8	6,2...9,9
10500	0,691...0,767	4,2...4,5	4,8...5,3
10950	0,693...0,768	5..3	6,5...4,8
11550	0,7...0,766	4,9...4	6,4...6,1

Одержані результати льотних випробувань (див. таблицю 2.2) дозволили точніше визначити різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигунами, виявити та уточнити втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літаку.

2.2 Оптимізація параметрів осьового повітрозабірника турбореактивного двигуна

2.2.1 Постановка задачі при проєктуванні повітрозабірника

Оптимізація повітрозабірника турбовентиляторного двигуна, а також геометрії вхідної губи, площі вхідного перерізу, його довжини є актуальними задачами при оптимізації аеродинамічного компонування літака. Необхідно забезпечити плавність входу потоку повітря у двигун на всіх режимах його роботи та різних еволюціях літака і при цьому звести до мінімуму його вплив на загальну аеродинамічну якість літака.

Зазначені характеристики для різних варіантів повітрозабірників оцінюють за допомогою програмного забезпечення для конструювання. Застосування обчислювальних методів не виключає випробувань повітрозабірників, але радикально знижує їх кількість, витрати на них і дозволяє уникнути, наприклад, стрибків ущільнення або спричиненого ними розшарування потоку.

Оптимальне проєктування повітрозабірника містить визначення правильного балансу між характеристиками повітрозабірника, навантаженням на конструкцію і вагою. Так, розроблений з надмірним запасом повітрозабірник буде мати зайву вагу і таким чином буде дорожче з огляду на витрати на політ. У добре спроектованому повітрозабірнику число Маха не повинно перевищувати одиниці, щоб уникнути раптового змінення статичного тиску, температури і густини, що може призвести до потенційної ударної хвилі та розшарування потоку, спричинених стрибком ущільнення в усіх зонах протягом усього польоту.

Використання обчислювальної гідродинаміки дозволяє досягти кращого розуміння умов, за яких відбуваються такі несприятливі явища. До цієї задачі приєднується й забезпечення необхідних площ на внутрішній частині повітрозабірника для забезпечення достатнього шумопоглинання, створюваного вентилятором двигуна.

Втрати повного тиску на вході безпосередньо пов'язані зі швидкістю течії

газу в каналі повітрозабірника і формою вхідної кромки. Зазвичай в крейсерському польоті швидкість газу в каналі повітрозабірника знаходиться в границях 150...180 м/с, практично так само, як і осьова швидкість на вентиляторі двигуна. Таким чином, діаметр каналу повітрозабірника вибирається за витратними характеристиками повітря через двигун і є дуже близьким до внутрішнього діаметра фланця вентилятора контуру, до якого він зазвичай і кріпиться.

Вхідна губа повітрозабірника повинна забезпечити безвідривну течію газу на всіх режимах роботи двигуна, у тому числі на землі та в польоті на великих кутах атаки і ковзання. Внутрішній радіус підбирається розрахунковим шляхом та оцінюється під час продування моделей в аеродинамічних трубах.

Вибір вхідного діаметра повітрозабірника безпосередньо пов'язаний з крейсерською швидкістю польоту, а його зовнішній контур визначається обтіканням мотогондоли в цілому. Основним критерієм має бути відсутність зривів при різних умовах польоту. З одного боку, діаметр вхідного пристрою має прагнути до діаметра вентилятора, з іншого – не допускати збільшення загального опору мотогондоли.

Основними параметрами повітрозабірника двигуна є діаметр (площа) вхідного «горла», довжина, аеродинамічна форма губи, а також зовнішня форма мотогондоли, співвідношення площ «горла» і двигуна, а також кут дифузора на вході у двигун.

Потрібно спроектувати повітрозабірник, що має мінімальні гідравлічні втрати на вході у двигун, мінімальний опір при зовнішньому обтіканні, мінімальну установчу вагу, хороші характеристики шумопоглинання, забезпечити працездатність двигуна при всіх можливих еволюціях літака. Дана задача є багатопараметричною і потребує визначення пріоритетних умов при її вирішенні.

Для пасажирського літака однією з головних характеристик є часова витрата палива в крейсерському польоті, і тому потрібно мінімізувати як зовнішні аеродинамічні втрати, так і внутрішні гідравлічні. З цієї позиції необхідно зменшувати площу вхідного «горла» і довжину повітрозабірника. Але при цьому

зростають втрати на вході внаслідок збільшення швидкості, а також можлива поява зривів при еволюціях літака. Також зменшується звукопоглинальна площа. На ДП «АНТОНОВ» виконана робота з пошуку найбільш прийняттого повітрязабірника для літака Ан-148. При цьому використовувався програмний комплекс STAR CD (PROSTAR 3.10), оснований на розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса для в'язкої рідини в тривимірному просторі.

У цій роботі подано результати тривимірного газодинамічного розрахунку двох варіантів повітрязабірника МГ-5 і МГ-7 (рисунок 2.5). Система координат розрахункової області відповідає системі координат геометричних файлів POV-MG5.IGS і POV-MG7.IGS. Режими роботи двигуна, за якими проводився розрахунок, наведено у таблиці 2.3.

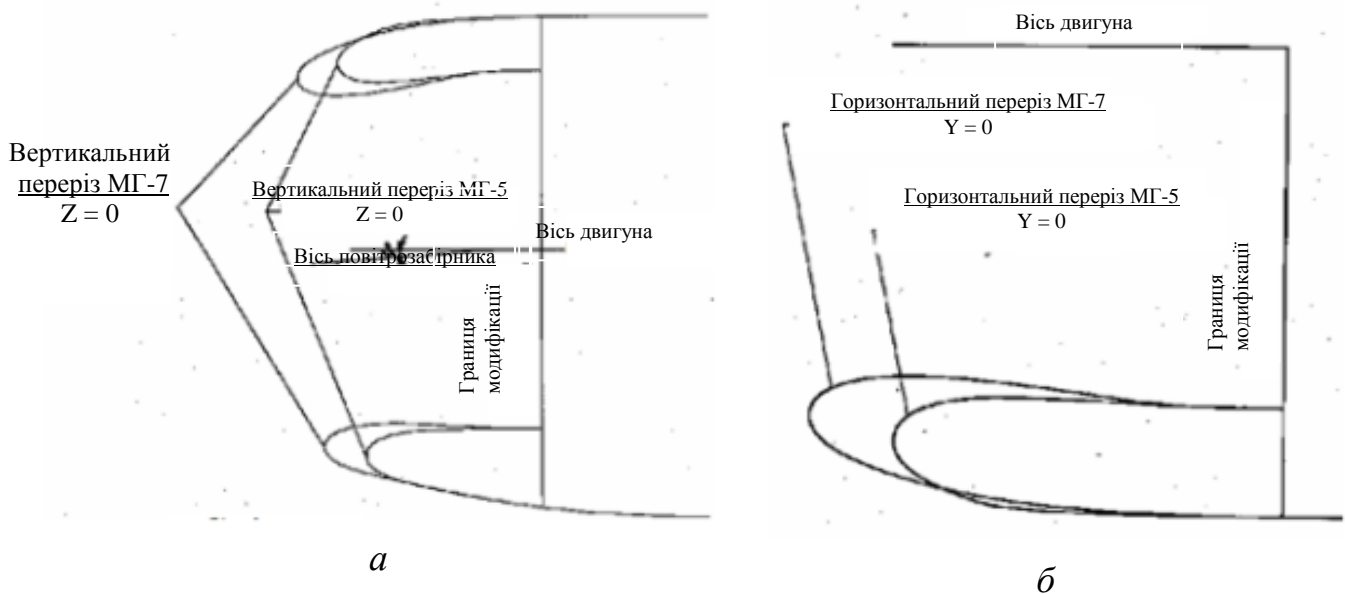


Рисунок 2.5 – Вертикальний (а) та горизонтальний (б) перерізи повітрязабірників МГ-5 і МГ-7

Таблиця 2.3 – Режими роботи двигуна, прийняті для розрахунку

Характеристика	Режим польоту		
	Горизон- тальний	З максимальним кутом атаки	З ковзан- ням
Витрата повітря через повітрозабірник $G_{ов}$, кг/с	90,7		
Число Маха потоку, що набігає, $M_{н.п.}$	0,78		
Швидкість потоку, що набігає, $V_{н.п.}$, м/с	230		
Кут входу потоку, що набігає, $\alpha_{н.п.}$, град.	+4	+11	0
Кут входу потоку, який набігає, $\beta_{н.п.}$, град	0	0	10
Статичний тиск на розрахунковій висоті P_n^* , кг/см ² (бар)	0,315 (0,309)		
Статична температура на висоті T_n^* , К	243		

2.2.2 Результати розрахунку варіанта повітрозабірника МГ-5

На рисунку 2.6 показано геометрію розрахункової області повітрозабірника МГ-5 в горизонтальному перерізі, а також типи граничних умов на вході та виході з розрахункової області для всіх розрахункових режимів, крім першого. На першому розрахунковому режимі замість граничних умов *Stagnation 2* і *Stagnation 3* задавалася гранична умова *Pressure 2*.

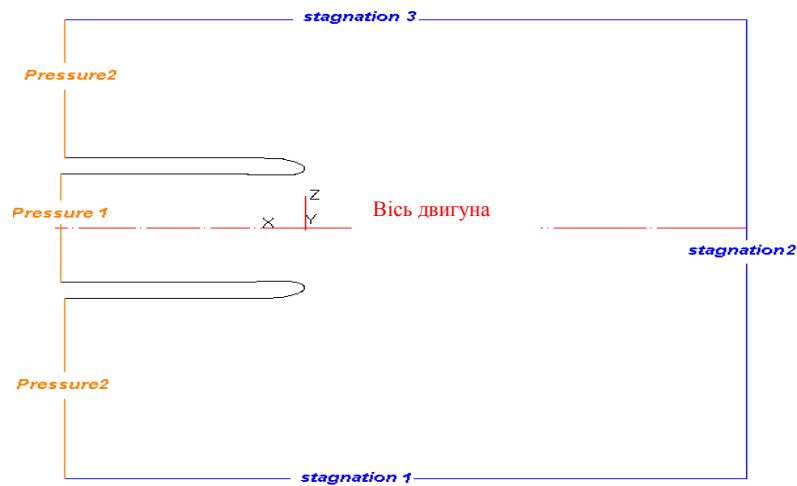


Рисунок 2.6 – Геометрія розрахункової області повітрязабірника МГ-5 в горизонтальному перерізі

При розрахунку швидкість літака імітувалася швидкістю потоку, що набігає. У розрахунковій моделі область зовнішнього потоку, що починається від вхідної межі (границя *Stagnation*), розділяється в подальшому на область зовнішнього потоку і область внутрішнього потоку. Швидкість зовнішнього потоку (швидкість польоту літака) визначається заданим повним тиском і температурою на вході в розрахункову область (границя *Stagnation*), а також протитиском на виході з розрахункової області зовнішнього потоку (границя *Pressure 2*). Для області внутрішнього потоку витрата на вході в компресор визначається заданим повним тиском і температурою на вході в розрахункову область (границя *Stagnation*) і протитиском на виході з розрахункової області внутрішнього потоку (границя *Pressure 1*). Тиски на границях *Pressure* підбирали такими, щоб швидкість польоту і витрата на вході в компресор приблизно відповідали заданим режимам роботи двигуна. Вихідні дані для розрахунків та одержані режимні параметри подано в таблиці 2.4.

При розрахунку розв'язувалася система рівнянь газової динаміки в тривимірній постановці. Робоче середовище – повітря з постійними в'язкістю $\mu = 1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/м·с і теплоємністю $C_p = 1006$ Дж/кг·К, що підпорядковується рівнянню стану у вигляді $\rho = P/RT$. Під час розрахунку використовувалися

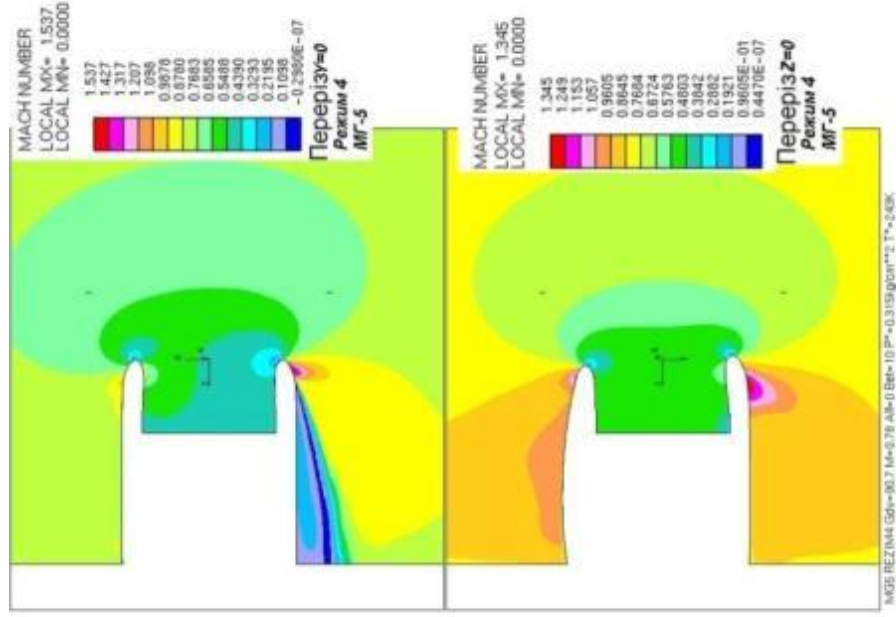
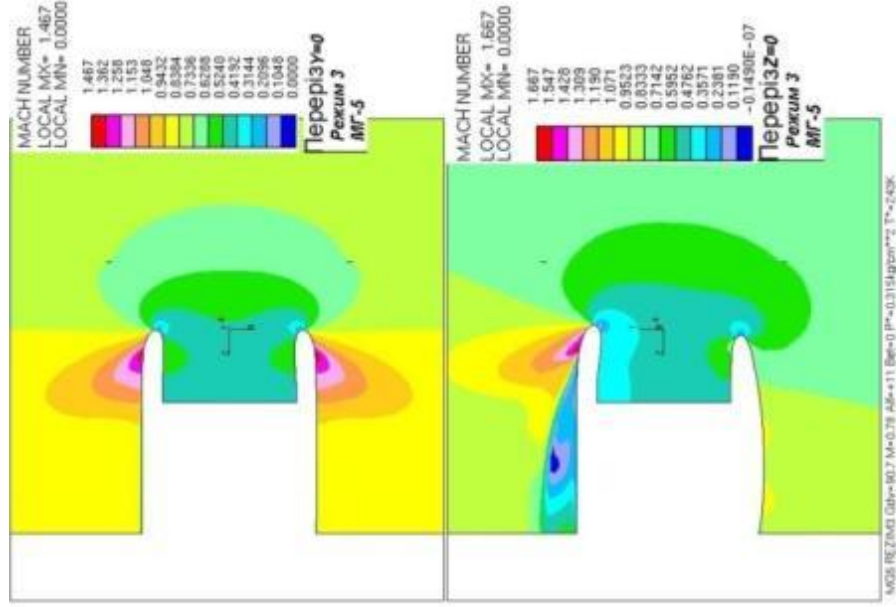
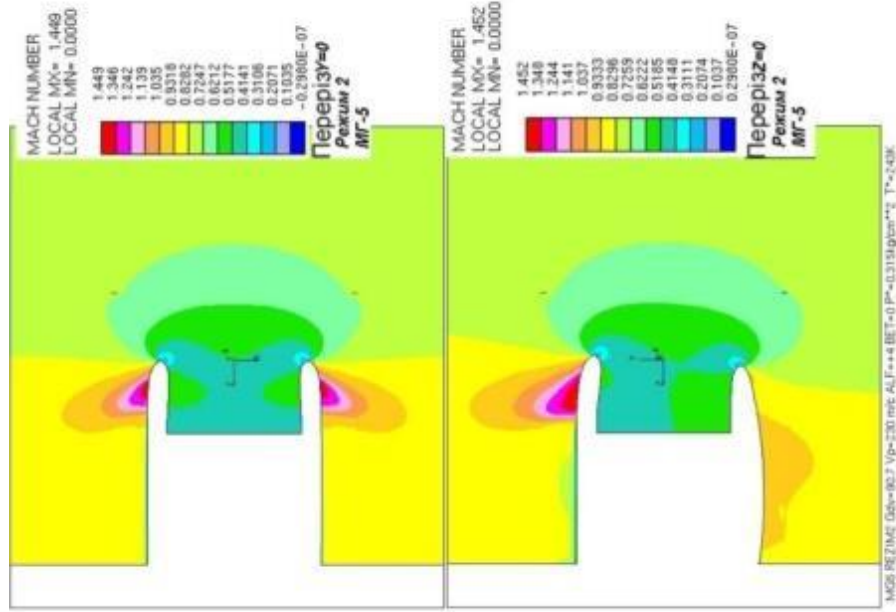
K-E/Chen-модель турбулентності з газодинамічно гладкими стінками і схема другого порядку точності MARS.

Таблиця 2.4 – Розрахункові режимні параметри повітрязбірника МГ-5

Режим	1	2	3	4	5	6
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$T^*_{Stagnation}$, К	288	243	243	243	229	243
$DX^{1)}$	0	0,998	0,982	0,985	0,927	0,995
$DY^{1)}$	0	0,070	0,191	0	0	-0,11
$DZ^{1)}$	1	0	0	0,174	0,375	0
$P_{Pressure 1}$, кг/см ²	0,904	0,264	0,264	0,264	0,209	0,301
$P_{Pressure 2}$, кг/см ²	1,031	0,194	0,194	0,194	0,211	0,194
Вхідний ступінь турбулентності, %	2	2	2	2	2	2
Масштаб турбулентності на вході, м	0,01					
Швидкість польоту ²⁾ , м/с	18,4	231,1	232,4	232	157,7	228,2
Число Маха польоту ²⁾	0,054	0,784	0,789	0,787	0,535	0,773
Витрата на вході в компресор ²⁾ , кг/с	242,7	90	90,2	91,2	74,2	50,8
¹⁾ Напрямні косинуси потоку по відповідних осях ²⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						

У таблиці 2.5 подано результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун у перерізі $X = 758$ мм.

На рисунку 2.7 показано розподіл числа Маха і повного тиску в перерізі $X = 758$ мм, а на рисунку 2.8 – розподіл числа Маха в перерізах $Y = 0$ і $Z = 0$ для різних розрахункових режимів.



а

б

в

Рисунок 2.8 – Розподіл числа Маха в перерізах $Y = 0$ і $Z = 0$ для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)

Таблиця 2.5 – Результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в перерізі $X = 758$ мм

Режим	1	2	3	4	5	6
Швидкість польоту ¹⁾ , м/с	18,4	231,1	232,4	232	157,7	228,2
Кут входу потоку, що набігає, α , град	0	+4	+11	0	0	-6
Кут входу потоку, який набігає, β , град	90	0	0	10	22	0
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$P^*_{двигуна}$, кг/см ²	1,029	0,313	0,313	0,314	0,251	0,315
$\sigma = P^*_{двигуна} / P^*_{Stagnation}$	0,996	0,994	0,994	0,997	0,977	0,999
1) Параметри, одержані в результаті розрахунку						

2.2.3 Результати розрахунку варіанта повітрязбірника МГ-7

Типи граничних умов на вході та виході з розрахункової області для всіх розрахункових режимів, крім першого і п'ятого, встановлювалися такі ж, як і для повітрязбірника МГ-5 (рисунок 2.6). На першому розрахунковому режимі замість граничних умов *Stagnation 2* і *Stagnation 3* задавалася гранична умова *Pressure 2*. На п'ятому розрахунковому режимі замість граничної умови *Stagnation 3* задавалася гранична умова *Pressure 2*.

При розрахунку швидкість літака імітувалася швидкістю потоку, що набігає. У розрахунковій моделі для повітрязбірника МГ-7 використовували такі ж умови, як і для повітрязбірника МГ-5. Вихідні дані для розрахунків та одержані режимні параметри подано в таблиці 2.6.

При розрахунку також розв'язувалася система рівнянь газової динаміки в тривимірній постановці. Робоче середовище – повітря з постійними в'язкістю $\mu = 1,81 \cdot 10^{-5}$ кг/м·с і теплоємністю $C_p = 1006$ Дж/кг·К, що підпорядковується рівнянню стану у вигляді $\rho = P/RT$. В процесі розрахунку використовувалися К-Е/Chen-модель турбулентності з газодинамічно гладкими стінками і схема другого порядку точності MARS.

У таблиці 2.7 подано результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун в перерізі $X = 758$ мм.

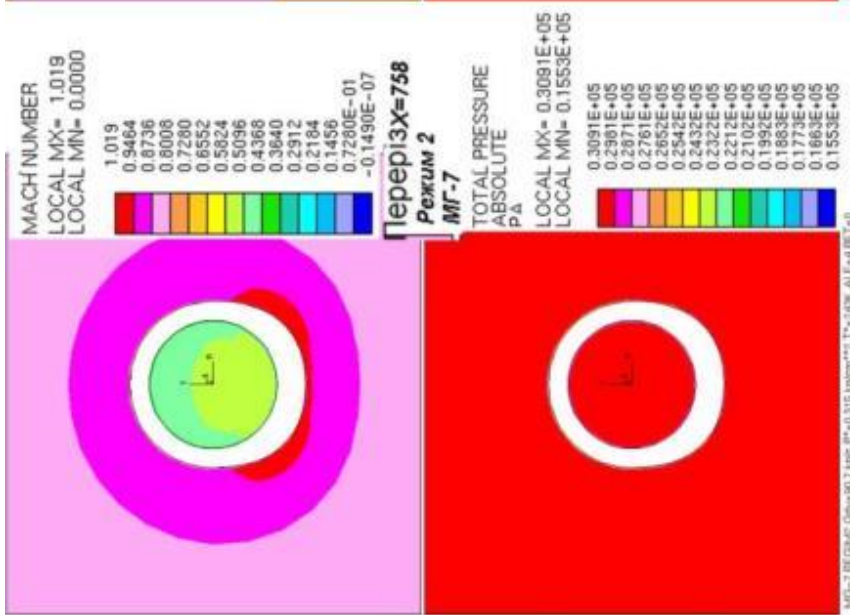
На рисунку 2.9 показано розподіл числа Маха і повного тиску в перерізі $X = 758$ мм, а на рисунку 2.10 – розподіл числа Маха в перерізах $Y = 0$ і $Z = 0$ для різних розрахункових режимів.

Таблиця 2.6 – Розрахункові режимні параметри повітрязабірника МГ-7

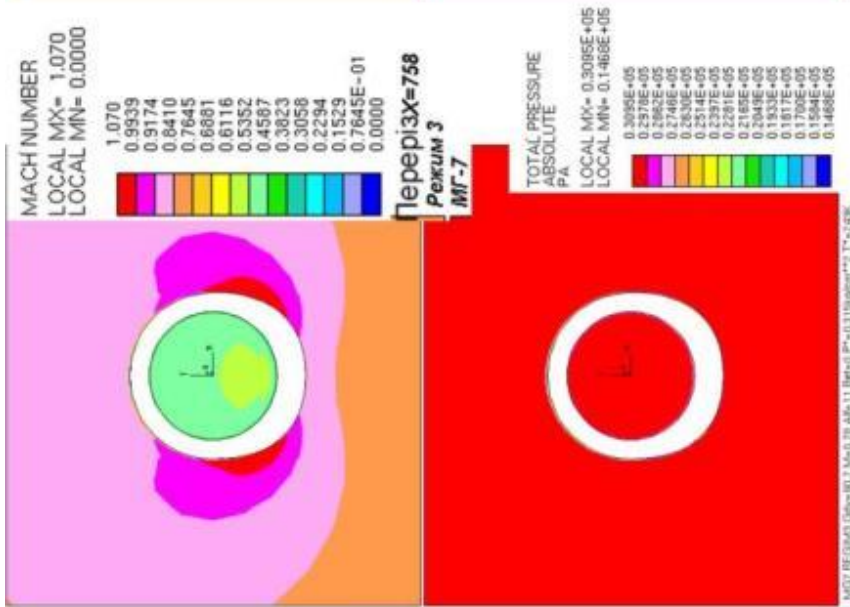
Режим	1	2	3	4	5	6
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$T^*_{Stagnation}$, К	288	243	243	243	229	243
$DX^{1)}$	0	0,998	0,982	0,985	0,927	0,995
$DY^{1)}$	0	0,070	0,191	0	0	-0,11
$DZ^{1)}$	1	0	0	0,174	0,375	0
$P_{Pressure 1}$, кг/см ²	-	0,261	0,261	0,261	0,203	0,301
$P_{Pressure 2}$, кг/см ²	-	0,204	0,204	0,204	0,211	0,204
Вхідний ступінь турбулентності, %	2					
Масштаб турбулентності на вході, м	0,01					
Швидкість польоту ²⁾ , м/с	14,4	231	234,2	234,4	159	233,7
Число Маха польоту ²⁾	0,042	0,784	0,795	0,795	0,539	0,793
Витрата на вході в компресор ²⁾ , кг/с	245,7	89,5	91,3	90,9	73	50,4
¹⁾ Напрямні косинуси потоку по відповідних осях ²⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						

Таблиця 2.7 – Результати розрахунку середньоплощинних значень повного тиску P^* на вході у двигун у перерізі $X = 758$ мм

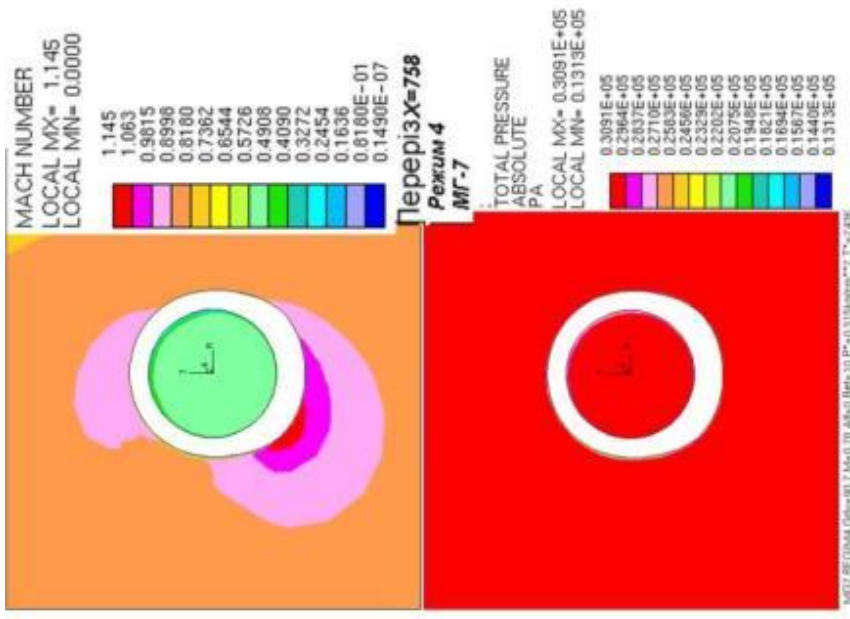
Режим	1	2	3	4	5	6
Швидкість польоту ¹⁾ , м/с	14,4	231	234,2	234,4	159	233,7
Кут входу потоку, що набігає, α , град	0	+4	+11	0	0	-6
Кут входу потоку, який набігає, β , град	90	0	0	10	22	0
$P^*_{Stagnation}$, кг/см ²	1,033	0,315	0,315	0,315	0,257	0,315
$P^*_{двигуна}$, кг/см ²	1,025	0,311	0,313	0,312	0,242	0,315
$\sigma = P^*_{двигуна} / P^*_{Stagnation}$	0,992	0,987	0,994	0,992	0,94	0,999
¹⁾ Параметри, одержані в результаті розрахунку						



а

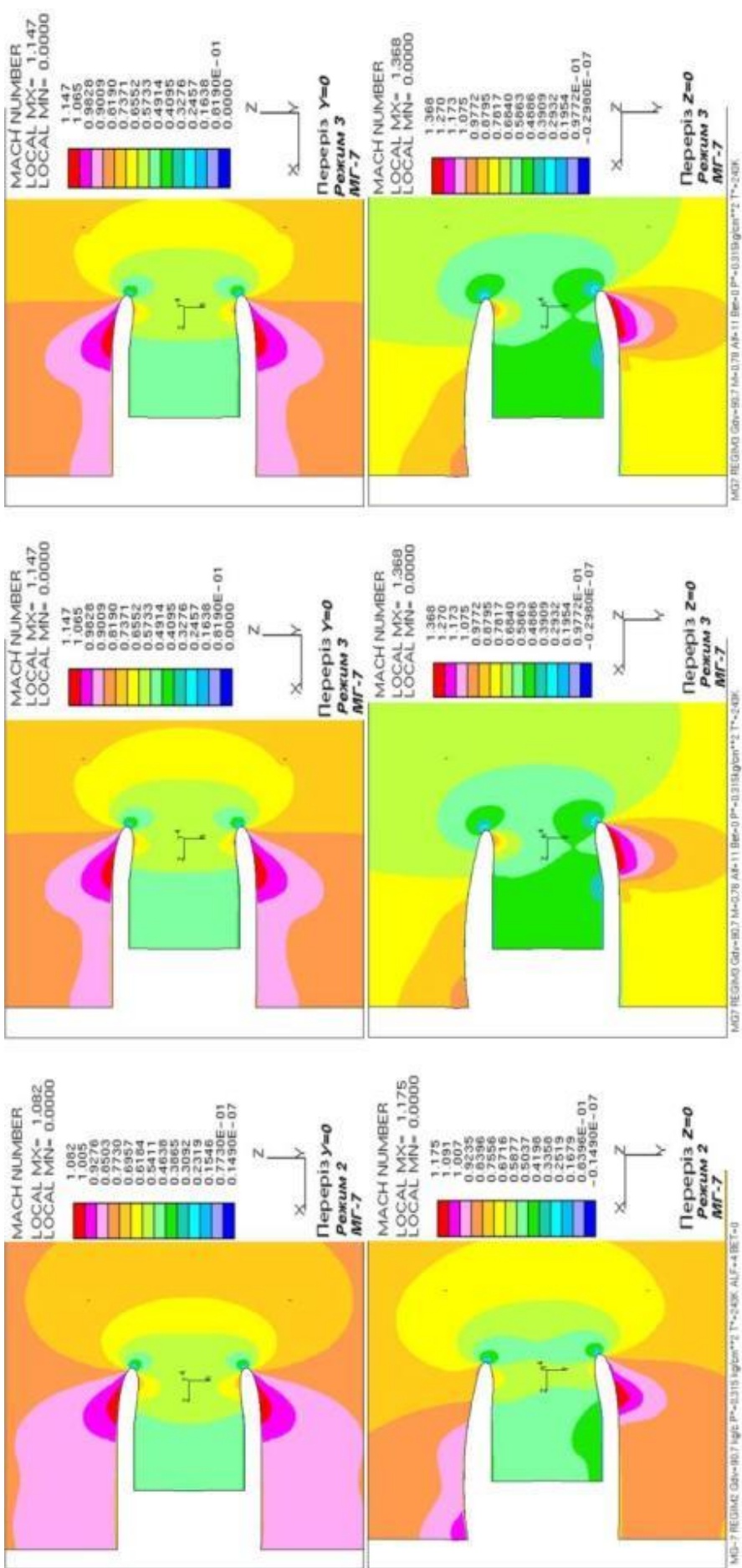


б



в

Рисунок 2.9 – Розподіл числа Маха і повного тиску в перерізі $X = 758$ мм для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)



a

б

в

Рисунок 2.10 – Розподіл числа Маха в перерізах $Y = 0$ і $Z = 0$ для розрахункових режимів 2 (а), 3 (б), 4 (в)

Для зручності порівняння характеру течії на рисунках 2.11-2.13 подано розподіл тиску на стінці в характерних для розрахункових режимів перерізах уздовж осі повітрязабірника.

У точці відриву примежового шару сила тертя на стінці перетворюється на нуль, а в самій зоні відриву стає негативною. При аналізі відривної течії всередині повітрязабірника необхідно враховувати, що протяжність зони відриву в реальній течії буде менше через наявність центрального тіла, геометрія якого нами не задавалася.

Як показали проведені розрахунки, зовнішнє обтікання повітрязабірника МГ-7 краще, ніж МГ-5, хоча розрахунковий коефіцієнт відновлення тиску краще для повітрязабірника МГ-5.

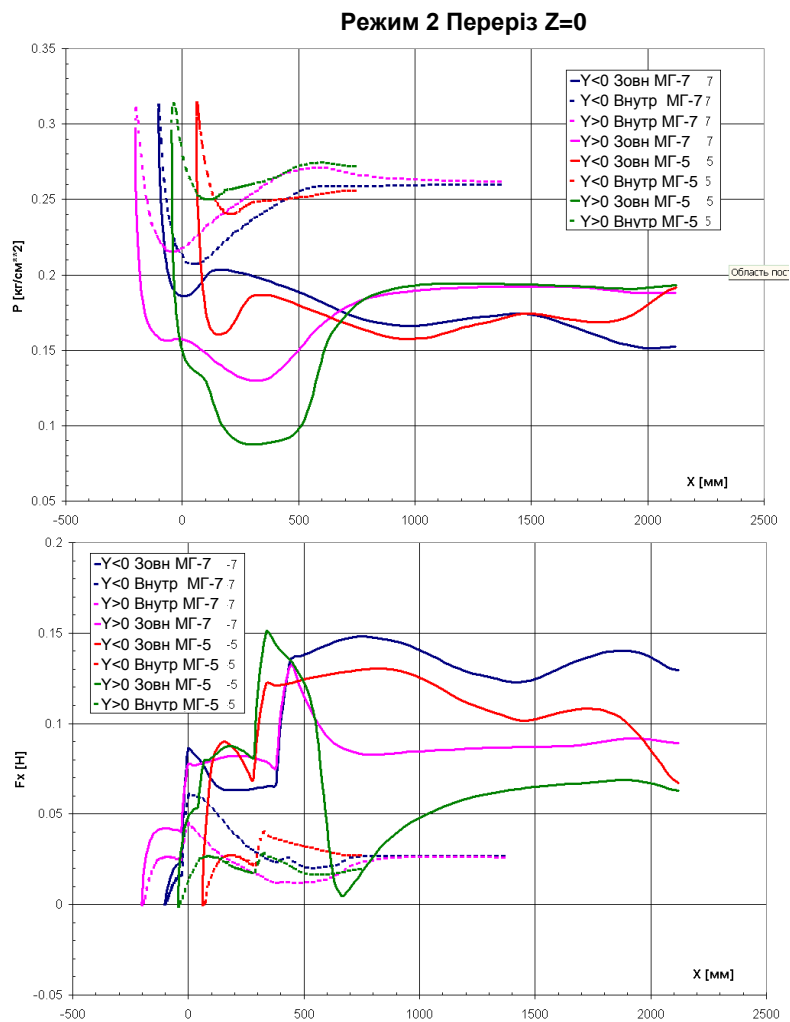


Рисунок 2.11 – Розподіл тиску на стінці в перерізі $Z = 0$ для розрахункового режиму 2

Режим 3 Переріз Z = 0

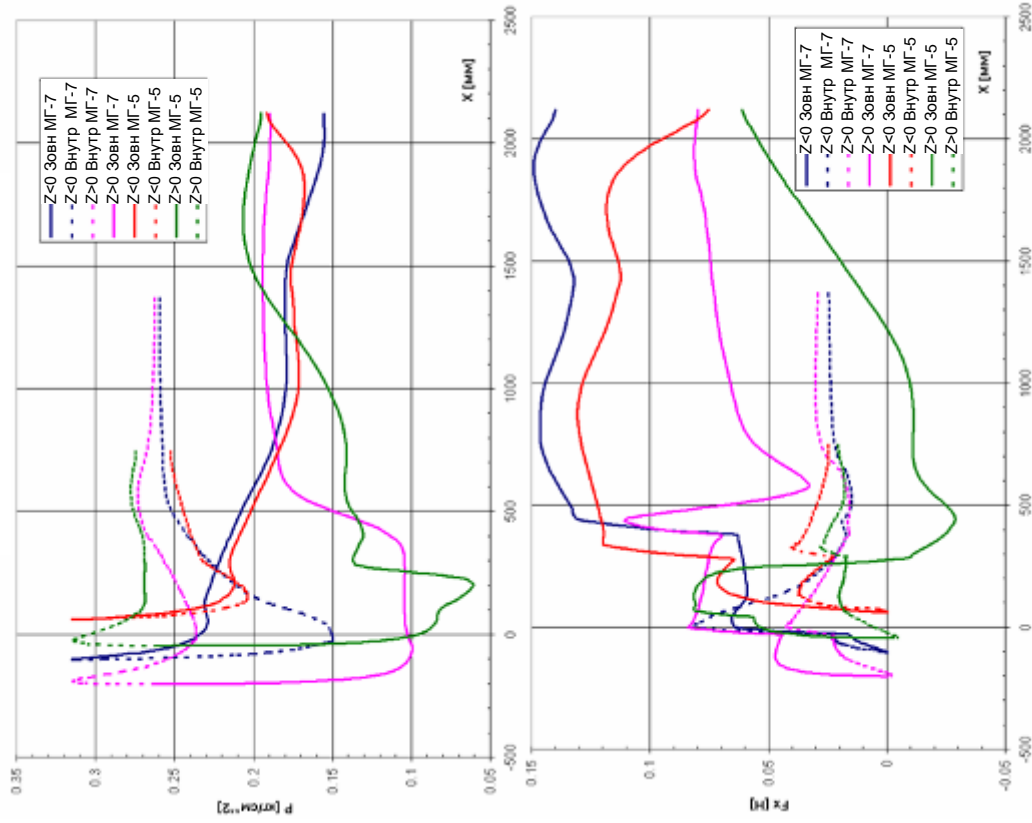


Рисунок 2.12 – Розподіл тиску на стінці в перерізі Z = 0 для розрахункового режиму 3

Режим 4 Переріз Y = 0

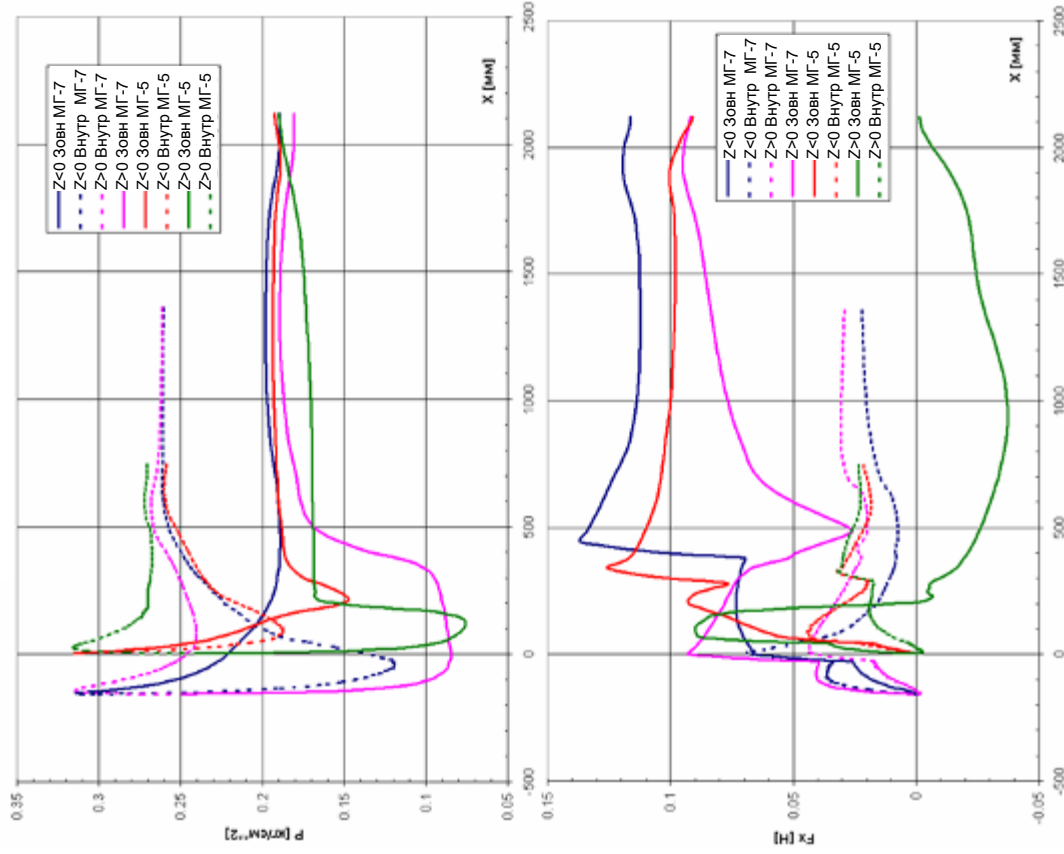


Рисунок 2.13 – Розподіл тиску на стінці в перерізі Y = 0 для розрахункового режиму 4

2.2.4 Експериментальні аеродинамічні дослідження повітряобтірників

Для вивчення обтікання мотогондол МГ-5 і МГ-7 та врахування впливу крила і реактивного струменя двигуна було проведено серію продувань в аеродинамічній трубі АДТ-106М на випробувальній моделі літака Ан-148.

Випробування моделі літака Ан-148 у варіантах 002В.МС148.106 і 002И.МС148.106 проведені в аеродинамічній трубі ЦАГІ Т-106М на механічних вагах АВ-106.

Кріплення моделі до ваг здійснювалося на стрічковій підвісці на базі 250×800 мм. Кути атаки моделі відлічувалися від хорди контрольного перерізу, розташованого на відстані $Z = 129$ мм від вісі симетрії моделі. Кут установлення горизонтального оперення (ГО) відлічувався від будівельної горизонталі фюзеляжу (БГФ).

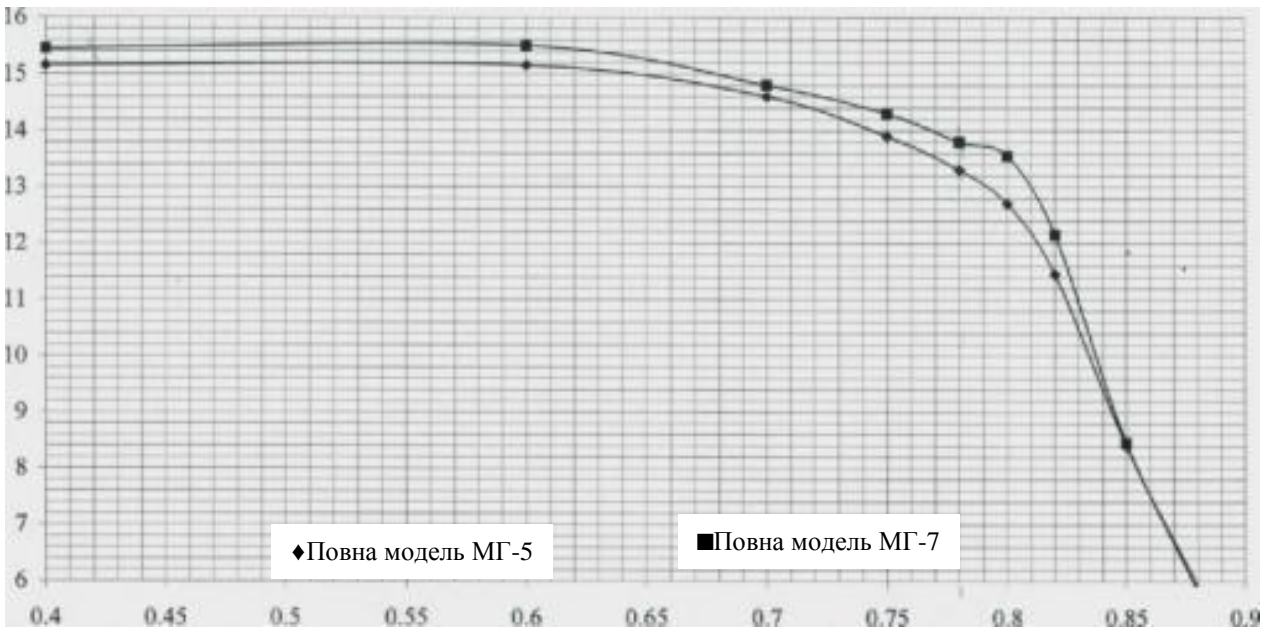
Аеродинамічні характеристики наведено в швидкісній системі координат. Коефіцієнти опору і піднімальної сили віднесені до площі крила $S_{кр} = 0,388 \text{ м}^2$ і швидкісного напору. Коефіцієнт поздовжнього моменту віднесений, крім того, до середньої аеродинамічної хорди (САХ) $b_{САХ} = 0,2263$ м і обчислений відносно центра ваги, розташованого на 25 % САХ крила.

Результати випробувань оброблялися за прийнятою для труби Т-106 методикою з урахуванням поправок на обдування рами ваг, скосу потоку на опір стрічкової підвіски. Крім того, введена поправка на інтерференцію стрічкової підвіски з моделлю і на опір валика поперечної бази до коефіцієнтів C_x , C_y , m_z , які одержані раніше з методичних випробувань моделі літака 002.МС74-68.106 з крилом К20 в компонованнях «повна модель» і «крило + фюзеляж» у режимі випробувань $M = \text{const}$ ($M = 0,4; 0,75; 0,78; 0,8; 0,82; 0,85$). Поправки цього роду визначалися методом повного подвоєння. Для цього модель встановлювалася на двох поперечних базах ($L_{z_2} = 500$ мм і $L_{z_2} = 250$ мм) і поздовжній базі $L_x = 500$ мм. Після цього випробовувалися ізольовані підвіски на цих базах. Поправка на $\Delta C_{x_{\text{int+валик}}}$ не залежить від кута атаки і постійна в досліджуваному діапазоні чисел M . Поправки на $\Delta C_{y_{\text{int+валик}}}$ і $\Delta m_{z_{\text{int+валик}}}$ вводилися індивідуально для кожного кута атаки і числа M . Поправки до опору попередньо згладжувалися, поправки до піднімальної сили й поздовжнього моменту вводилися в тому вигляді, в якому вони обчислювалися для кожної експериментальної точки.

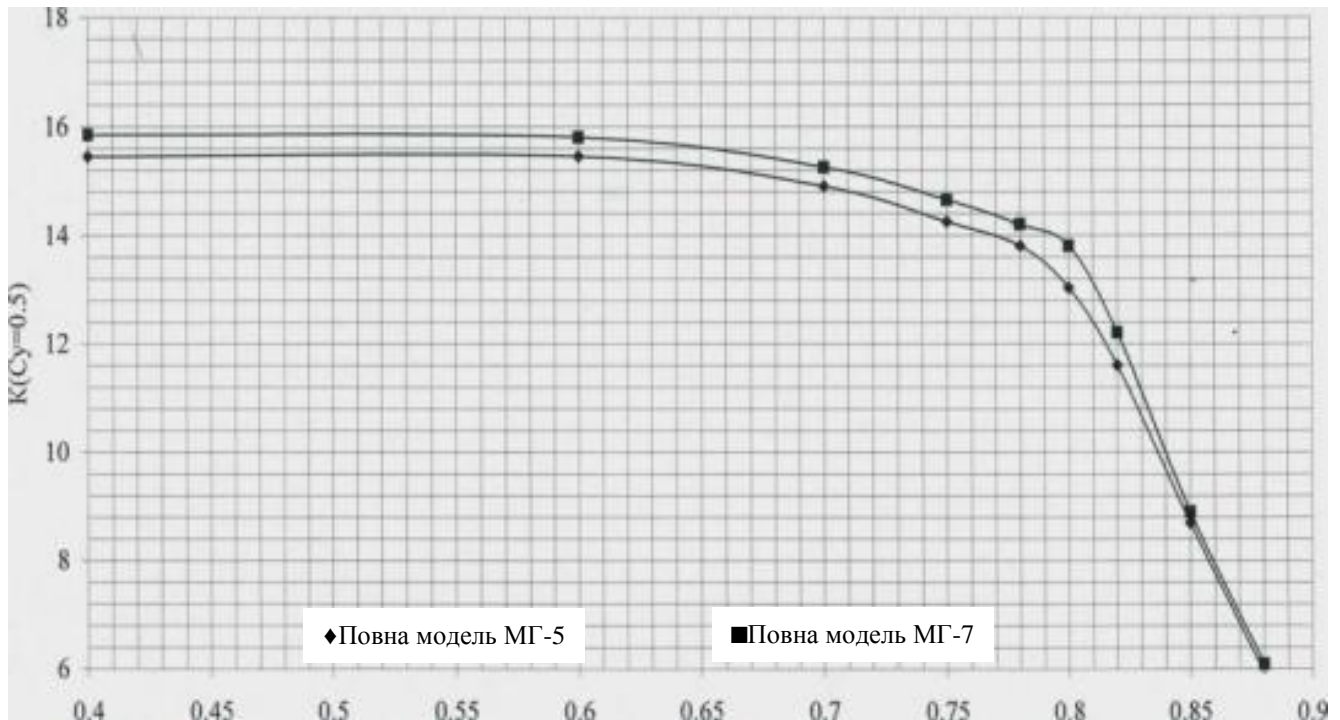
При визначенні внутрішнього опору і витрати повітря через мотогондолу за характерні були взяті такі площі: $F_{bx} = 0,007184 \text{ м}^2$, $F_c = 0,0057385 \text{ м}^2$.

Графіки залежності аеродинамічної якості та параметра аеродинамічної

дальності від числа M показано на рисунку 2.14 – 2.16. Вплив горизонтального оперення і мотогондол МГ-5, МГ-7 ($M = 0,78$; вільний перехід) подано в таблиці 2.8.



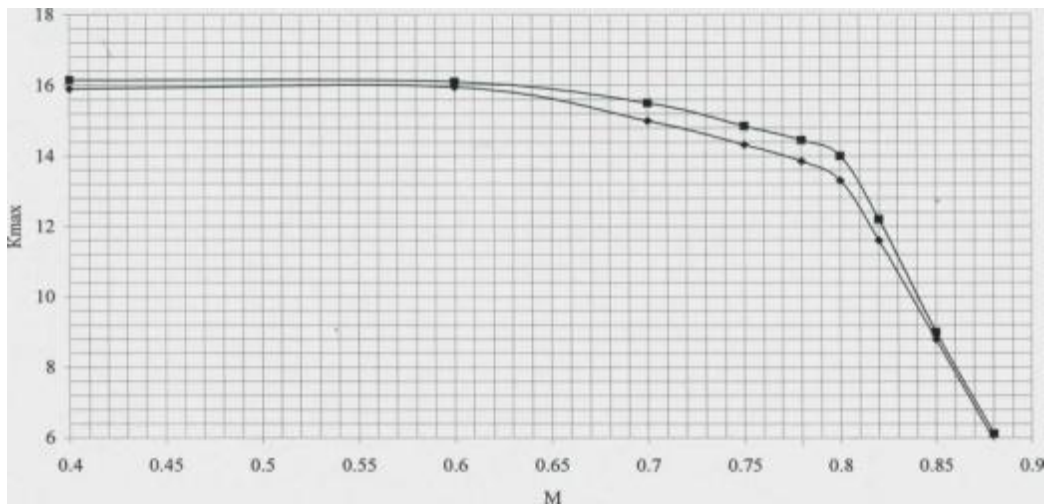
a



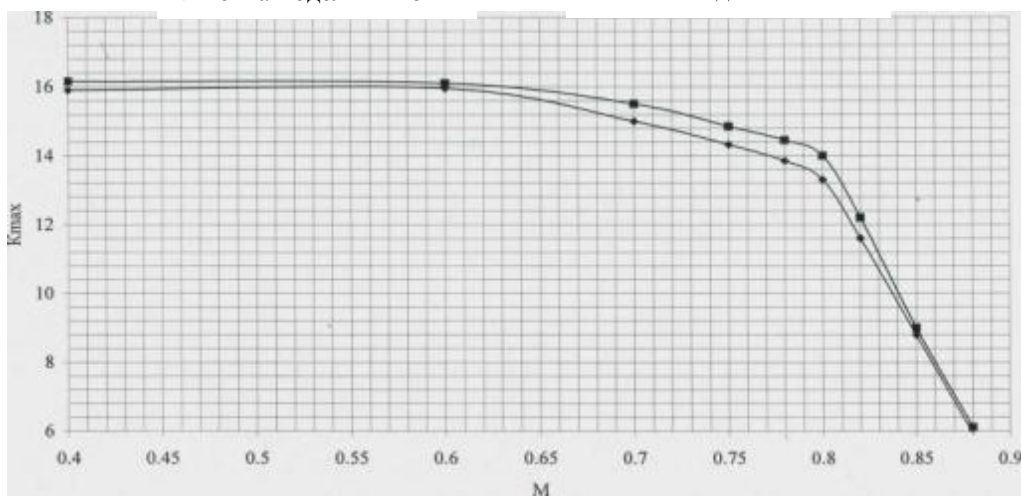
б

Рисунок 2.14 – Графіки залежності аеродинамічної якості K від числа M :

a – $C_y = 0,45$; *б* – $C_y = 0,5$



◆ Повна модель МГ-5 а ■ Повна модель МГ-7



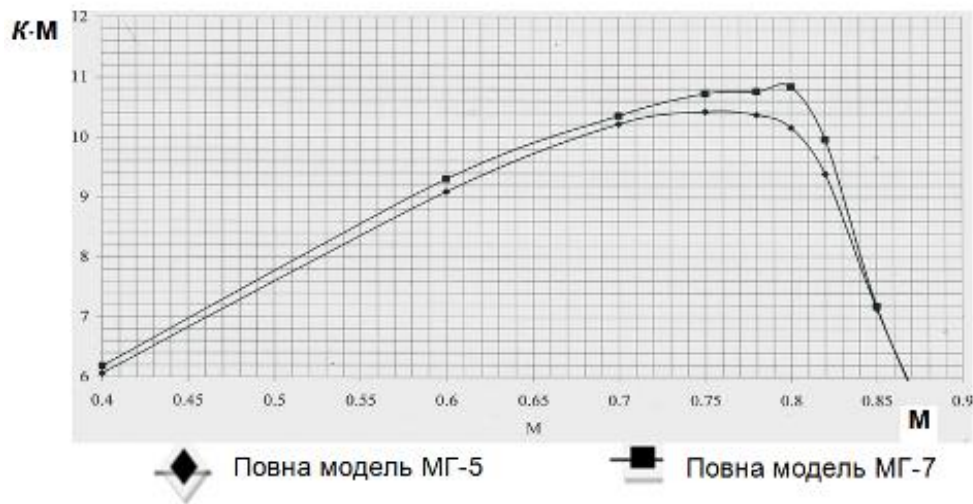
◆ Повна модель МГ-5 б ■ Повна модель МГ-7

Рисунок 2.15 – Графіки залежності аеродинамічної якості K_{max} від числа М:

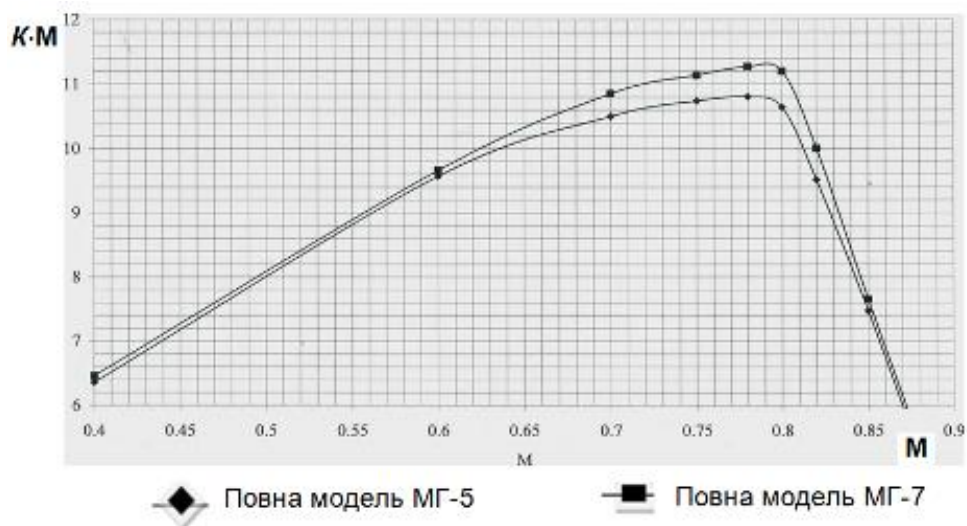
а – $C_y = 0,45$; б – $C_y = 0,5$

Таблиця 2.8 – Вплив горизонтального оперення і мотогондол МГ-5, МГ-7 (М = 0,78, вільний перехід)

М	М	М
$C_y = 0,45$	-0,8	0,5
$C_y = 0,5$	-0,8	0,4
Режим K_{max}	-0,8	0,6
	$D(K*M)_{Г0}$	$D(K*M)_{МГ-7-МГ-5}$
$C_y = 0,45$	-0,6	0,4
$C_y = 0,5$	-0,6	0,3
Режим K_{max}	-0,6	0,47



a



б

Рисунок 2.16 – Графіки залежності параметра аеродинамічної дальності від числа M : а – $C_y = 0,45$; б – $C_y = 0,5$

У результаті установалення МГ-7 замість МГ-5 збільшення аеродинамічної якості на компоуванні «крило + фюзеляж + мотогондола» з фіксованою точкою переходу становило $\Delta K \sim 0,3$ як на крейсерському режимі ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$), так і при значеннях C_y , що відповідають K_{max} ($M = 0,78$). При $M = 0,2$ відмінності в аеродинамічній якості між компоуваннями з МГ-5 і МГ-7 з фіксованою точкою переходу на елементах моделі незначні.

Додаткові експериментальні дослідження показали, що частину підвищення аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,1$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$) може пояснюватися більш протяжною ділянкою ламінарної течії на мотогондолі МГ-7.

Більший опір моделі з МГ-5 обумовлений наявністю хвильового опору в надзвуковій зоні на носіку мотогондолою і наявністю локального відриву.

Експериментальні дослідження з фіксованою точкою переходу $X_{II} = 7\%$ на компонуванні «крило + фюзеляж + мотогондола» випробувальної моделі з двома варіантами мотогондол МГ-5 і МГ-7 показали таке. Мотогондола МГ-7 має перевагу в аеродинамічній якості в робочому діапазоні C_y і чисел $M = 0,7 \dots 0,85$. При числах $M = 0,4 \dots 0,6$ має невелику перевагу за K_{max} .

Підвищення аеродинамічної якості на досліджуваному компонуванні моделі літака Ан-148 з мотогондолою МГ-7 порівняно з компонуванням тієї ж моделі з мотогондолою МГ-5 становить $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$) і $\Delta K_{max} \sim 0,4$ при $M = 0,78$.

Установлення мотогондолою МГ-7 замість мотогондолою МГ-5 не приводить до змінення моментних характеристик.

Таким чином, при проектуванні повітрязабірника визначальним режимом є крейсерський політ. Критерієм оптимізації має бути паливна ефективність літака. Граничними умовами при проектуванні є забезпечення допустимої нерівномірності на вході у двигун і вимоги щодо акустики.

За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і подальших трубних випробувань була вибрана конфігурація повітрязабірника двигуна з мотогондолою МГ-7, що забезпечує підвищення аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$; $M = 0,78$).

Очікуване збільшення питомої витрати палива двигуна завдяки зменшенню діаметра вхідного пристрою на мотогондолі МГ-7 передбачається не більше $0,9\%$.

При перерахунку підвищення якості на мотогондолі МГ-7 зниження питомої витрати палива становитиме $3,7\%$, що перекидає втрати повного тиску на вході у повітрязабірник.

2.3 Особливості роботи осевого повітрязабірника на турбовентиляторному двигуні

До переваг осевого повітрязабірника можна віднести можливість

спроектувати мотогондолу з мінімальною площею перерізу за моделлю, що позитивно позначається на загальному опорі літака. Такий повітрязабірник створено на вітчизняному турбовентиляторному транспортному літаку (рисунок 2.17).

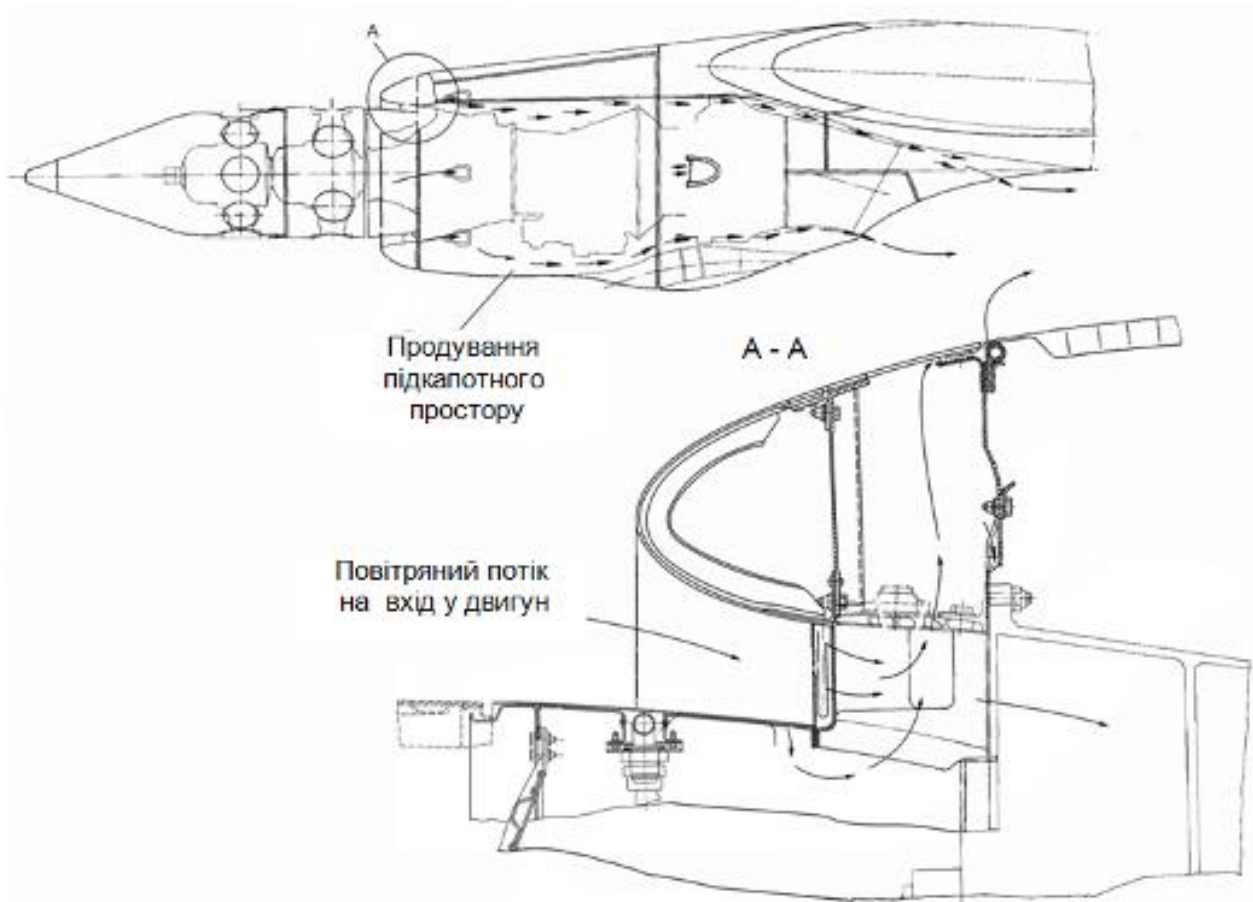


Рисунок 2.17 – Повітрязабірник на вітчизняному турбовентиляторному транспортному літаку

Наведена конструкція піддавалася всебічним льотним випробуванням. Під час випробувань аналізувався вплив швидкості польоту (числа M), режиму роботи двигуна та інших факторів на параметри повітряного потоку на вході у двигун.

Виконао оцінювання таких характеристик повітряного потоку на вході у двигун, як коефіцієнт відновлення повного тиску та колова нерівномірність тиску на вході у двигун.

2.3.1 Коефіцієнт відновлення повного тиску

При аналізі одержаних матеріалів доведено, що коефіцієнт відновлення повного тиску на вході у двигун ($\bar{\sigma}_{ex}$) залежить в основному від швидкості польоту (числа M), потужності двигуна, що передається на гвинтовентилятор, і висоти польоту та практично не залежить від кута встановлення вхідного пристрою відносно потоку, що набігає (кутів атаки і ковзання в експлуатаційному діапазоні режимів польоту літака).

При випробуваннях одержано такі граничні значення коефіцієнта відновлення повного тиску:

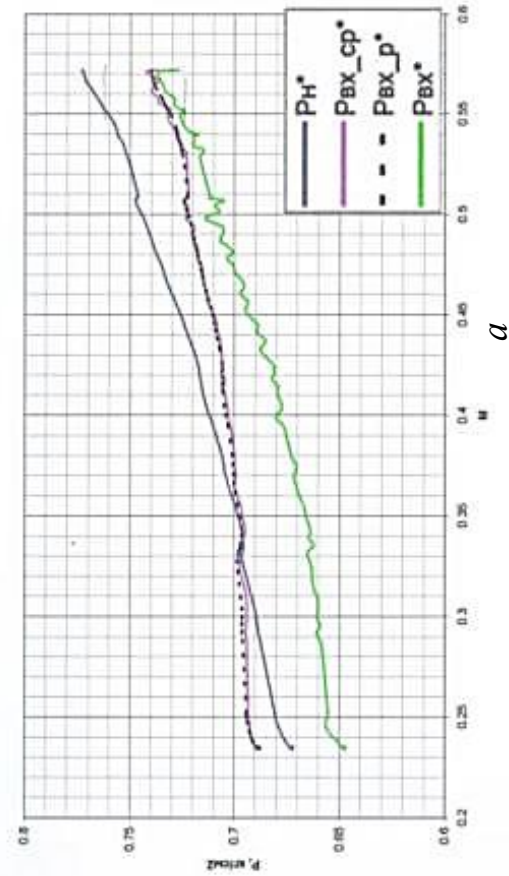
- максимальне значення відповідає злітному режиму роботи двигуна за відсутності потоку, що набігає (при $M = 0$), і становить 1,055 од.;

- мінімальне значення відповідає максимальній швидкості польоту ($V = 488$ км/год) (максимальному значенню числа $M = 0,65$) при роботі двигуна на максимальному продовженому режимі (МП) і становить 0,926 од.

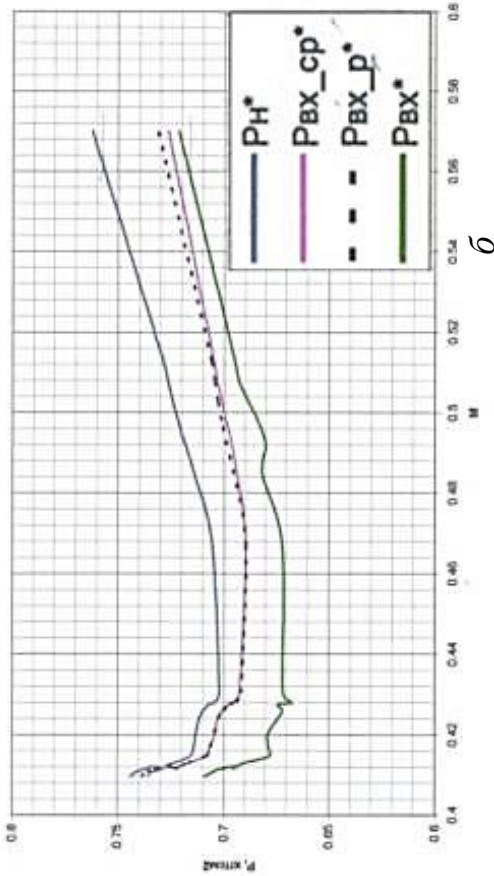
На рисунку 2.18 подано графіки залежності змінення середнього значення повного тиску на вході у двигун ($P_{ex_сер}^*$), одержаного з додаткових датчиків препарування, розрахункового значення $P_{ex_p}^*$, повного тиску повітря перед гвинтовентилятором (P_n^*), одержаного від СВС-96В, і повного тиску на вході у двигун (P_{ex}^*), заміряного штатним датчиком, від числа M при роботі двигуна на режимах МП, максимально крейсерському (МК), 0,6МП, малому газ (МГ).

З наведених матеріалів випливає, що значення повного тиску повітря на вході у двигун, що одержано від штатного датчика, не відповідає фактичному тиску ні за величиною, ні за характером змінення. Крім того, слід зазначити значні коливання значення P_{ex}^* .

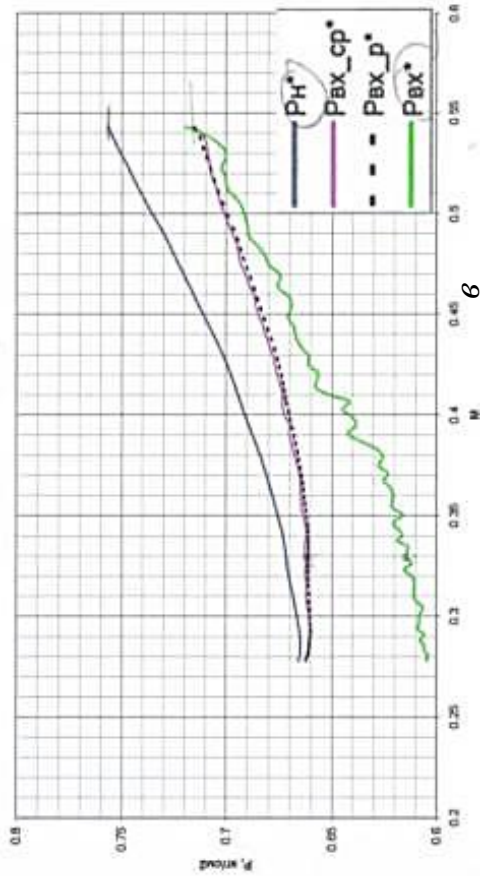
Зважаючи на те, що значення P_{ex}^* використовується в системі автоматичного керування для розрахунку $\eta_{K\Sigma}$ (основного параметра регулювання), якість виміру (точність і стабільність значень при незмінних зовнішніх умовах) безпосередньо впливає на якість регулювання.



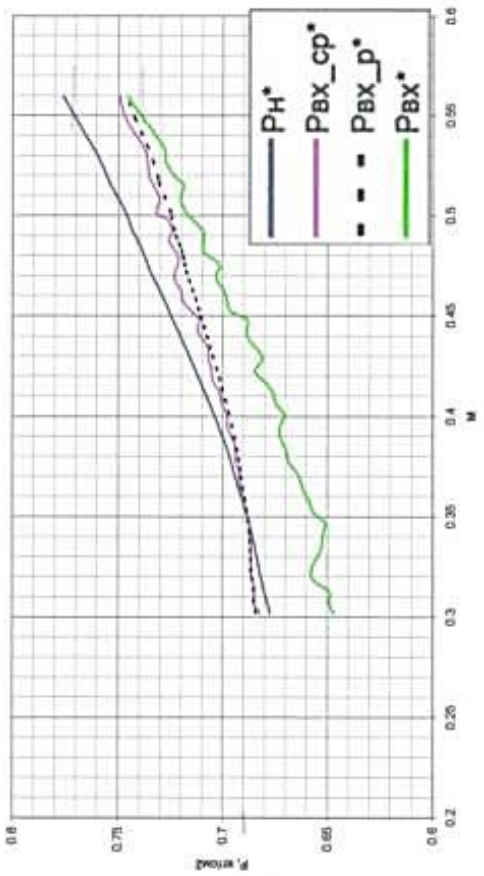
а



б



в



г

Рисунок 2.18 – Графіки залежності змінення заміряного середнього значення повного тиску на вході у двигун від числа М на режимах роботи двигуна МП (а); 0,6 МП (б); МК (в); МГ (г) на висоті $H = 4000$ м

Для підвищення якості регулювання двигуна в усьому діапазоні швидкостей і висот польоту доцільно на прямих режимах (виключаючи режими на реверсі тяги) при розрахунку замість значення P_{ex} , заміряного безпосередньо у вхідному пристрої маршової силової установки блоком ЕСУ-27М, використовувати розрахункову залежність

$$P_{ex_p}^* = \sigma_{ex} \cdot P_n^*, \quad (2.9)$$

де $P_{ex_p}^*$ – розрахункове (за моделлю) значення повного тиску на вході у двигун; P_n^* – повний тиск повітря перед гвинтовентилятором (одержано через БК-77 з літакових систем СВС-96В); σ_{ex} – коефіцієнт відновлення повного тиску у вхідному пристрої МДУ.

Як було зазначено, коефіцієнт відновлення повного тиску на вході у двигун при існуючій конструкції вхідного пристрою МДУ залежить від числа М, висоти польоту і режиму роботи двигуна.

Доведено, що розраховане за запропонованою залежністю з підібраними коефіцієнтами і фактичне значення P_{ex} практично збігаються. Відхилення розрахункового значення повного тиску на вході у двигун від фактичного, одержаного з додатковим препаруванням, у перевіреному діапазоні режимів роботи двигуна, швидкостей і висот польоту не перевищує 1,5 % від заміряного значення. Відмінність заміряного значення P_{ex}^* штатним датчиком від фактичного, одержаного з додатковим препаруванням, становить до 12 % на малих швидкостях польоту.

Безпосередній вимір тиску повітря на вході у двигун доцільно залишити як резервний датчик P_{ex}^* (за відсутності інформації від літакових систем).

2.3.2 Колова нерівномірність

Розрахунок коефіцієнта колової нерівномірності потоку на вході у двигун виконувався за такою формулою:

$$O_{kr_ner} = (P_{ex_сер} - P_{ex_сер_мін}) / P_{ex_сер}, \quad (2.10)$$

де O_{kr_ner} – коефіцієнт колової нерівномірності; $P_{ex_сер}$ – середнє значення повного тиску на вході у двигун; $P_{ex_сер_мін}$ – середнє значення P_{ex} в зоні зниженого тиску.

При розрахунку рівня колової нерівномірності використовувалася лінійна інтерполяція розподілу тиску по колу між «гребінками».

Максимальні рівні колової нерівномірності, одержані при випробуваннях,

становлять 4,1 %.

Величина колової нерівномірності залежить не тільки від числа M польоту, але більшою мірою від кута встановлення вхідного пристрою відносно потоку, що набігає (кут атаки і ковзання в зоні повітрязабірника двигуна).

При аналізі змінення колової нерівномірності за кутом атаки (рисунок 2.19) доведено, що мінімум колової нерівномірності відповідає куту атаки, близькому до $4,8^\circ$ – куту установлення мотогондולי відносно крила.

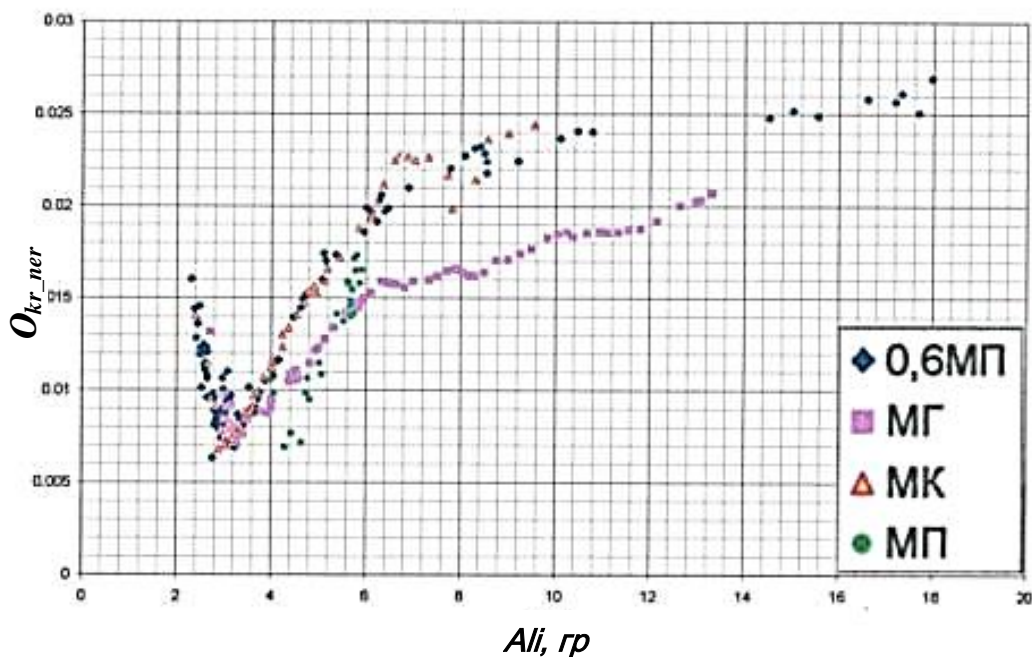
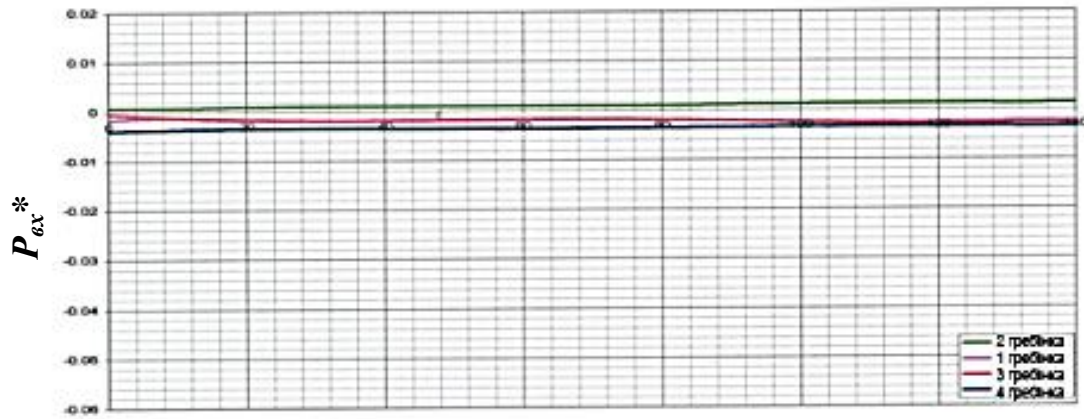


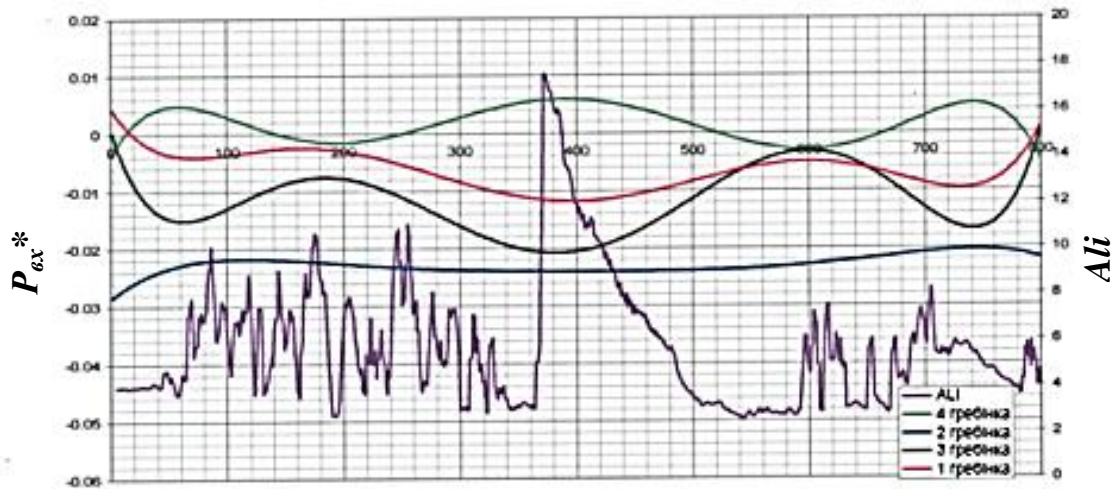
Рисунок 2.19 – Змінення колової нерівномірності за кутом атаки

Слід зазначити, що зі змінням швидкості польоту значно змішуються зони зниженого та підвищеного тисків. Змішання зон обумовлено наявністю місцевого кута ковзання в зоні повітрязабірника, пов'язаного з впливом місця встановлення двигуна (вплив фюзеляжу).

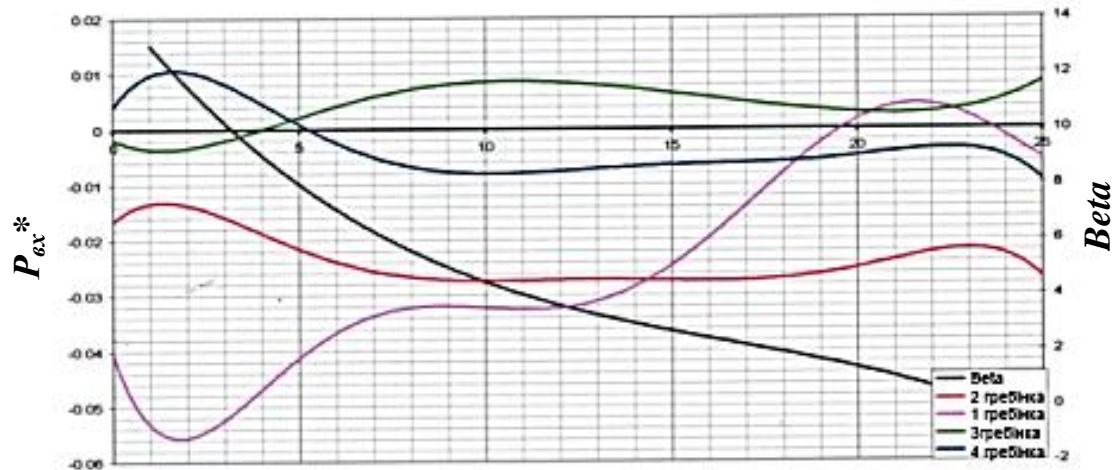
На рисунку 2.20 подано графіки залежності відносного відхилення повного тиску повітря по колу від середнього значення на вході у двигун на різних режимах польоту. З наведених матеріалів випливає, що забезпечити вимір повного тиску повітря на вході у двигун одним зондом можна тільки з точністю $\pm 10\%$, що, ймовірно, недостатньо для забезпечення заявленої точності регулювання. Крім того, слід зазначити великий рівень пульсацій повного тиску повітря в зоні виміру, що призводить до «розгойдування» режиму роботи двигуна.



a



б



в

Рисунок 2.20 – Графік залежності відносного відхилення повного тиску повітря по колу від середнього значення на вході у двигун на різних режимах польоту:
a – $H = 0, V = 0$ (опробування на землі); *б* – $Ali = \text{var Beta} = \text{const}$ (політ без ковзання); *в* – $Ali = \text{const Beta} = \text{var}$ (ковзання)

Використовувати прямий вимір повного тиску на вході у двигун для контуру керування витратою палива (для закону підтримки $\eta_{k\Sigma}$) одним зондом недоцільно з огляду на перелічені вище недоліки. Прямий вимір P_{ex}^* може бути використаний тільки як резервний вимір (за відсутності інформації з літакових систем).

Проведено всебічне вивчення роботи осьового повітрязабірника на мотодвигунному стенді. Виявлено, що при імітації попадання в переохолоджену хмару має місце утворення льоду на внутрішніх каналах повітрязабірника за гвинтовентилятором безпосередньо на вході у двигун (рисунок 2.21).

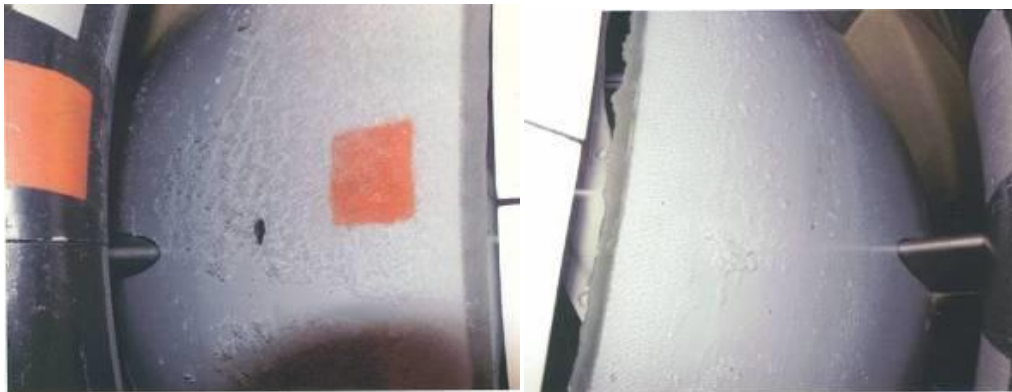


Рисунок 2.21 – Відкладення льоду на внутрішніх каналах повітрязабірника

Це спричинено характером обтікання мотогондолою в цілому та відривом потоку від внутрішньої поверхні повітрязабірника, що призводить до місцевого гальмування потоку і, як наслідок, осідання льоду.

Таким чином, доведено, що для осьового повітрязабірника характерними є високі втрати повного тиску на вході у двигун (6...8%), що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива.

Враховуючи одержану нерівномірність потоку для підвищення якості регулювання двигуна в усьому діапазоні швидкостей і висот польоту (виключаючи режими реверсу тяги), при розрахунку $\eta_{k\Sigma}$ замість значення P_{ex}^* , заміряного безпосередньо у входному пристрої МДУ (вимір ЕСУ-27М), слід використовувати розрахункову залежність (2.9).

Безпосередній вимір тиску повітря на вході у двигун використовується як резервний датчик P_{ex}^* (за відсутності інформації від літакових систем).

Для запобігання утворенню зон осідання льоду на внутрішніх поверхнях каналу повітрязабірника необхідно ввести в конструкцію обігрівання внутрішніх поверхонь.

2.4 Вплив настроюваних параметрів регуляторів тиску на величину відборів повітря від двигунів

Величина відбору повітря від компресора двигуна істотно впливає на тягові характеристики двигуна. Цю функцію на літаку забезпечує система підготовки повітря (СПП) (рисунок 2.22). Актуальність такого дослідження пов'язана з нерівномірністю відборів від компресорів двигунів та нелінійним впливом величини відбору на тягу двигуна і сумарну тягу всіх двигунів насамперед на багатомоторних літаках. У свою чергу, нерівномірність відборів повітря визначається настроюванням регуляторів тиску.

Виконані дослідження спрямовані на вивчення впливу величини настроювання регуляторів тиску в системах відбору повітря на величину повітря, що відбирається від кожного двигуна для багатомоторного літака, і оцінювання сумарної тяги всіх двигунів

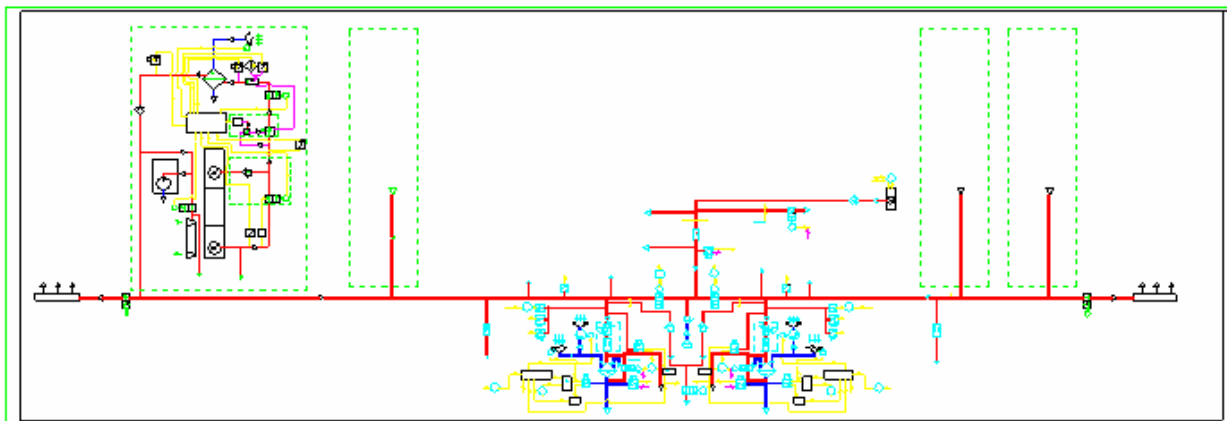


Рисунок 2.22 – Пневматична схема системи підготовки повітря

Для оцінювання впливу величини відборів розглянуто систему відбору повітря, що складається з чотирьох джерел відбору повітря (компресорів). Як базова використана розрахункова схема підсистеми відбору повітря літака Ан-77.

Гідравлічна мережа складається з системи перемикання ступенів відбору, з'єднаних трубопроводів і регуляторів надлишкового тиску (РНТ). Спрощену схему однієї з симетричних півсистем подано на рисунку 2.23. Далі розглядається одна півсистема, що не приводить до принципових змінень у розрахунках.

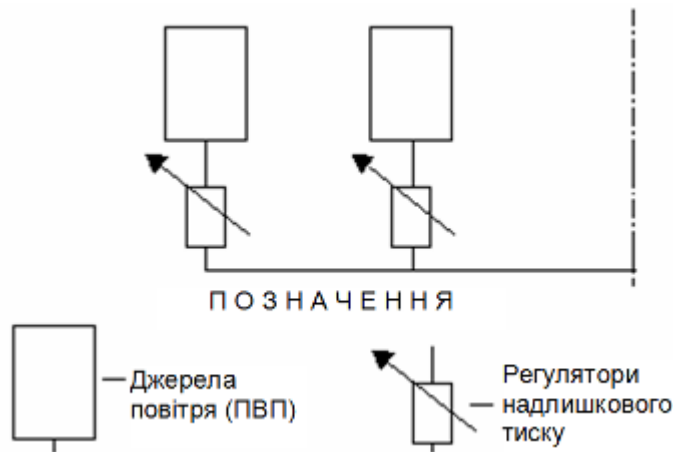


Рисунок 2.23 – Схема підсистеми

Метою аналізу є визначення впливу опорних тисків за кожним з регуляторів надлишкового тиску (РНТ) на величину повітря, що відбирається з відповідної підсистеми відбору повітря (ПВП).

Аналіз проводився на гідравлічних моделях мереж на висотах 0,5 км і 8 км при температурі зовнішнього повітря на землі +45 °С на крейсерському і злітному режимах роботи двигунів. Ці режими є найкритичнішими для роботи ПВП із забезпечення працездатності системи кондиціонування повітря (СКП).

При розробленні комп'ютерної гідравлічної моделі вся система уявляється мережею, вузли якої – трійники розлиття і злиття потоків повітря або граничні вузли, а гілки – трубопроводи між вузлами. Кожна з гілок може бути розділена на послідовні типові елементи. Кожен з типових елементів описується своєю математичною моделлю гідравлічних і теплових процесів.

В основі моделі втрат тиску в трубі постійного перерізу лежить описаний в [52, 53] підхід на основі газодинамічних функцій, що базується на залежностях між коефіцієнтами швидкості на початку λ_1 і кінці λ_2 ділянки і коефіцієнтом опору ξ , що відповідає коефіцієнту опору тертя ξ_{mp} для труби постійного перерізу.

Коефіцієнт швидкості λ визначається рівнянням

$$q(\lambda) = \lambda \cdot \left(\frac{k+1}{2} \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right) \right)^{1/(k-1)} = \lambda \cdot \left(2,4 \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{6} \right) \right)^{2,5} = \frac{|G| \cdot (T^*)^{0,5}}{m \cdot F \cdot P^*}, \quad (2.11)$$

де k – показник адіабати (для повітря $k = 1,4$); P^* – повний тиск у перерізі труби.

Для значень функції $\varphi(\lambda)$ має місце співвідношення

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_2) = 7/6 \cdot \xi, \quad (2.12)$$

де у загальному випадку $\xi = \xi_{mp}(Re) + \xi_m(Re)$; $\xi_m(Re)$ – безрозмірний коефіцієнт

місцевих втрат, який визначається згідно з [43] для нестисливої рідини; Re – число Рейнольдса; λ_1 (λ_2) – коефіцієнт швидкості на початку (кінці) ділянки в напрямку потоку повітря.

Загальну схему розрахунку перепаду тиску $\Delta P = P_{ex}^* - P_{вих}^*$ на ділянці при відомих витраті G , температурі гальмування T^* , перерізі F , повному тиску P^* і коефіцієнті місцевих втрат ξ можна подати такою послідовністю:

$$P_{вих}^* \rightarrow q(\lambda_2) \rightarrow \lambda_2 \rightarrow \varphi(\lambda_2) \rightarrow \varphi(\lambda_1) \rightarrow \lambda_1 \rightarrow q(\lambda_1) \rightarrow P_{ex}^*. \quad (2.13)$$

Схема (2.13) дозволяє визначати перепад тисків при докритичній швидкості потоку повітря. У разі ж критичного режиму течії функція $q(\lambda_2)$ виявиться більше одиниці. Тому для критичного режиму течії схема (2.13) перетвориться на вигляд

$$P_{вих}^* \rightarrow q(\lambda_2) = 1 \rightarrow \lambda_2 = 1 \rightarrow \varphi(\lambda_2) = 1 \rightarrow \varphi(\lambda_1) \rightarrow \lambda_1 \rightarrow q(\lambda_1) \rightarrow P_{ex}^*. \quad (2.14)$$

У математичній моделі автоматично аналізується «чи критичний режим течії, чи ні» та залежно від цього вибирається послідовність розрахунку вхідного тиску за вихідним.

Істотно на величину втрат тиску впливає температура гальмування. По тракту системи така температура зменшується. Основна розрахункова формула для розрахунку температури гарячого повітря в трубах підведення (роздавальних) при постійній витраті має вигляд:

$$T = (T_{ex} - T_{zn}) \cdot \exp\left(-\frac{K \cdot \Pi \cdot L_{mp}}{c_p \cdot G_{mp}}\right) + T_{zn}, \quad (2.15)$$

де T_{zn} – температура навколишнього середовища, °С; T_{ex} – температура повітря на початку розрахункової ділянки, °С; T – температура повітря в кінці розрахункової ділянки, °С; $T_{нов}$ – температура на поверхні ізоляції (або труби, якщо поверхня не теплоізована), °С; c_p – теплоємність повітря при $T^* = 0,5(T_{нов} + T_{ив})$, ккал/(кг·град); Π – периметр труби, м; L_{mp} – довжина розглянутої ділянки труби, м; G_{mp} – витрата гарячого повітря в трубі, кг/год; K – коефіцієнт тепловіддачі гарячого повітря для труби з ізоляцією.

При визначенні коефіцієнта K враховуються коефіцієнти тепловіддачі від гарячого повітря до стінки труби, теплопровідності теплоізоляції, тепловіддачі від поверхні ізоляції при вимушеній і вільній конвекції та тепловіддачі випромінюванням.

При розрахунках температурного режиму системи на теплообміннику первинного охолодження повітря передбачалося, що за теплообмінником за допомогою системи керування термостатуванням забезпечується необхідна

температура. У комп'ютерній моделі для цього відпрацьовувався спеціальний алгоритм підбору величини витрати продувального повітря.

Комп'ютерна модель розроблялася так, щоб була можливість задання:

- довільних граничних тисків у вибраних граничних вузлах;
- довільних відборів повітря споживачів за вибраними граничним вузлам;
- довільних значень температур на входах повітря в систему;
- температурних граничних умов для розрахунку втрат тепла через ізоляцію в трубах;
- даних для системи керування потоками повітря в системі (стан кранів і засувки).

Обсяг результуючих вихідних даних має бути достатнім для можливості перевірки правильності моделювання будь-якого з типових елементів як з гідравліки, так і з тепла.

Дослідження системи містило оцінювання впливу настроювання регуляторів тиску першої та другої ПВП. Як видно з таблиці 2.9, такий вплив є істотним. Так, при різниці в настроюванні регуляторів тиску всього на $0,1 \text{ кг/см}^2$ величина повітря, що відбирається від двигуна, відрізняється на 50 %. А оскільки величина настроювання регуляторів тиску лежить в границях $\pm 0,3 \text{ кг/см}^2$, то цілком реально є ситуація з нульовим відбором повітря від однієї з ПВП.

Таблиця 2.9 – Вплив настроювання регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається від двигуна

Перша ПВП (зовнішня)		Друга ПВП (внутрішня)	
$P, \text{ кгс/см}^2$ (ата)	$G_{\text{від}}, \text{ кг/с}$	$P, \text{ кгс/см}^2$ (ата)	$G_{\text{від}}, \text{ кг/с}$
3,2	1194	3,2	1370
3,5	1674	3,4	900
3,5	2167	3,3	400
3,5	2393	3,25	170

Відповідно до таблиці 2.9 побудовано графік відборів повітря (рисунок 2.24).

Типову картину впливу температури зовнішнього повітря на величину повітря, що відбирається, подано на рисунку 2.25.

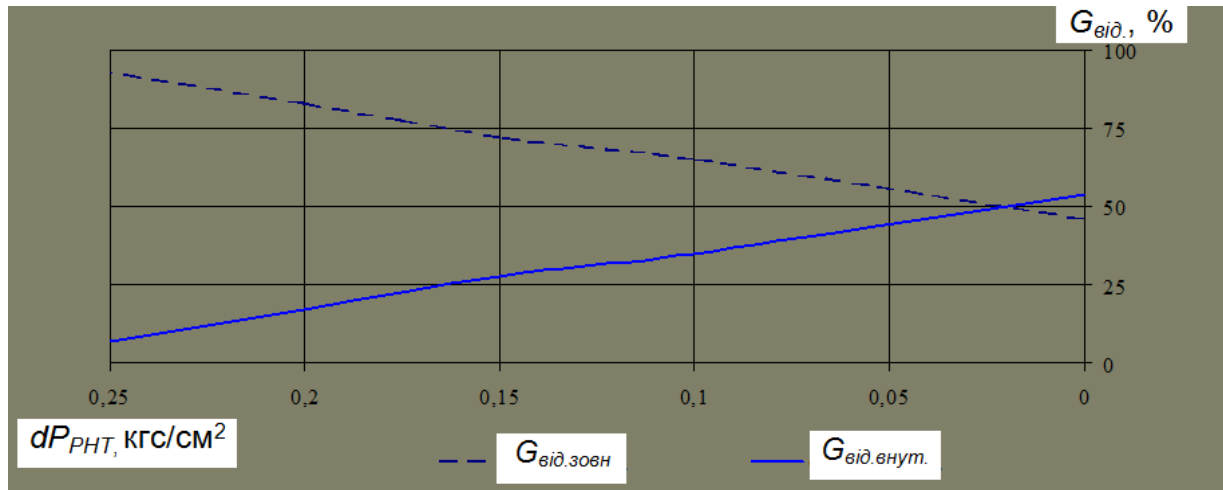


Рисунок 2.24 – Графік залежності відборів повітря $G_{від}$ від настроювання регуляторів надлишкового тиску (РНТ)

За математичними моделями розрахунку висотно-швидкісних характеристик двигуна Д-27 виконано оцінювання втрат питомої тяги на зрізі сопла (рисунок 2.26) та впливу відборів повітря від двигуна на питому витрату палива (рисунок 2.27).

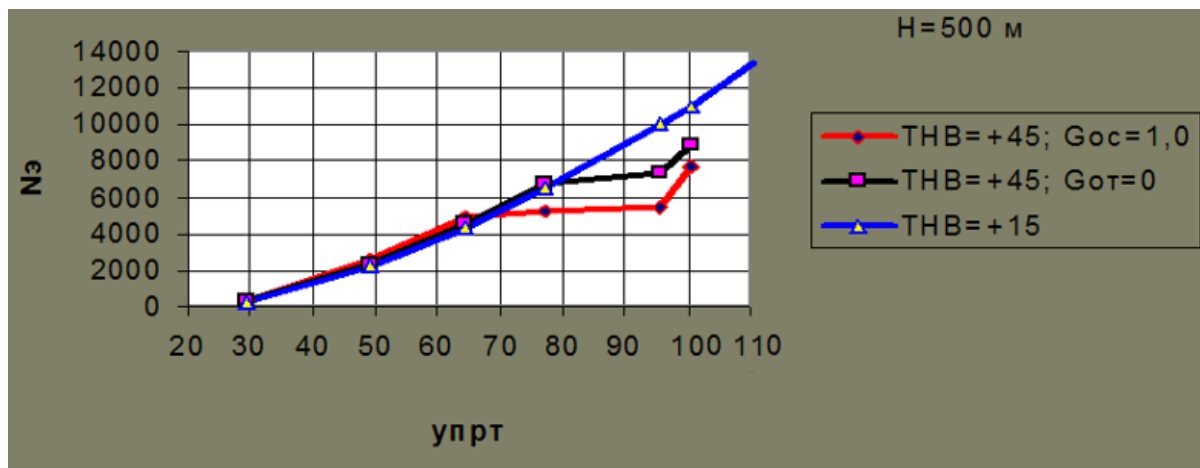


Рисунок 2.25 – Вплив температури зовнішнього повітря на величину повітря, що відбирається (двигун Д-27)

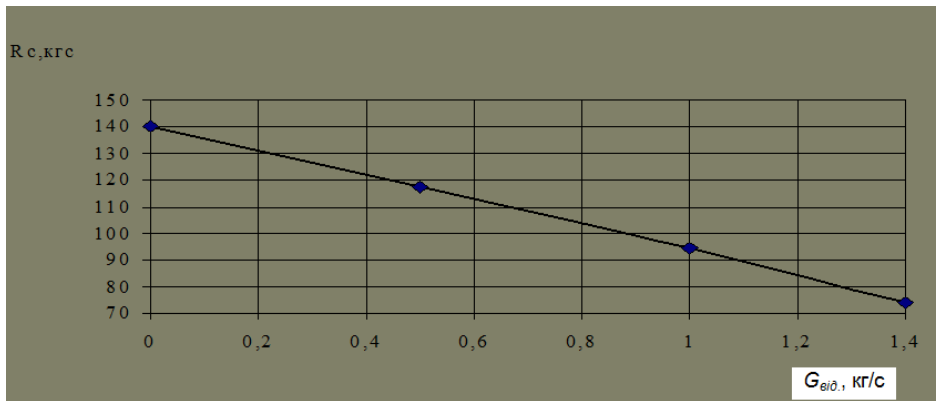


Рисунок 2.26 – Оцінювання втрат питомої тяги R_c на зрізі сопла залежно від величини відбору повітря $G_{від}$

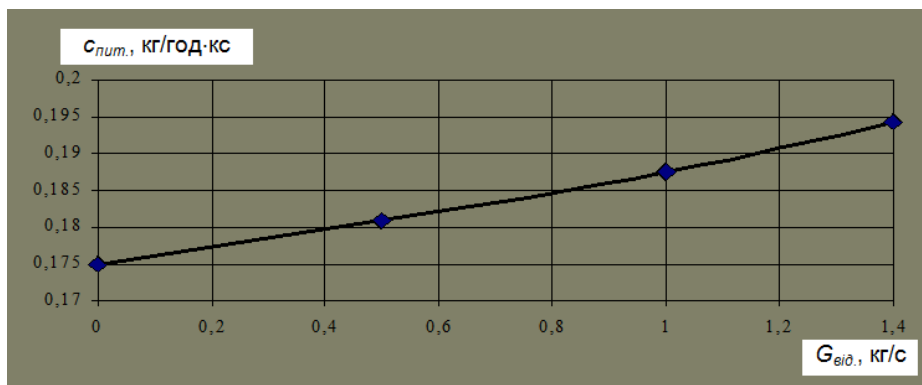


Рисунок 2.27 – Оцінювання впливу відборів повітря від двигуна $G_{від}$ на питому витрату палива $C_{пит}$

На рисунку 2.28 подано графік залежності наявної потужності двигуна N від температури зовнішнього повітря на висоті 0,5 км на злітному режимі роботи двигуна при відборах повітря 0; 0,5 і 1,0 кг/с.

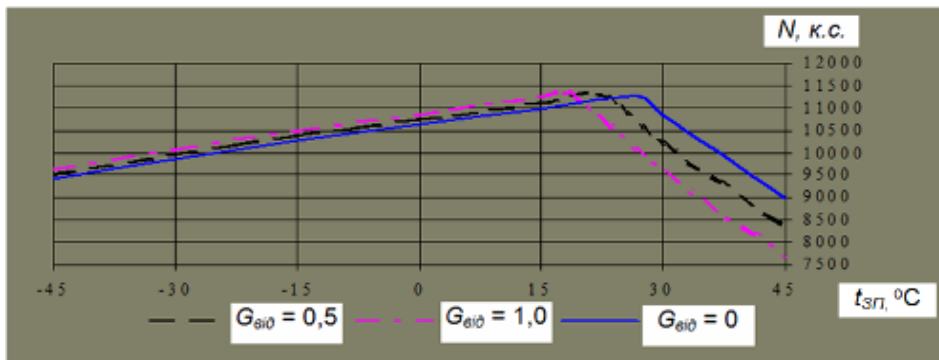


Рисунок 2.28 – Графіки залежності наявної потужності двигуна N від температури зовнішнього повітря $t_{зп}$ при різних відборах повітря ($H = 0,5$ км; злітний режим)

Із збільшенням відборів повітря питома витрата палива двигуна збільшується, хоча і несуттєво, особливо в абсолютних величинах. Проте при відборах повітря вище 0,8 кг/с виявляється нелінійність, що може впливати на загальну питому витрату палива від усіх двигунів при розбалансуванні витрат.

Зниження тяги двигуна зі збільшенням відборів повітря зменшується незначно, і нелінійність виявляється тільки при відборах вище 0,8 кг/с. Це може впливати на сумарну тягу двигунів в епізодичних ситуаціях (при відмовах МДУ або ПВП та вмиканні системи протиобледеніння). Проте це питання є дуже важливим і потребує подальшого дослідження. Знання цих особливостей дозволить правильно оцінити наявні потужності двигуна у критичних ситуаціях і врахувати їх при розрахунку льотно-технічних характеристик літака.

Таким чином, проведено дослідження впливу настроювання регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настроювання регуляторів має знаходитися в жорстких границях або повинна бути передбачена автоматична корекція настроювання регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом польоту.

Зі збільшенням величини відбору повітря спостерігається нелінійність (у бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна і витрати палива. Цей факт необхідно враховувати при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів з автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це є особливо важливим при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати 5 %.

Дослідження впливу відборів на тягові характеристики силової установки і характеристики питомих витрат палива необхідно проводити на ранніх стадіях розроблення систем літака, оскільки це дозволить виробити вимоги до точності настроювання регуляторів тиску і автоматичних систем для підтримки заданих параметрів.

2.5 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря

Системи кондиціонування повітря (СКП) літального апарата забезпечують життєдіяльність екіпажу і створюють комфортні умови для пасажирів. Відмови подібних систем призводять до зниження конкурентоспроможності літальних апаратів. Найбільш чутливою частиною таких систем є турбохолодильна машина,

яка працює на великих обертах (понад 40000 об/хв) при різко змінюваних параметрах тиску і температури робочого повітря.

2.5.1 Оптимізація структури системи кондиціонування повітря для забезпечення її надійної роботи

Для стабілізації параметрів СКП оснащується спеціальними регуляторами, одним з яких є регулятор витрати. Особливістю регуляторів витрати є те, що вони працюють на навантаження – установку кондиціонування повітря зі змінним гідравлічним опором, що залежить від режиму експлуатації літального апарата (зима-літо, висота польоту, кількість тепловиділень у герметичній кабіні), тобто при незмінній величині витрати тиск за дроселювальним пристроєм регулювання може змінюватися в широкому діапазоні.

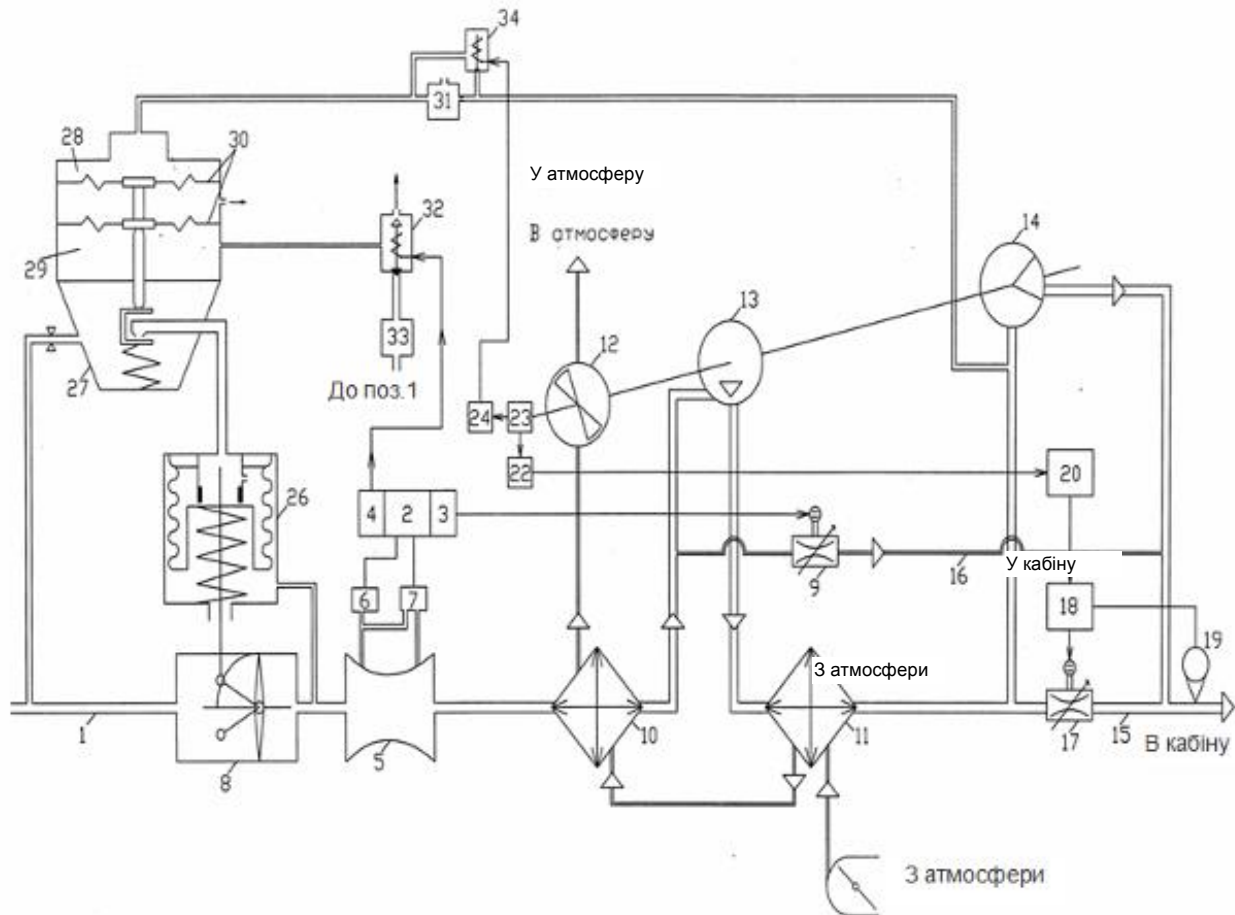
Сучасна СКП літального апарата містить основну магістраль з двома теплообмінниками, розташованими в ній один за одним за регуляторами витрати, що охолоджуються атмосферним повітрям, і встановленим між ними компресором, та додаткову магістраль, яка обводить турбоохолодильник, з розташованим в ній дроселювальним пристроєм. Також є датчики параметрів повітря, пов'язані з відповідними блоками регулювання температури і витрати.

Зазвичай використовується регулятор витрати, що містить мірний пристрій, електронний блок керування і дроселювальний пристрій у вигляді привідної заслінки, яка потребує часу для переключення з краю в край. Це обумовлює можливість закидів щодо витрати при зміненнях тиску на вході системи. Іншим недоліком описаної СКП є те, що при зниженні тиску на вході системи (коли не може забезпечуватися задана витрата) керований дроселювальний пристрій повністю відкривається, що може призводити до закидів щодо тиску з нерегульованою швидкістю змінення параметрів при збільшенні тиску на вході, оскільки швидкість змінення тиску на виході регулятора витрати при цьому не обмежується до величини необхідної витрати.

Метою цієї пропозиції (очікуваним технічним результатом) є забезпечення працездатності СКП при всіх режимах експлуатації, у тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата.

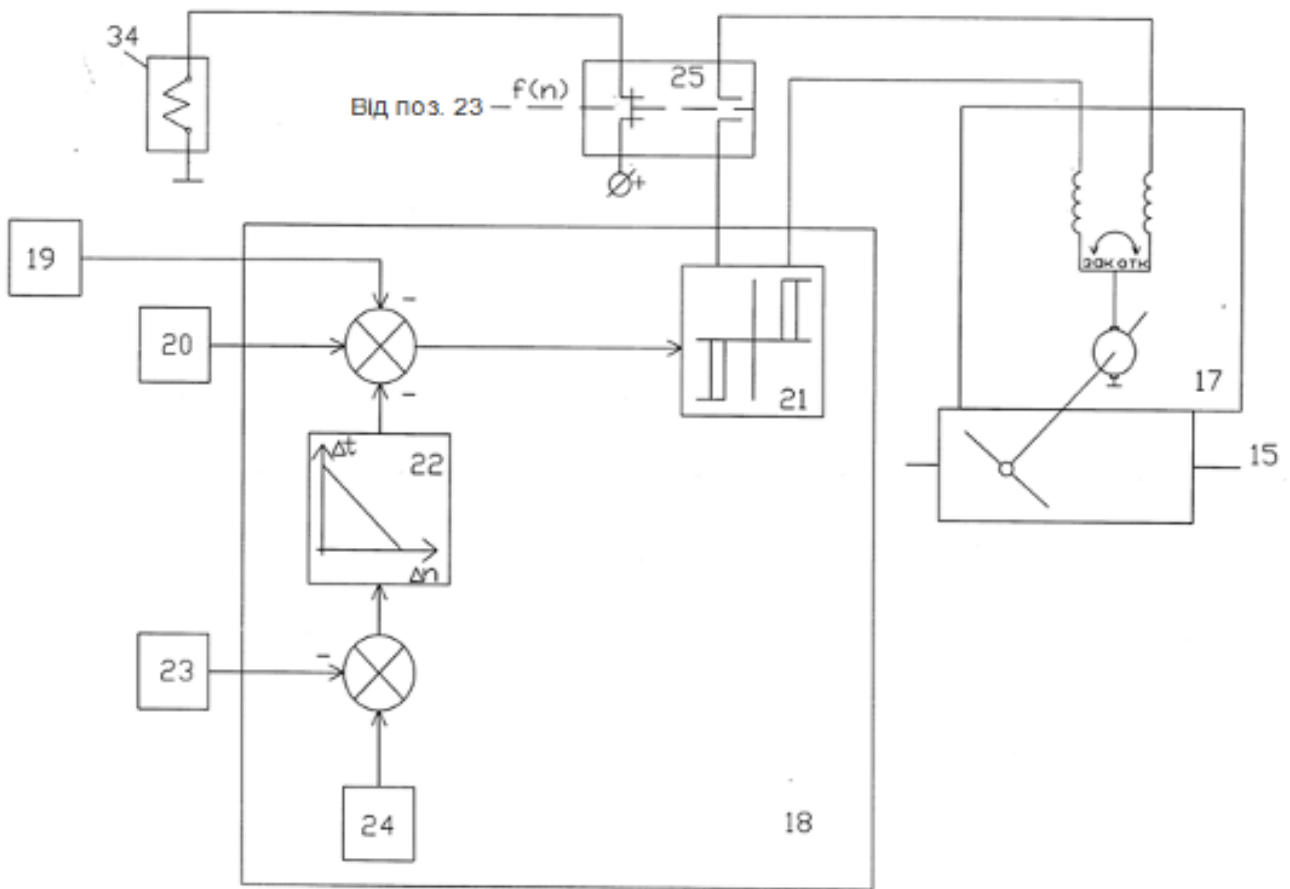
На рисунку 2.29 подано принципову схему пропонованої СКП з теплоенергетичними агрегатами і елементами автоматичного регулювання параметрів системи, а на рисунку 2.30 – функціональну схему регулятора

температури на виході основної магістралі.



- | | | |
|---|--|---|
| <p>1 – основна магістраль;
 2 – блок регулювання;
 3 – релейно-імпульсний вихід;
 4 – аналогово-інтегральний вихід;
 5 – мірний пристрій;
 6 – датчик тиску;
 7 – датчик перепаду тиску;
 8 – основний дроселювальний пристрій;
 9 – додатковий дроселювальний пристрій (електропривідна заслінка);
 10, 11 – теплообмінники;</p> | <p>12 – вентилятор;
 13 – компресор;
 14 – турбіна;</p> <p style="text-align: right;"><i>турбоохолодильник</i></p> | <p>18 – блок регулювання температури;
 19 – датчик температури;
 20 – задавальний пристрій;
 22 – коректор зміщення завдання;
 23 – датчик обертів;
 24 – задавальний пристрій мінімально допустимих обертів турбіни;
 26 – пневмопривід;
 27 – пневмозадавальний пристрій;
 28, 29 – керувальні непротікальні порожнини;
 30 – пружна мембрана;
 31 – вузол обмеження швидкості вимірювання сигналу;
 32 – електропневмоперетворювач;
 33 – стабілізатор тиску;
 34 – електропневмоперемикач</p> |
|---|--|---|
- 15, 16 – додаткові магістралі;
 17 – дроселювальний пристрій (електропривідна заслінка);

Рисунок 2.29 – Принципова схема запропонованої системи кондиціонування повітря



- | | |
|---|--|
| 15 – додаткова магістраль; | 23 – датчик обертів; |
| 17 – дроселювальний пристрій
(електропривідна заслінка); | 24 – задавальний пристрій мінімально
допустимих обертів турбіни; |
| 19 – датчик температури; | 25 – сигналізатор релейного типу мінімально
допустимих обертів турбіни; |
| 20 – задавальний пристрій; | 34 – електропневмоперемикач |
| 21 – релейно-імпульсний підсилювач; | |
| 22 – коректор зміщення задання
температури | |

Рисунок 2.30 – Функціональна схема регулятора температури на виході основної магістралі.

Технічний результат досягається тим, що блок регулювання витрати має додатковий аналогово-інтегральний вихід, а керований дроселювальний пристрій, розташований на вході основної магістралі, виконано у вигляді регулятора тиску повітря «після себе» і містить дроселювальний орган з пневмоприводом і

пневмо-задавальним пристроєм, електропневмоперетворювач, вузол обмеження швидкості змінення сигналу.

Пневмозадавальний пристрій має дві керувальні непротікальні порожнини, утворені жорстко зв'язаними пружними мембранами з різними ефективними площами. Перша керувальна порожнина сполучена з виходом електропневмоперетворювача, вхід якого з'єднаний з аналогово-інтегральним виходом блока регулювання витрати. Друга керувальна порожнина з'єднана з основною магістраллю за компресором через вузол обмеження швидкості змінення сигналу, наприклад дросельно-ємнісного типу. Вона містить також сигналізатор релейного типу мінімально допустимих обертів турбіни і електропневмоперетворювач, пневматичні гнізда якого підключені паралельно до вузла обмеження швидкості змінення сигналу. При цьому в ланцюг електроживлення електропневмоперетворювача включається нормально-закритий контакт зазначеного сигналізатора, а в ланцюг «на відкриття» дросельовального пристрою у другій додатковій магістралі – його нормально-відкритий контакт. Крім того, вона містить задавальний пристрій мінімально допустимих обертів, який спільно з датчиком обертів утворює коректор зміщення задання температури регулятора на виході основної магістралі.

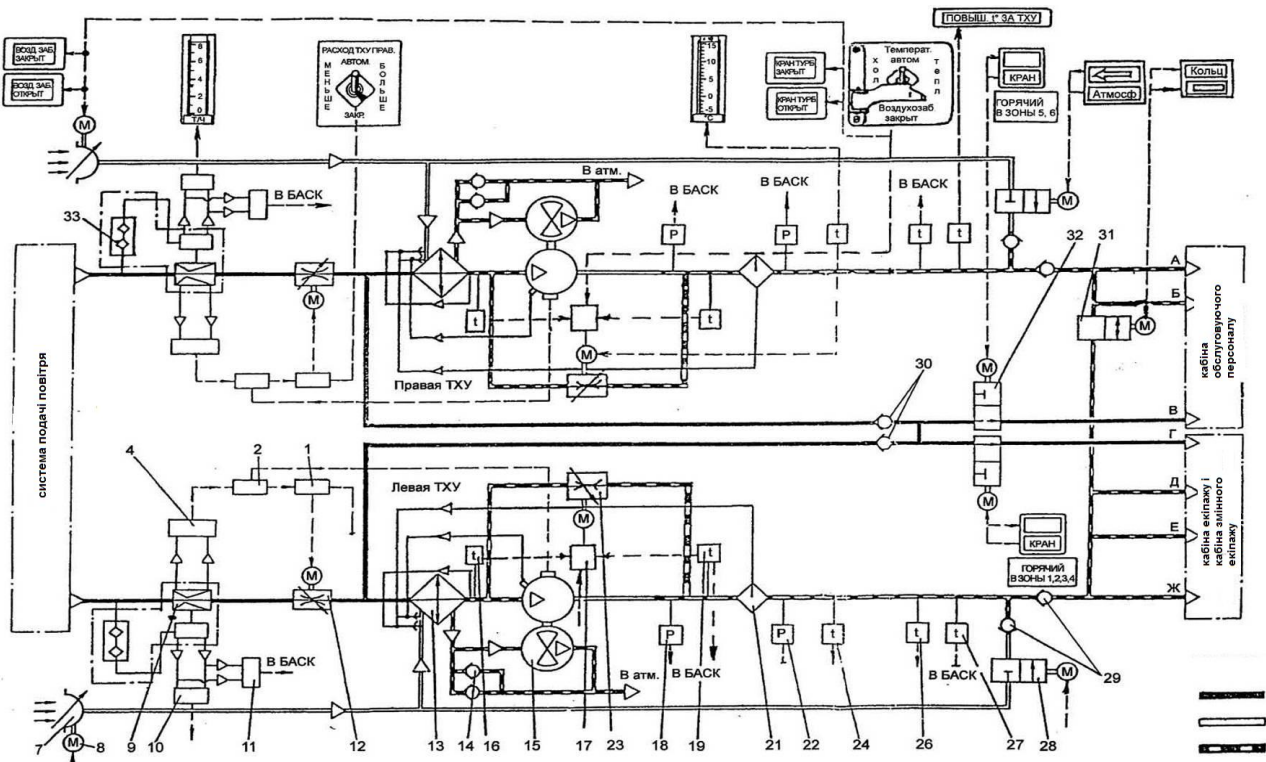
Пропоноване технічне рішення стосується корисної моделі як об'єкта промислової власності й належать до авіаційного обладнання, призначеного для забезпечення життєдіяльності екіпажу і пасажирів літака.

Очікуваний технічний результат передбачуваної корисної моделі полягає в забезпеченні безаварійної роботи турбохолодильної машини, виконаної на газових опорах, і, отже, всієї СКП при всіх режимах експлуатації [129].

2.5.2 Оптимізація системи кондиціонування повітря для раціонального використання її холодопродуктивності

Найважливішим моментом у забезпеченні надійної роботи літакової СКП є раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни. Оберти турбохолодильника в режимі охолодження можуть досягати 60000 об/хв, причому дуже важливо для забезпечення його ресурсних показників критичних обертів мати якомога менше. Для цього запропоновано максимально використовувати зонне регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони [128]. Пневматичну схему подано на рисунках 2.31, 2.32.

У такій схемі регулювання завданням для завантаження турбохолодильної установки є максимальна різниця між фактичною температурою в зоні та заданою температурою на задавальному пристрої. В інших зонах необхідний рівень температури, що подається, забезпечується підмішуванням гарячого повітря. При цьому забезпечується мінімальне завантаження турбохолодильної установки. Такий спосіб регулювання вперше був реалізований на літаку Ан-124 «Руслан» і потім застосований на всіх наступних моделях.



- | | |
|---|---|
| <p>1 – релейний блок керування 5912Т;
 2 – блок 6217 вимірювання обертів турбохолодильника;
 4 – вимірювальний комплекс тиску ИКД27ДФ-0,6;
 7 – повітрязабірник;
 8 – електромеханізм МП-250Р приводу ступки повітрязабірника;
 9 – пневматичний обчислювач витрат 6218-01;
 10 – датчик витрат ДР;
 11 – датчик перепаду тиску ДПТ-0.6 (БАСК)
 12 – заслінка 317417;
 13 – повітряно-повітряний теплообмінник 5907;
 14 – блок зворотних клапанів;
 15 – турбохолодильник 5908;
 16 – приймач температури П-109;</p> | <p>17 – обчислювально-перетворювальний пристрій ЭП-528Т сер.2;
 18 – датчик тиску ИТ-2.5А(БАСК);
 19 – приймач температури П-109;
 21 – вологовідділювач 5992;
 22 – датчик тиску ДИТ-2.5А(БАСК);
 23 – заслінка 3175;
 24 – приймач температури П-63;
 26 – термореле 4463АТ-53;
 27 – приймач температури П-109(БАСК);
 28 – заслінка 3272А;
 29 – зворотні клапани 3272;
 30 – зворотний клапан 3204(3203*);
 31 – заслінка 3275А;
 32 – заслінка 5441Т;
 33 – фільтр-відстійник</p> |
|---|---|

Рисунок 2.31 – Пневматична схема кондиціонування повітря літака Ан-124

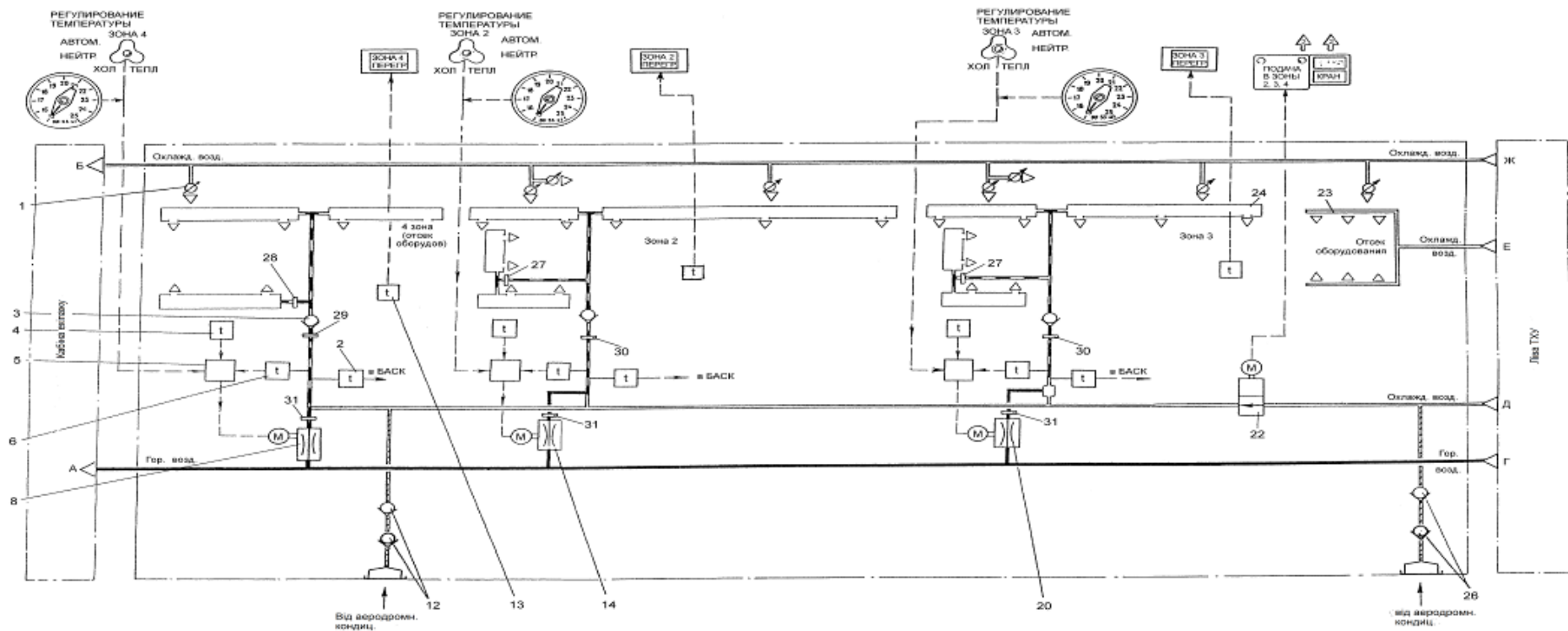


Рисунок 2.32 – Принципова схема системи кондиціонування повітря в кабіні змінного екіпажу:

- | | | | |
|---|---------------------------------|------------------------------|---------------------|
| 1 – насадка індивідуальної вентиляції; | 6 – приймач температури | 20 – заслінка 1919Т; | 27 – шайба |
| 2 – приймач температури П-1Тр; | П-109; | 22 – заслінка 5419Т; | 28 – шайба |
| 3 – зворотний клапан 3164; | 8 – заслінка 1919Т; | 23 – трубопроводи вентиляції | 29 – шайба підпірна |
| 4 – приймач температури ПП-19; | 11 – зворотний клапан 3772; | відсіку обладнання; | 30 – шайба підпірна |
| 5 – підсилювально-перетворювальний блок | 12 – зворотний клапан 3164; | 24 – верхній короб; | 31 – глушник |
| | 13 – приймач температури П8-1Т; | 26 – зворотний клапан; | |
| | 14 – заслінка 1919Т; | | |

2.5.3 Забезпечення потрібного розподілу витрат повітря по споживачах у системах кондиціонування повітря

При проектуванні літакових систем розподілу повітря широко використовуються методи і програмні комплекси. Системи кондиціонування мають рівень тиску на порядок нижче, ніж у повітряних системах протиобледеніння, але ще досить високий рівень швидкостей, який може досягати 150 м/с, а отже, необхідно враховувати і стисливість газу. Враховуючи дискретні значення діаметрів, які застосовуються в системах розподілу трубопроводів, забезпечити розрахунковим шляхом необхідні значення витрат по споживачах неможливо.

Запропоновано спосіб коригування витрат повітря по споживачах за допомогою спеціальних пристроїв, що складаються з набору сіток (рисунок 2.33). Товщина пакета формується потрібною величиною додаткового опору. Одночасно такий пристрій виконує і функцію шумоглушіння потоку повітря [130].

Розміщення таких пристроїв на літаку Ан-124 у передній верхній кабіні показано на рисунку 2.34.

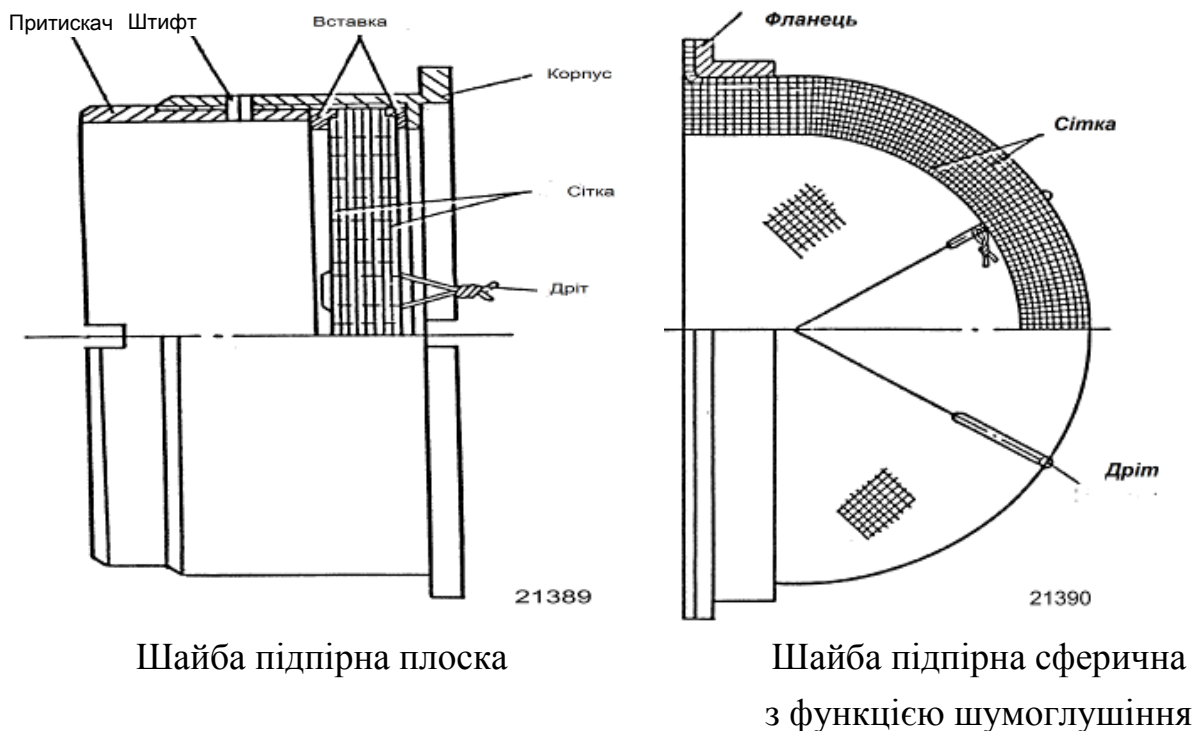


Рисунок 2.33 – Пристрій для коригування витрат повітря по споживачах

2.6 Спосіб регулювання параметрів повітряно-теплової системи протиобледеніння, що мінімізує величину відборів від двигуна

2.6.1 Закон настроювання кранів-регуляторів повітряних систем протиобледеніння

Традиційний спосіб підтримки потрібних параметрів в роздавальних мережах повітряних систем протиобледеніння (СПО) визначається такими умовами:

- реалізація необхідної потужності теплового потоку на одиницю площі, що захищається від обледеніння;
- досягнення потрібного розподілу теплового потоку уздовж розмаху;
- корекція теплового потоку за висотою польоту.

Енергетика систем проектується з умови забезпечення потрібної потужності для самого «важкого» випадку з огляду на осідання льоду (температура зовнішнього повітря, водність, час і висота польоту в умовах обледеніння). При цьому на інших режимах польоту відбувається завищений відбір повітря від двигунів, що погіршує у деяких випадках їх тягові характеристики, газодинамічну стійкість і збільшує питому витрату палива.

З появою цифрових систем регулювання з'явилася можливість увести корекцію потрібного тиску за температурою зовнішнього повітря і фактичною температурою на поверхні, що захищається.

Зазвичай у повітряно-теплових СПО закон регулювання за клапаном-регулятором має вигляд:

$$P_c = (3,3P_3 + 0,2), \quad (2.16)$$

що забезпечує рівномірний розподіл повітря уздовж поверхонь, що обігріваються, внаслідок критичного витікання газу.

Але потреба в кількості повітря, що подається, також залежить і від температури зовнішнього повітря. У цьому випадку закон змінення тиску регулювання за краном-регулятором має вигляд

$$P_c = (3,3P_3 + 0,2) - C \cdot (B + D) \cdot (3,3P_3 + 0,2), \quad (2.17)$$

де $B = f(t_c, t_{3n})$; $D = f(V_{cnp})$; $C = f(t_{3n})$; V_{cnp} – справжня швидкість, м/с; P_3 – зовнішній тиск, t_{3n} – температура зовнішнього повітря, °С; t_c – температура повітря, що подається, °С.

Таблиця 2.10 – Потрібний відбір повітря на різних режимах польоту

Температура, °С	Температура зовнішнього повітря, °С	Економія (крило), %	$G_{ек.крило}$, кг/год	Економія (горизонтальне оперення), %	$G_{ек.ГО}$, кг/год	Економія (повітрозабірник), %	$G_{ек.ПЗ}$, кг/год	$G_{ек.Σ}$, кг/год	G , кг/год; $\tau = 45$ хв	Економія, %
<i>Режим очікування</i> $V = 90$ м/с; $H = 4000$ м; $G_{від.крило} = 3280$ кг/год; $G_{від.ГО} = 1280$ кг/год; $G_{від.ПЗ} = 1828$ кг/год; $\tau = 45$ хв										
220	-10	30	984	30	384	23	415	1783	1337	28
	-15	30	984	30	384	14	258	1626	1219	25
	-20	20	656	20	256	14	258	1170	877	18
	-30	0	0	0	0	9	166	166	125	3
230	-10	35	1148	30	384	24	432	1964	1473	31
	-15	35	1148	30	384	15	283	1815	1361	28
	-20	23	765	20	256	15	283	1304	978	20
	-30	0	0	0	0	10	191	191	143	3
240	-10	40	1312	30	384	25	448	2144	1608	34
	-15	40	1312	30	384	17	308	2004	1503	31
	-20	27	875	20	256	17	308	1438	1079	23
	-30	0	0	0	0	12	216	216	162	3
<i>Крейсерський політ</i> $V = 150$ м/с; $H = 9000$ м; $G_{від.крило} = 1780$ кг/год; $G_{від.ГО} = 705$ кг/год; $G_{від.ПЗ} = 980$ кг/год; $\tau = 18$ хв										
220	-10	0	0	0	212	20	196	196	59	6
	-15	0	0	0	212	11	111	111	33	3
	-20	0	0	0	141	11	111	111	33	3
	-30	0	0	0	0	6	62	62	19	2
230	-10	5	89	0	212	21	204	293	88	8
	-15	5	89	0	212	13	125	214	64	6
	-20	3	59	0	141	13	125	184	55	5
	-30	0	0	0	0	8	76	76	23	2
240	-10	10	178	0	212	22	213	391	117	11
	-15	10	178	0	212	14	138	316	95	9
	-20	7	119	0	141	14	138	257	77	7
	-30	0	0	0	0	9	89	89	27	3

Як видно з таблиці 2.10, на критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %.

Для реалізації ідеології корекції витрати повітря за зовнішнім тиском і температурою, фактичною температурою на поверхні, що захищається, і швидкістю польоту запропоновано наведені нижче алгоритми керування.

2.6.2 Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керуванні системою контуру № 2

Регулювання тиску повітря, що подається в систему, здійснюється залежно від ряду параметрів $P_c = f(P_3, t_c, V_{cnp}, t_{zn})$.

Для крила і повітрязабірників контур № 2 має забезпечувати регулювання тиску за клапанами-регуляторами за формулою (2.17).

Залежності B , D і C для крила і повітрязабірників наведено на рисунках 2.35, 2.36 відповідно.

Контур № 2 має забезпечувати регулювання тиску за клапаном-регулятором стабілізатора за формулою

$$P_c = (3,07P_3 + 0,19) - C \cdot (B + D) \cdot (3,07P_3 + 0,19), \quad (2.18)$$

де $B = f(t_c, t_{zn})$; $D = f(V_{cnp})$; $C = f(t_{zn})$; V_{cnp} – справжня швидкість, м/с; P_3 – зовнішній тиск, t_{zn} , – температура зовнішнього повітря, °С; t_c – температура повітря, що подається, °С.

Для стабілізатора залежності B , D і C наведено на рисунку 2.37.

Величина $P_{c \max}$ (кгс/см² абс.) становить:

- для крила і повітрязабірників двигунів $P_{c \max} = 3,3P_3 + 0,2$;
- для стабілізатора $P_{c \max} = 3,07P_3 + 0,19$.

Величина $P_{c \min}$ (кгс/см² абс.) становить:

- для крила і повітрязабірників двигунів

$$P_{c \min} = (3,3P_3 + 0,2) - F, \text{ де } F = C \cdot (B + D) \cdot (3,3P_3 + 0,2);$$

- для стабілізатора

$$P_{c \min} = (3,07P_3 + 0,19) - E, \text{ де } E = C \cdot (B + D) \cdot (3,07P_3 + 0,19).$$

Величини F і E розраховуються для конкретних умов польоту, для яких параметри B , D і C підбираються для крила, повітрязабірника і стабілізатора згідно з рисунками 2.35–2.37 відповідно.

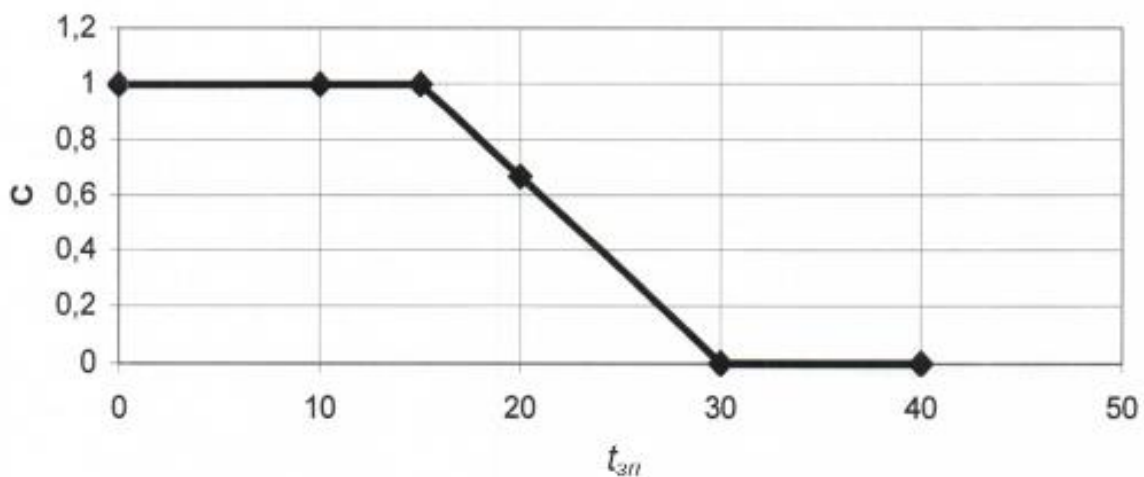
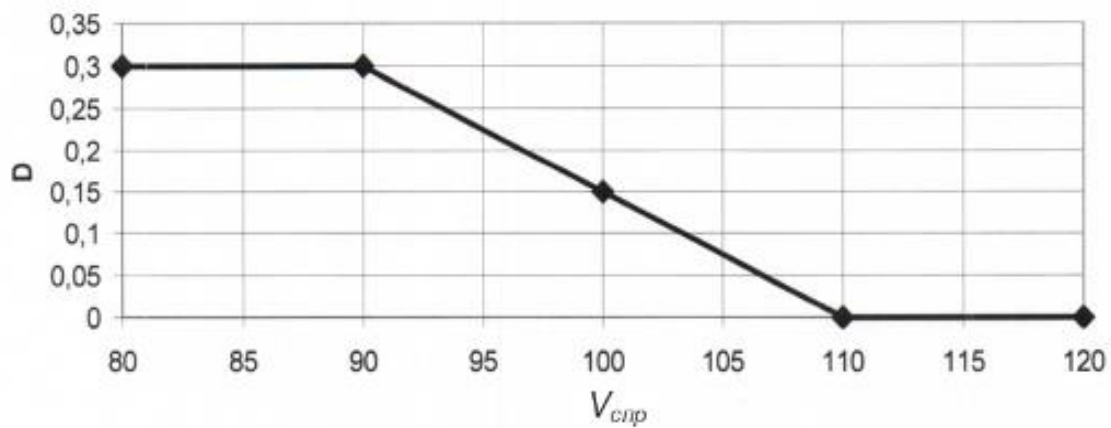
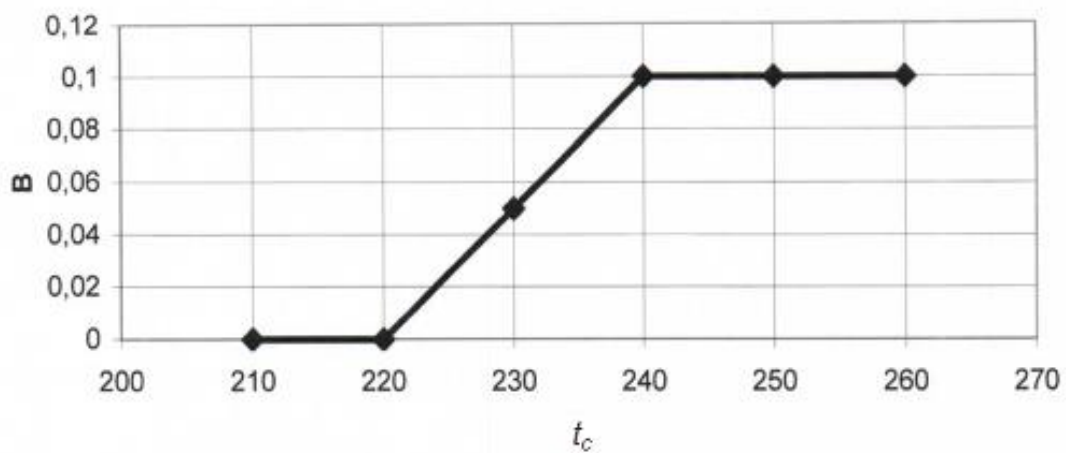


Рисунок 2.35 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобледеніння крила (2.17)

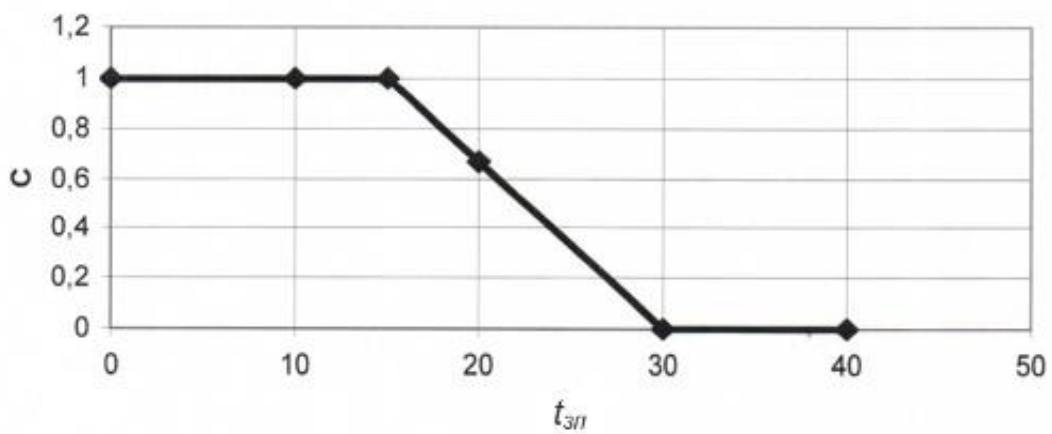
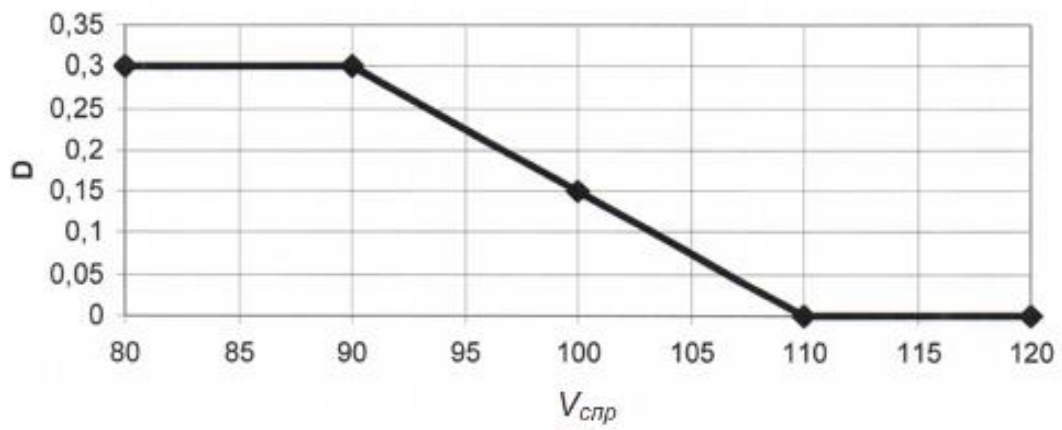
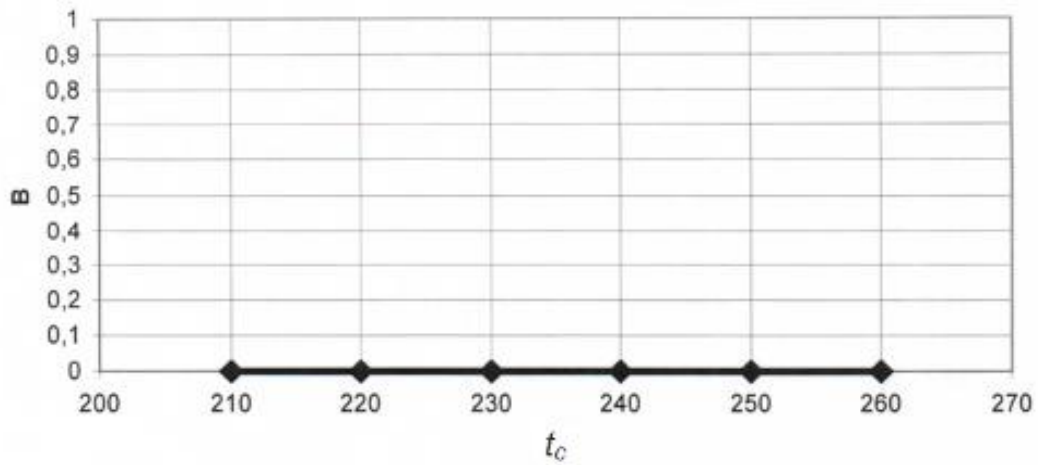


Рисунок 2.36 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі (2.18) регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобledenіння стабілізатора

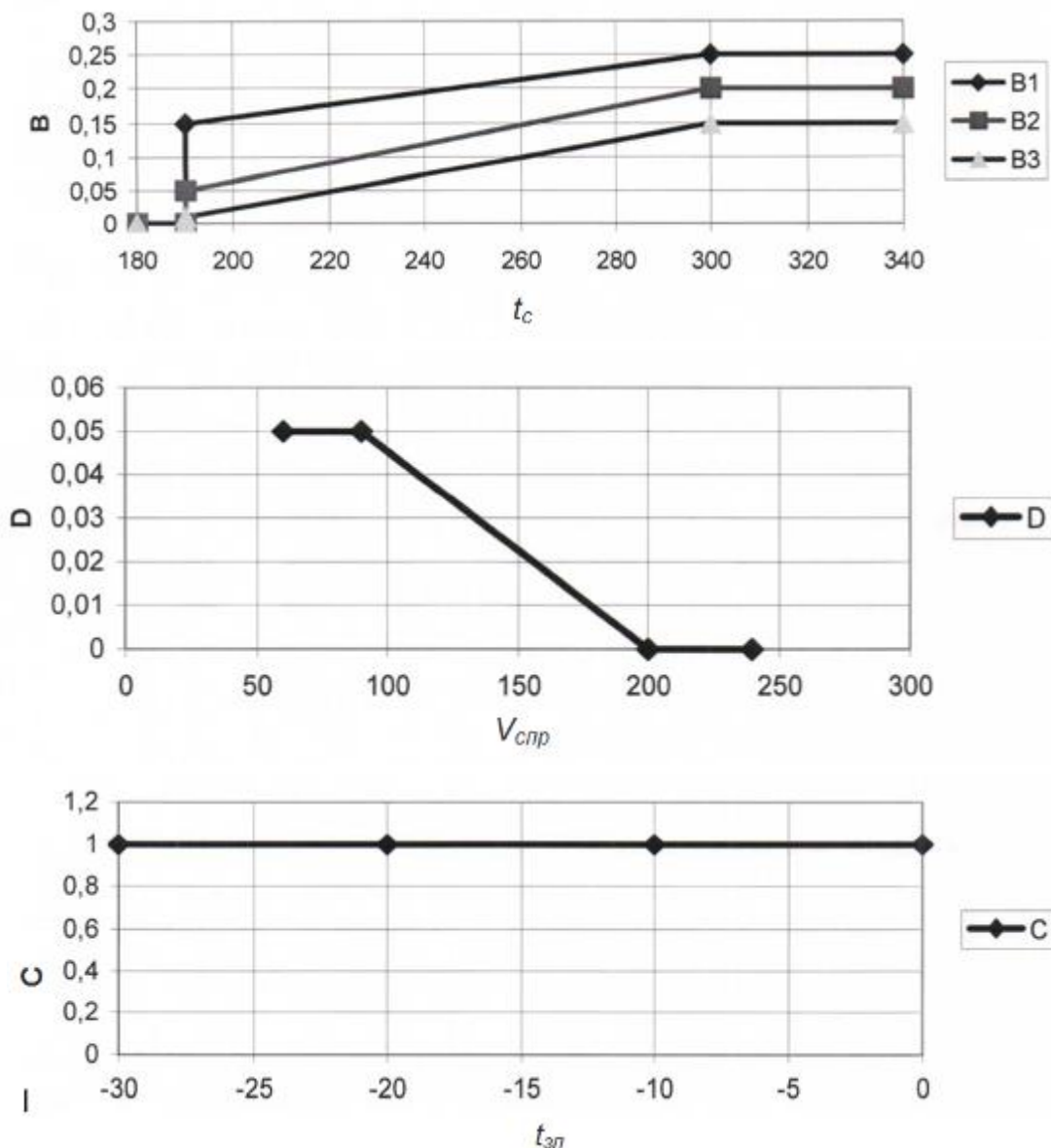


Рисунок 2.37 – Залежності коефіцієнтів B , D і C у формулі (2.17) регулювання тиску за клапанами-регуляторами системи протиобledenіння повітрязабірників

2.6.3 Рівняння для розрахунку тиску за клапаном-регулятором при керуванні системою контуру № 1

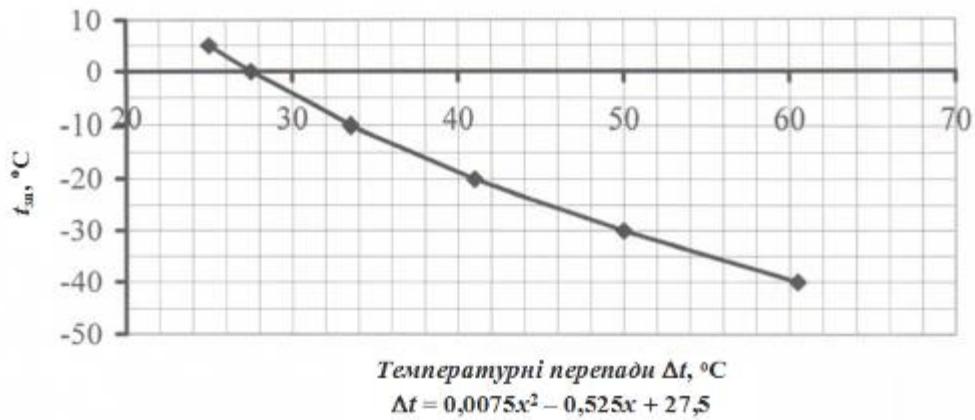
Контур № 1 виконує регулювання тиску повітря, що подається в систему, у функції від температури поверхні, що обігривається, $t_{нов}$, заміряної за допомогою штатного датчика температури: $P_c = f(t_{нов})$.

На рисунку 2.38 наведено залежності потрібних температурних перепадів Δt в місцях встановлення штатних датчиків від величини справжньої температури зовнішнього повітря, необхідних для захисту крила, стабілізатора і

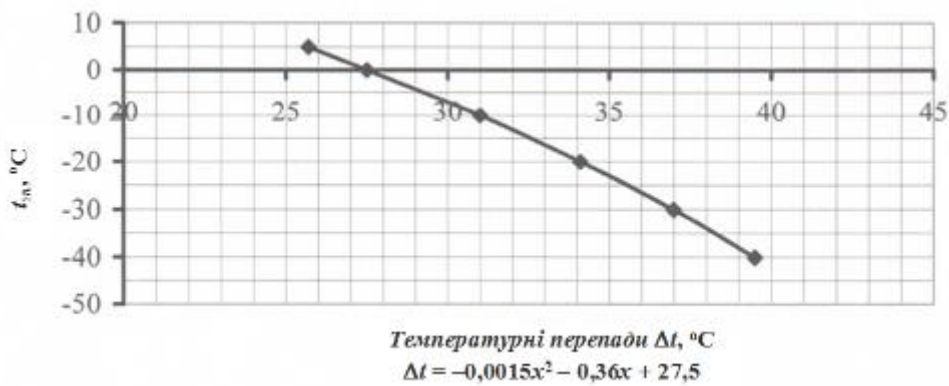
повітрязбірника двигуна від обледеніння

$$\Delta t = t_{нов} - t_{зн}, \quad (2.19)$$

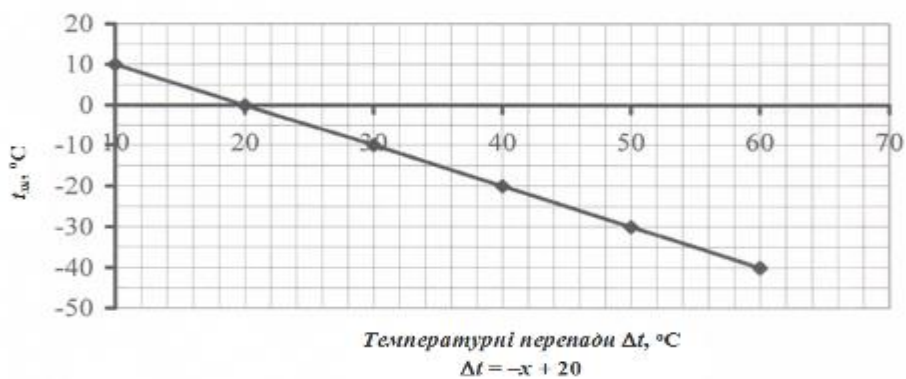
де $t_{нов}$ – температура поверхні, заміряна штатним датчиком, °C; $t_{зн}$ – справжня температура зовнішнього повітря (не загальмована).



a



б



в

Рисунок 2.38 – Потрібні температурні перепади для штатного датчика на поверхні крила (*a*), стабілізатора (*б*) і повітрязбірника (*в*)

Рівняння залежностей $\Delta t = f(t_{зн})$, наведених на рисунку 2.38, мають вигляд:

$$\Delta t = ax^2 + bx + c, \quad (2.20)$$

де $x = t_{zn}$, °C; для крила $a = 0,0075$, $b = -0,525$, $c = 27,5$; для стабілізатора $a = -0,0015$, $b = -0,36$, $c = 27,5$; для повітрязабірника $a = 0$, $b = -1$, $c = 20$.

Залежності потрібних температурних перепадів для поверхні крила і стабілізатора справедливі в діапазоні справжніх температур зовнішнього повітря від -40 °C до $+50$ °C, а залежність для поверхні повітрязабірника справедлива в діапазоні справжніх температур зовнішнього повітря від -40 °C до $+10$ °C, тобто в тому діапазоні, де дозволено вмикання системи.

Вплив температури гарячого повітря, швидкості польоту і висоти польоту враховано безпосередньо в наведених залежностях і додаткового коригування приладом УУКП-148 не потребують.

Враховуючи, що якщо керування подачею повітря на поверхні, що захищаються, ведеться за абсолютним тиском за кранами-регуляторами і при цьому забезпечується надзвукове витікання повітря через мікроежекторні отвори роздавальних трубопроводів, то завжди відома витрата повітря, що подається на поверхні, які захищаються, за профілем польоту при підтримці необхідного тиску за краном-регулятором (на рисунках 2.39, 2.40 наведено такі залежності для крила).

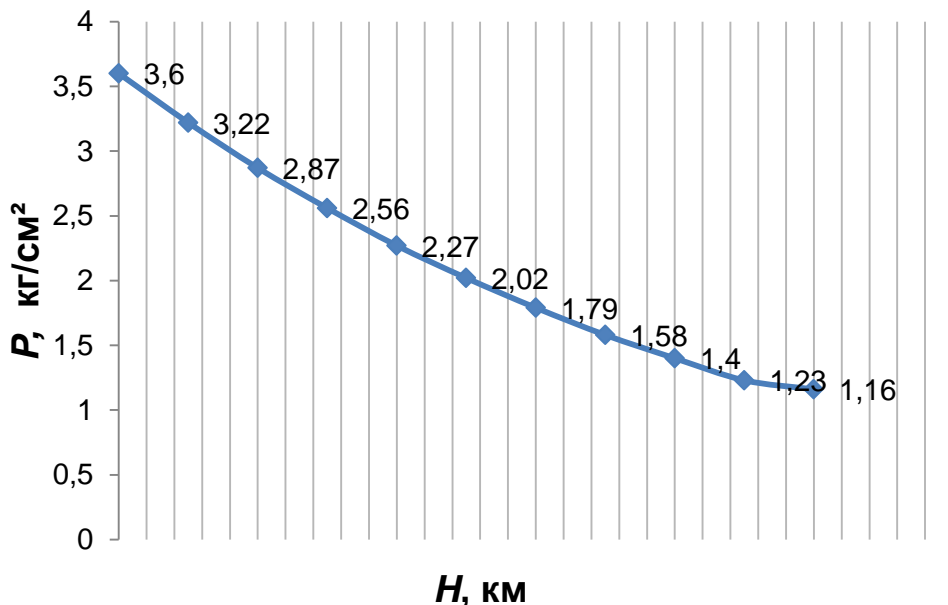


Рисунок 2.39 – Закон регулювання $P_{c\text{abc}} = 3,3P_z + 0,2$ для крила.

Тиск встановлюється на штатному датчику

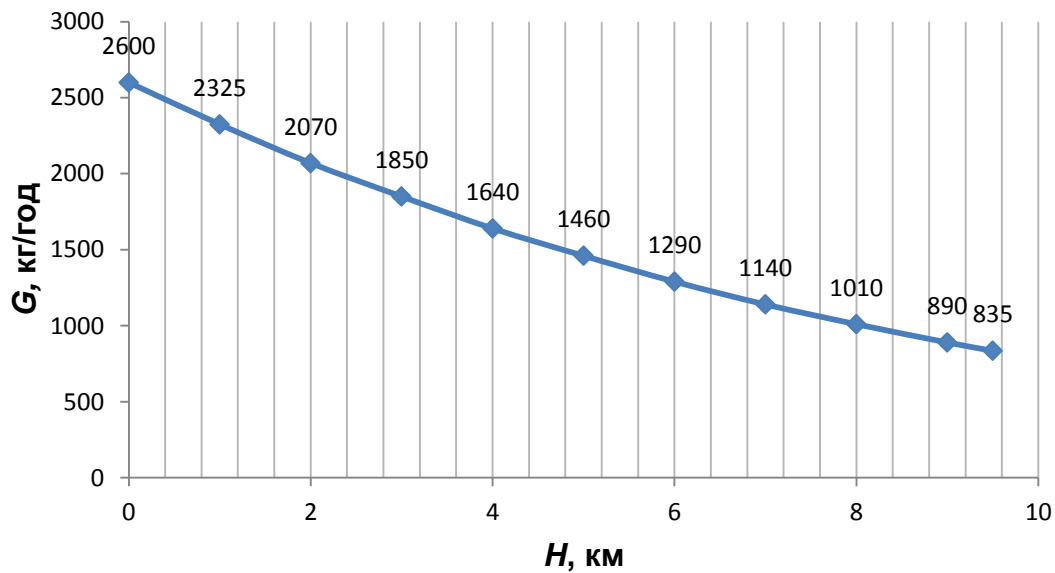


Рисунок 2.40 – Графік залежності витрати повітря від висоти польоту для системи півкрило

Ці алгоритми перевірено в льотних випробуваннях, підтвердили свою ефективність. На рисунку 2.41 наведено фрагмент запису роботи корекції витрати повітря, що подається, для забезпечення потрібного перепаду температури на поверхнях, які захищаються.

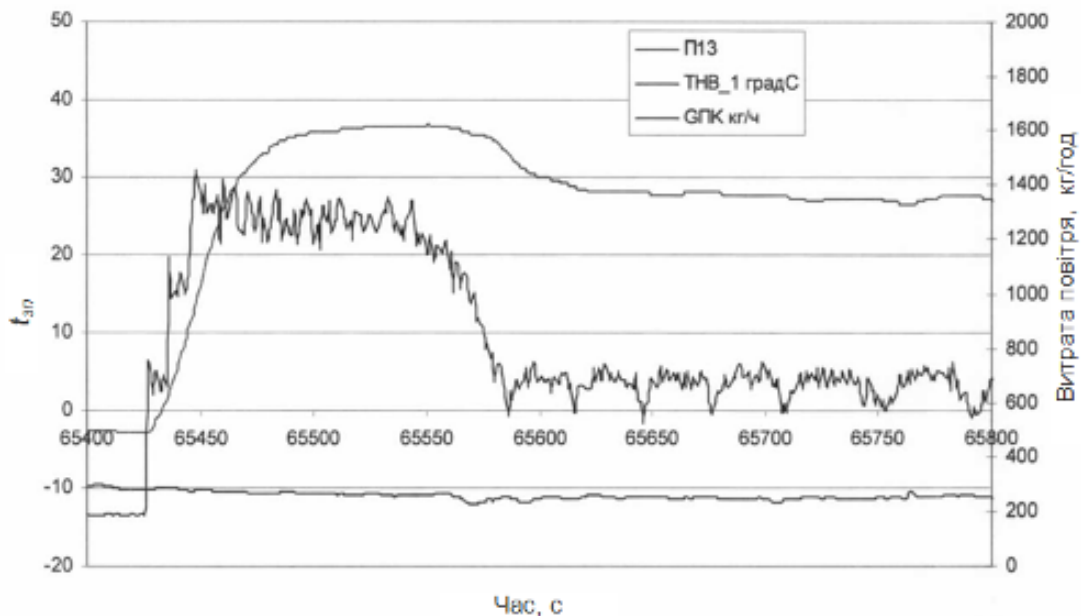


Рисунок 2.41 – Фрагмент запису роботи корекції витрати повітря, що подається, для забезпечення потрібного перепаду температури на поверхнях, які захищаються

2.7 Висновки

1. Визначено різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявлено та уточнено втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літаку.

2. Запропоновано методику проектування повітрозабірника, визначено критичні режими, граничні умови, а також критерії оптимізації, в основі якої лежить паливна ефективність літака.

3. За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і подальших трубних випробувань вибрана конфігурація повітрозабірника двигуна для літака Ан-148 з мотогондолою МГ-7, що забезпечує підвищення аеродинамічної якості $\Delta K \sim 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$). При перерахунку підвищення якості на мотогондолі МГ-7 зниження питомої витрати палива для літака становить 3,7 %.

4. Визначено, що осьовий повітрозабірник, який застосований на літаку Ан-77, характерний високими втратами повного тиску на вході у двигун і становить 6...8 %, що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива на таку ж величину та практично «з'їдає» більшу половину очікуваного зниження питомої витрати палива внаслідок застосування гвинтовентилятора.

5. Досліджено вплив настроювання регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настроювання регуляторів має знаходитися в жорстких границях або повинна бути передбачена автоматична корекція настроювання регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом польоту.

6. Зі збільшенням величини повітря, що відбирається, спостерігається нелінійність (у бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна та витрати палива. Це має враховуватися при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів щодо автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це є особливо важливим при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати 5 %.

7. Вирішено задачу щодо забезпечення працездатності системи

кондиціонування при всіх режимах експлуатації, у тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата.

8. Для забезпечення надійної роботи літакової системи кондиціонування повітря запропоновано раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони.

9. Вирішено задачу коригування витрат повітря по споживачах за допомогою малошумних пристроїв.

10. Запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплових систем протиобledenіння, що істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів. На критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %. Запропоновані алгоритми закладають основу прогнозування злітно-посадкових характеристик літака при посадці в умовах обledenіння при автоматичних заходах на посадку.

ГЛАВА 3

ПРОЄКТУВАННЯ ЛІТАКОВИХ ПОВІТРЯНИХ РОЗДАВАЛЬНИХ МЕРЕЖ

При реалізації методу вибору основних параметрів повітряної мережі істотну увагу приділяють розрахункам витрат на гілках мережі й тисків у її вузлах. З урахуванням різкого перепаду температур і тисків повітря, що відбирається у двигуна та надається споживачам (причому на невеликому відрізку за відстанню), така задача розрахунків витрат на гілках мережі може бути вирішена тільки на основі особливостей течії газових потоків у трубопроводах та інших конструктивних елементах без спрощення таких залежностей для перепадів тисків. До специфіки таких розрахунків слід віднести також :

- широкий діапазон робочих режимів за швидкостями течії, включаючи й критичні;
- шуканими при розрахунках витрат у гілках мережі є також їх напрямки;
- велика питома вага місцевого опору;
- наявність зон з однаковим вихідним тиском;
- порівняно невеликі втрати тиску в мережі.

У цьому розділі виконано оцінювання впливу компоновальних і конструктивних параметрів на змінення газодинамічних характеристик у мережах.

3.1 Структурний аналіз повітряних роздавальних мереж

Літакові повітряні роздавальні мережі відрізняються великою різноманітністю схем. Їх структура залежить від складу й кількості споживачів, підсистем, принципів їх об'єднання й ступеня автономності, прийнятої системи кільцювання, дублювання, компоновання та інших факторів. Їх схему можна подати у вигляді, зображеному на рисунку 3.1.



Рисунок 3.1 – Структурно-класифікаційна схема ПРМ

Будь-яка реальна мережа може бути розчленована на частини згідно зі структурно-класифікаційною схемою (див. рисунок 3.1). Типова структура мережі охоплює складні розгалужені газові мережі довільної структури (включаючи графи із циклами) з необмеженою кількістю гілок і вузлів.

Під елементом мережі розуміють мінімальну (неподільну) частину мережі, що допускає самостійний математичний опис. Ділянка є безперервною послідовністю елементів, що мають як розрахунковий однаковий прохідний переріз. Гілка – безперервна послідовність ділянок, що мають однакові витрати в усіх прохідних перерізах на будь-яких режимах роботи. Вузол – місце злиття трьох гілок. Контур – безперервна послідовність гілок. Для задання структури топології мережі можна користуватися нумерацією гілок, вузлів або контурів. Виходячи з того, що роздавальні повітряні мережі найчастіше мають деревоподібну структуру, їх топологія задається системою дотичних контурів.

До особливостей ПРМ слід віднести також те, що практично будь-який вузол мережі є трійником. У випадку більшої кількості гілок у вузлі такий вузол перетвориться на кілька трійників, що пов'язано з відсутністю досить повного опису процесів у таких вузлах. У цьому випадку при описі топології мережі на

основі системи контурів гілки є областю торкання двох контурів, а вузол – граничною точкою областей торкання трьох контурів.

3.2 Математичний опис мережі

В основі математичного опису задачі визначення витрат для мережі лежать постулати Кірхгофа для мереж, які для гідравлічних мереж відповідають закону збереження маси й умові безперервності середовища та його параметрів. Остання умова для будь-якого розімкнутого контуру означає, що змінення тиску всередині нього відповідає різниці тисків на його краях:

$$\sum_j \Delta P_j(P_{2,j}, G_j) = P_1 - P_2, \quad (3.1)$$

де P_1 – тиск на початку контуру; P_2 – тиск наприкінці контуру; j – індекс (номер) ділянки; $P_{2,j}$ – тиск наприкінці (по потоку повітря) j -ї ділянки; G_j – витрата на ділянці; ΔP_j – змінення тиску на j -й ділянці.

У формулі (3.1) перепад тиску залежить від змінення тиску на інших ділянках контуру. Вибір початкового значення $P_{2,j}$ для розрахунків перепаду тиску на ділянці є суттєвим тільки для критичного режиму течії, коли розрахунки можна зробити тільки проти потоку. У випадку докритичних режимів розрахунки перепадів тисків на ділянках можуть визначатися як за тиском на кінці $P_{2,j}$, так і за значенням тиску $P_{1,j}$ на початку ділянки.

Для визначення напрямку витрат у гілках необхідно вибрати напрямок обходу контуру. Будемо вважати позитивним напрямком обходу контуру проти годинникової стрілки. З позицій напрямку обходу будемо розуміти «початок» і «кінець» контуру. Витрату в гілці будемо вважати позитивною, якщо її напрямок збігається з позитивним напрямком у контурі з меншим номером. Витрати, спрямовані до вузла, будемо вважати позитивними стосовно вузла.

Закон збереження маси для будь-якого вузла мережі (баланс витрат у вузлі) може бути записаний у вигляді

$$\sum_{\epsilon} G = 0, \quad (3.2)$$

де підсумовування проводиться по всіх гілках, які входять до вузла або виходять з нього.

Рівняння (3.1) і (3.2) – основа моделювання мережі.

Система рівнянь (3.1) і (3.2), записаних для контурів і вузлів мережі, і методи розв'язання є математичною моделлю роздавальної мережі.

Загальна кількість рівнянь математичної моделі має дорівнювати кількості невідомих, тобто повинна мати місце залежність:

$$N + MN = B - Y, \quad (3.3)$$

Де $N + MN$ – загальна кількість дійсних контурів, виділених у мережі;
 B – кількість гілок у мережі;
 Y – кількість вузлів у мережі;
 N – кількість основних контурів, виділених у мережі;
 MN – кількість додаткових контурів, виділених у мережі.

Для дійсних контурів записуються рівняння вигляду (3.1).

Основні контури – різновид дійсних контурів, що охоплюють усі гілки, із шуканими витратами, за ними складають рівняння вигляду (3.1) для визначення витрат.

Додаткові контури охоплюють усі гілки із заданими витратами.

$$N = B_o - Y_o, \quad (3.4)$$

Де B_o, Y_o – кількість гілок і вузлів у системі основних контурів;

$$MN = B_\partial - Y_\partial, \quad (3.5)$$

Де B_∂ – кількість гілок із заданими витратами;
 Y_∂ – кількість вузлів, що утворена цими гілками (вузли, в яких усі витрати задані).

Виконання співвідношень (3.3) і (3.5) обумовлює коректність задачі розрахунків витрат у мережах.

Поряд з дійсними контурами на схемі рисунка 3.1 зазначено й фіктивні, які відіграють координуючу роль.

Особливості прийнятої характеристики ділянки потребують організації строгого послідовного обходу ділянок контуру. Для формалізації структури реальної мережі необхідно:

- ввести й пронумерувати систему контурів, що охоплює всі її гілки; кожна гілка має входити у два суміжних контури, що проходять через неї в протилежних напрямках (пропонується зовнішнє торкання контурів); через строго певну кількість контурів їх дефіцит для виконання цієї умови ліквідується введенням

необхідної кількості фіктивних контурів;

- задати структуру кожного контуру n , для чого виділити ділянки, указати порядок їх проходження, пронумерувати (порядкові номери j) і дати про них усю необхідну конструктивну інформацію (довжина, розміри, форма перерізу і т. д.) для складання рівняння ділянки;

- показати порядок взаємодії контурів між собою, указуючи додатковим числом номер суміжного контуру k для розглянутої ділянки j контуру n ;

- для кільцевих і додаткових контурів указати місця їх «підключення» до основних контурів системи, а також відзначити координати точок, тиск в яких необхідно визначити; цю інформацію зручно задати, наприклад, знаком і дробовою частиною класифікатора, що задає номер суміжного контуру для розглянутого контуру по ділянці j з автоматичним його розшифруванням в алгоритмі:

$$k = \text{sign}.ab.cd\text{efgh},$$

де ab – номер контуру, суміжного до контуру N по ділянці j ; cd – номер додаткового контуру, для якого кінець цієї ділянки є початком, або номер основного кільцевого контуру, для якого кінець цієї ділянки умовно вибраний кінцем або початком (в останньому випадку $\text{sign} = -1$); ef – номер додаткового контуру, для якого кінець цієї ділянки є кінцем; gh – номер вузлової (із шуканим тиском) точки, розташованої на кінці цієї ділянки.

Прив'язка контурів завжди здійснюється до контурів з меншим номером.

Витрати в мережі при вибраному методі її опису мають визначатися для кожної гілки (n, k) величиною $G_{n,k}$.

Будь-який збалансований у вузлах розподіл витрат у мережі можна подати як алгебраїчну суму контурних витрат:

$$G_{n,k} = GC_n - GC_k.$$

Витрата на j -й ділянці n -го контуру визначається виразом

$$G_j = GC_n - GC_k(n, j).$$

3.3 Метод визначення витрат повітря в мережі

При заданні топології системи дотичними контурами природно припустити використання для розв'язання задачі розрахунки витрат одним з методів контурних витрат (МКВ). Використання МКВ підтвердило їх працездатність для

квадратичних залежностей втрат тиску на елементах мережі. Але реальні характеристики втрат тиску є функціями не тільки витрати, а й тиску. Такі залежності суттєво складніші за квадратичну і тільки за витратою через елемент. Тому за доцільне використовувати підхід, апробований і описаний в [50], де вся задача розділяється на дворівневу: на нижньому рівні за квадратичними залежностями для перепаду тиску на елементах мережі визначаються нові ітераційні значення витрат, а на верхньому – формуються коефіцієнти в рівняннях із квадратичною характеристикою для їх подальшого використання в «нижній» задачі. На першому кроці «верхня» задача працює з початковим, загалом кажучи, довільним, збалансованим у вузлах розподілом витрат.

Доцільність такого підходу впливає з характеристики ділянки мережі (n, k) , що містить два види нелінійності:

- квадратичну з урахуванням знака залежності втрат тиску від витрати;
- змінну, яка залежить від втрат тиску й витрати, коефіцієнта, що подається значенням функції

$$F \left[x, a, T^*, \lambda(Re), \text{sign}(\vec{G}xST) \right],$$

де x – функція тиску наприкінці ділянки по обходу контуру; a – функція тиску на початку ділянки; T^* – температура гальмування; ST – знак напрямку обходу контуру; \vec{G} – функція витрати; $\lambda(Re)$ – залежні від числа Рейнольдса коефіцієнти опору; F – трансцендентна функція.

Цей підхід нагадує ідею подвійних циклів ітерацій для розрахунків гідравлічних ланцюгів нестисливої рідини з регульованими параметрами.

Якісний аналіз, числові експерименти й досвід експлуатації моделі показали гарну збіжність задання верхнього рівня, що реалізує метод прямих ітерацій за значеннями функції F і при моделюванні мереж стисливого газу, з параметрами місцевих опорів, що залежать від режиму роботи мережі.

3.3.1 Розв'язання «верхньої» задачі моделювання мережі

Описаний підхід до розв'язання «верхньої» задачі для мережі відповідає прийнятому в роботі [50] і полягає в такому.

Перед початком розв'язання задаються наближені значення витрат по всіх гілках з дотриманням балансу у вузлах:

- 1) обчислюється змінення тиску по всіх основних контурах мережі, причому на кожній ділянці як початкове береться значення тиску на кінці попереднього; на кожній гілці основних контурів визначається еквівалентний коефіцієнт втрат тиску, а також проводиться «передача» тиску на кінець (початок додаткового) контуру, умовно прив'язаного до цієї ділянки (якщо ця прив'язка має місце);
- 2) визначається різниця (похибка) за тиском на кінцях контурів;
- 3) оцінюються величини відносної різниці за тиском; якщо похибки перевищують припустиме значення, то викликається розв'язок «нижньої» задачі.

Похибка при визначенні витрат оцінюється за величиною контурної різниці H . Для завершення розрахунків необхідно виконати умову $h < h_{don}$ для всіх основних контурів, де h – відносна похибка:

$$h = |H/\Delta|.$$

Тут Δ – характерний перепад функції тиску.

У цьому випадку

$$\Delta = d - e,$$

де d, e – задані значення функції тиску на початку й в кінці контуру.

Якщо $d = e$ (або контур замкнений), то

$$\Delta = \max(a(j)) - \min(a(j)), \quad (3.6)$$

де екстремальні значення функції тиску беруться в границях контуру.

При $\max(a(j)) = \min(a(j))$ вважаємо

$$\Delta = 3h_{don}.$$

Останній варіант необхідний при розрахунках припливних трійників, що подають повітря в зону з однаковим тиском у випадку, коли витрата в бічному відгалуженні дорівнює нулю, а опір проходу наближається до нуля.

Після розрахунків розподілу потоків в основних контурах визначаються тиски на відкритих краях гілок із заданими витратами: проводяться розрахунки за п. 1 для гілок усіх дійсних контурів, причому тут обхід може виконуватися як у позитивному, так і негативному напрямках.

3.3.2 Розв'язання «нижньої» задачі моделювання мережі

У задачі нижнього рівня визначаються витрати в гілках гідравлічної мережі з постійними параметрами елементів. Розрахунки витрат при зафіксованих на кроці коефіцієнтах пов'язані з розв'язанням системи рівнянь балансів тисків і витрат з урахуванням того, що частина витрат може бути задана за умовою.

При формуванні системи рівнянь слід звернути увагу на те, що витрати в гілках у різних системах координат можуть мати різні знаки:

- система контурів K , у кожному з яких вибрано позитивний напрямок, де позитивний напрямок витрати збігається з напрямком розглянутого контуру;
- система гілок B , кожна з яких скоординована в системі контурів так, що її позитивний напрямок відповідає позитивному напрямку контуру з меншим номером;

– вузлова система Y , де позитивний напрямок витрати відповідає напрямку до вузла; зображення витрат у вузловій системі необхідно погодити із системами K й B .

У подальшому викладі, де необхідно, систему координат будемо вказувати верхнім індексом у дужках.

Формування систем координат B і Y по системі має виконуватися автоматично, як і нумерація гілок та вузлів системи, вибір напрямку гілок, а також фіксація цих напрямків у контурах і вузлах. Тоді при поданні витрат у різних системах координат мають місце такі зв'язки:

$$\begin{aligned} G^{(B)} &= G^{(K)} \operatorname{sign}(B^{(K)}); \\ G^{(Y)} &= G^{(B)} \operatorname{sign}(B^{(Y)}), \end{aligned} \quad (3.7)$$

де $\operatorname{sign}(B^{(K)})$ – напрямок (знак) гілок у розглянутому контурі;

$\operatorname{sign}(B^{(Y)})$ – напрямок (знак) гілок у вузловій системі координат, це дорівнює $+1$, якщо гілка спрямована до вузла.

Використовуючи вихідні залежності (3.1) і (3.2), розглянемо систему рівнянь для розв'язання «нижньої» задачі, яка складається із трьох підсистем:

1) N -рівнянь балансу тиску в контурах:

$$\sum_{v=v(n)} A_{v(n)} \vec{G}^{(K)}(v(n)) = PH_n - PK_n \quad (n = 1 \div N), \quad (3.8)$$

де $A_{e(n)} = F \left[x, a, T^*, \lambda(Re), \text{sign}(\vec{G}xST) \right]$ – значення зведеного до витрат коефіцієнта витрат тиску на гілці в n -му контурі, отримане на «верхньому» циклі ітерацій за значеннями витрати попереднього кроку;

$G^{(K)}(e(n))$ – витрата в гілці $e(n)$ в контурі n ;

2) M_n – рівності витрат для гілок із зафіксованими витратами:

$$\vec{G}^{(K)}(e(n)) = G_{зад}^{(K)}(n) \left| G_{зад}^n(n) \right| \quad (n = N \div (N + MN)), \quad (3.9)$$

де $e(n)$ – номер гілок із заданою витратою, що входить до n -го контуру, для якого записується таке рівняння;

$G_{зад}^n(n)$ – задана у гілці $e(n)$ витрата;

3) Y -рівнянь вузлових балансів у трійниках мережі:

$$\sum_{j=1}^3 G^{(y)}(e_j(y)) = 0 \quad (y = (N + MN) \div (N + MN + Y)), \quad (3.10)$$

де j, y – порядкові номери гілок у вузлі й вузла відповідно;

$e_j(y)$ – номер тієї ж гілки у загальній нумерації.

Система рівнянь (3.8) – (3.10) є повною щодо витрат у гілках, тобто кількість рівнянь і невідомих збігається, що впливає з (3.3) – (3.5).

Для розв'язання системи нелінійних рівнянь (3.8) – (3.10) не існує алгоритмів (тим більше призначених для реалізації їх на ЕОМ), що дозволяють розв'язати її аналітично. Система рівнянь (3.8) – (3.9) містить вираз щодо невідомих вигляду $x \cdot |x|$. Якщо останні Y -рівняння звести до лінійних відносно $x \cdot |x|$, то вся система рівнянь виявиться лінійною й може бути розв'язана, наприклад, методом Гаусса. Це один з підходів, описаних у роботах [56, 50]. В останніх Y -рівняннях (3.10) невідома входить тільки в першому ступені. Лінійними тоді будуть і рівняння для збільшення витрат. Якщо рівняння системи (3.8) записати стосовно лінійних збільшень, то одержимо систему рівнянь Ньютона. Такий другий підхід, розглянутий у роботі [50].

Ці два підходи до розв'язання системи рівнянь (3.8) - (3.10) є універсальними й не враховують специфіку ПРМ, зокрема те, що мережі є переважно деревоподібними з невеликою кількістю зон вихідних тисків.

Припустимо, що є тільки одна така зона й одне джерело напору. Тоді при залежності витрат напору в довільній гілці $n k$ - вигляду:

$$\Delta P_{n,k}(G_{n,k}) = s_{n,k} \cdot G_{n,k}^2, \quad (3.11)$$

де $s_{n,k} > 0$, завжди витрати в гілках будуть спрямовані від вузла – джерела напору до одного з вузлів на виході з мережі. Припустимо тепер, що у вузлі з трьох гілок тільки одна зв'язує його з іншою частиною мережі, а дві інші містять вузли виходу з мережі. Такий вузол зазвичай називають «висячим». Якщо гілку, що зв'язує цей вузол з іншою частиною мережі, назвати сполучною (нехай її номер серед гілок вузла буде 1), а дві інші гілки, що виходять на межу мережі, – граничними, то на всіх граничних гілках виявиться однаковий перепад тиску

$$s_{n2,k2} \cdot G_{n2,k2}^2 = s_{n3,k3} \cdot G_{n3,k3}^2$$

або після добування квадратного кореня:

$$G_{n2,k2} / G_{n3,k3} = \sqrt{s_{n3,k3} / s_{n2,k2}}. \quad (3.12)$$

Залежність (3.12) дозволяє встановити відношення витрат для двох гілок з меншими їх значеннями. Нехай для спрощення запису G_1 – сумарна витрата в сполучних гілках, а G_2 і G_3 – витрати в граничних гілках і відповідні їм опори дорівнюють s_1 , s_2 і s_3 . Якщо позначити $G_2 = x \cdot G_1$, то з рівняння балансу витрат у вузлі легко знайти $G_3 = (1 - x) \cdot G_1$, звідки $x/(1 - x) = \sqrt{s_3 / s_2}$, тобто

$$x = \sqrt{s_3 / s_2} / (1 + \sqrt{s_3 / s_2}),$$

і за G_1 можна визначити G_2 і сумарний перепад тиску на 1-й і 2-й або 1-й і 3-й гілках вузла через витрату G_1 :

$$G_2 = x \cdot G_1 = \sqrt{s_3 / s_2} / (1 + \sqrt{s_3 / s_2}) \cdot G_1; \quad (3.13)$$

$$\Delta P_{1-2} = \Delta P_{1-3} = G_1^2 \cdot (s_1 + (s_2 + s_3) / (\sqrt{s_2} + \sqrt{s_3})^2). \quad (3.14)$$

Рівняння (3.13) і (3.14) дозволяють виключити з розгляду в загальній системі рівнянь (3.8) – (3.10) для розрахунків витрат у мережі дві гілки з меншими витратами. При цьому змінюється сумарний опір для гілок зі збірною витратою:

$$s'_1 = (s_1 + (s_2 + s_3) / (\sqrt{s_2} + \sqrt{s_3})^2). \quad (3.15)$$

Мережі деревоподібної топології мають таку особливість, що при кількості внутрішніх вузлів більше одного в них завжди є «висячий» вузол. Заміна його на одну сумарну гілку зменшує кількість гілок і вузлів, залишаючи мережу деревоподібною. Отже, таку процедуру виключення гілок і вузлів можна продовжувати доти, поки не залишиться всього один внутрішній вузол. Для останнього вузла перепад тиску між вузлом – джерелом напору – й вихідними

вузлами мережі, записаний у вигляді (3.14), дозволяє без ітерацій визначити сумарну витрату в граничних гілках, пов'язану із джерелом напору. Залежності (3.13), отримані раніше для всіх внутрішніх вузлів мережі, дозволяють при цьому визначити витрати в усіх інших гілках мережі.

Описана модифікація структурно-декомпозиційного методу максимально ефективно працює у випадку одного джерела напору й однієї зони граничних тисків у мережі для мережі деревоподібної топології. Порушення хоча б однієї з цих умов призводить до неповного використання даного підходу.

У випадку мережі, що містить кільцеві контури, запропонований підхід застосуємо для всіх «висячих» вузлів, що може суттєво зменшити розмірність загальної системи рівнянь (3.8) - (3.10) для мережі. За наявності декількох джерел напору запропонований підхід застосуємо для тих частин мережі, де немає жодного об'єднання витрат у внутрішніх вузлах таких частин мережі.

У випадку неединичності зони вихідних тисків у мережі пряме використання запропонованої модифікації структурно-декомпозиційного методу є неможливим, оскільки не виконується умова рівності перепадів тисків на граничних гілках вузла й тому неможливо одержати залежність (3.12) для відношення витрат у граничних гілках. Розв'язання такої проблеми є можливим завдяки штучному «подовженню» мережі, коли для досягнення рівності всіх вихідних тисків (мають дорівнювати мінімальному такому тиску) у граничні гілки додається свій опір для кожної з таких гілок. Для такої i -ї гілки одержуємо таку залежність:

$$\Delta P_{i, \text{сум}} = s_i \cdot G_i^2 + \Delta P_{i, \text{доб}} = G_i^2 \cdot (s_i + s_{i, \text{доб}}(G_i)), \quad (3.16)$$

де $\Delta P_{i, \text{доб}}$ – різниця тисків між фактичним і мінімальним вихідним тиском.

Одержаний у (3.16) додатковий опір необхідно уточнювати на кожній ітерації за визначенням витрат до досягнення необхідної точності.

3.4 Моделювання втрат тиску в конструктивних елементах мережі

Важливе значення у забезпеченні збіжності при розв'язанні задачі потокорозподілу (3.8) - (3.10) має точність оцінювання газових процесів, що відбуваються в елементах мережі.

З урахуванням цієї обставини пропонуються уточнені математичні моделі, що пройшли строгу експериментальну перевірку, для таких елементів мережі як авіаційні трубопроводи, спеціальні дросельні шайби й трійники [103, 52].

Для перерізу, якщо вважати, що відсутній тепловий вплив і немає роботи сил тертя, при переході від потоку до потоку придатним є зв'язок, установлений в [1]:

$$\frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{\gamma} \cdot \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] - \frac{W^2}{2g} = 0, \quad (3.17)$$

Де P_0 – повний тиск (загальмований);

P – статичний тиск.

Якщо вважати, що в ряді практичних випадків відомі T_0 і G , то зв'язок між повним і статичним тиском можна записати у такий спосіб, скориставшись відомими співвідношеннями для ідеальної адіабати:

$$\begin{aligned} \frac{T_0}{P_0^{(k-1)/k}} &= \frac{T}{P^{(k-1)/k}}; & W &= \frac{GRT}{PF}; & \gamma &= \frac{P}{RT}; \\ P^{(k-1)/k} + \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT}{F^2 P^{(k-1)/k}} \cdot G^2 &= P_0^{(k-1)/k}; \\ P^{(k-1)/k} + \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{R}{F^2} \cdot \frac{T}{P_0^{(k-1)/k} \cdot P^{2/k}} &= P_0^{(k-1)/k}; \end{aligned} \quad (3.18)$$

$$\left(P_0^{(k-1)/k} \right)^2 - P_1^{(k-1)/k} \cdot P_0^{(k-1)/k} - \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2} \cdot \frac{G^2}{P^{2/k}} = 0;$$

$$P^{(k-1)/k} = P_0^{(k-1)/k} - \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2} \cdot \frac{G^2}{P_0^{(k-1)/k} \cdot P^{2/k}}.$$

Рівняння дають зв'язок для визначення повного тиску за відомим статичним. Для визначення статичного тиску за відомим повним тиском маємо такий зв'язок:

$$P^{(k-1)/k} = P_0^{(k-1)/k} - \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2} \cdot \frac{G^2}{P_0^{(k-1)/k} \cdot P^{2/k}}. \quad (3.19)$$

Рівняння можна розв'язувати будь-яким ітераційним методом. Розв'язання рівняння може мати й аналітичний зв'язок:

$$x = P^{(k-1)/k}; \quad a = P_0^{(k-1)/k}; \quad k = 1, 4; \quad x^6 - ax^5 + c = 0;$$

$$x = a \left(1 - \alpha + 5k^2 - 40\alpha^3 - 385\alpha^4 - 4095\alpha^5 - 46376\alpha^6 - \right. \\ \left. - 548340\alpha^7 - 6752185\alpha^8 - 10^8 \left(\alpha^8 / (1 - \alpha) \right) + \dots \right),$$

де $\alpha = G/a^6$.

Рівняння має свою область розв'язання.

Визначимо критичне значення $G_{кр}$ для перерізу:

$$G^2 = \frac{\left(P_0^{(k-1)/k} - P^{(k-1)/k} \right) \cdot P^{2/k}}{\frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2 \cdot P_0^{(k-1)/k}}}. \quad (3.20)$$

Обчислимо похідну:

$$\frac{dG^2}{dP} = 0; \quad -\frac{k-1}{k} \cdot P^{(k-1)/k} \cdot P^{2/k} + \frac{2}{k} P^{2/(k-1)} \cdot \left(P_0^{(k-1)/k} - P^{(k-1)/k} \right) = 0; \quad (3.21)$$

$$P_0^{(k-1)/k} - P^{(k-1)/k} = \frac{k+1}{2}; \quad \frac{P_0}{P} = \frac{k}{k-1} \sqrt{\frac{k+1}{k}} = 1,892928.$$

Одержимо відоме співвідношення між повним і статичним тиском:

$$P = 0,5282818 P_0. \quad (3.22)$$

Підставивши співвідношення (3.21) і (3.22) у рівняння (3.20), запишемо значення критичних витрат для перерізу за відомими значеннями параметрів повітря:

$$G_{кр} = \frac{0,2965 \cdot P_0 \cdot F}{\sqrt{T_0}}; \quad (3.23)$$

$$G_{кр} = \frac{0,7505459 \cdot P \cdot F}{\sqrt{T_0}}. \quad (3.24)$$

Графічно область розв'язку рівнянь можна подати так, як показано на рисунку 3.2.

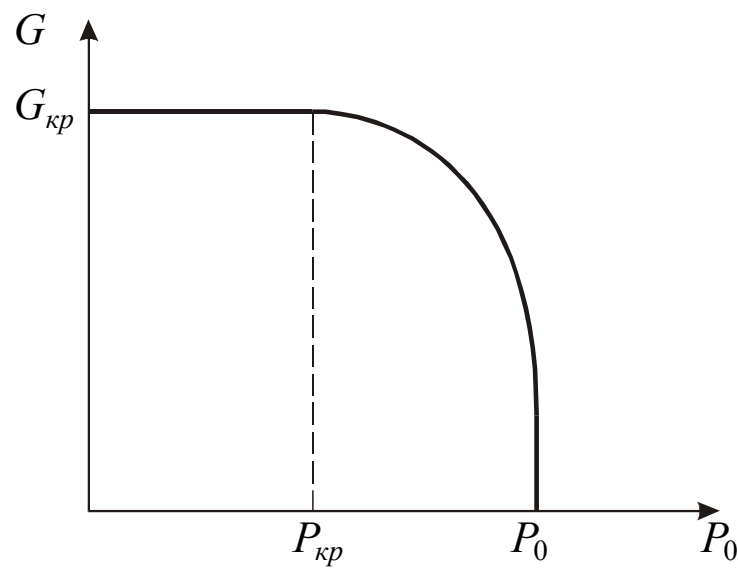


Рисунок 3.2 – Схема впливу P_0 на величину $G_{кр}$

У зв'язку з викладеним вище значення швидкості потоку за параметрами, що заміряються (G, P, T_0), можна записати так:

$$W = \frac{G}{\rho F} = \frac{GRT}{PF} = \frac{GRT}{P^{(k-1)/k} \cdot P^{1/k} \cdot F} = \frac{GRT_0}{P_0^{(k-1)/k} \cdot P_0^{1/k} \cdot F};$$

$$W = \frac{2GRT_0}{F \left(P + \sqrt{P^2 + \frac{2(k-1)}{gk} \cdot \frac{RT_0}{F^2} G^2} \right)}. \quad (3.25)$$

Наведені формули дають аналітичний зв'язок між параметрами потоку в перерізі за відомими, що найчастіше зустрічаються, замірними величинам G, P, T_0 з урахуванням стисливості.

3.4.1 Втрати тиску в прямому трубопроводі

Розглянемо течію газу, що створилося в трубі постійного перерізу за наявності тертя, але без теплообміну із зовнішнім середовищем. Рівняння Бернуллі в диференціальній формі має вигляд:

$$\frac{dP}{\rho} + d \left(\frac{W^2}{2} \right) + dL_{mp} = 0. \quad (3.26)$$

Робота сил тертя має такий загальноприйнятий запис:

$$dL_{mp} = \lambda_{mp} \cdot \frac{W^2}{2} \frac{dx}{D}. \quad (3.27)$$

Розділимо змінні в рівнянні (3.26), використовуючи рівняння (3.27):

$$\frac{dP}{\rho} + WdW + \lambda_{mp} \frac{W^2}{2} \frac{dx}{D} = 0$$

або
$$\frac{dP}{\rho W^2} + \frac{dW}{W} + \frac{1}{2} \lambda_{mp} \frac{dx}{D} = 0 \quad (3.28)$$

У технічно гладких трубах для турбулентного потоку нестисливої рідини коефіцієнт тертя залежить від числа Re і може бути визначений за формулою

$$\lambda_{mp} = 0,0032 + \frac{0,221}{Re^{0,237}}, \quad \text{де } Re = \frac{\rho W D}{\mu}.$$

Оскільки в трубі постійного перерізу згідно з рівнянням нерозривності $\rho W = const$, то число Re по довжині труби змінюється незначно (тільки внаслідок змінення в'язкості), тому приблизно можна взяти

$$\lambda_{mp} = const.$$

Запишемо значення ρW^2 , використовуючи відомі вирази для густини й швидкості:

$$\rho = \frac{P}{gRT}, \quad W = \frac{GRT}{PF};$$

$$\rho W^2 = \frac{P}{gRT} \left(\frac{GRT}{PF} \right)^2 = \frac{RT}{gP} \cdot \frac{G^2}{F^2} = \frac{RG^2}{gF^2} \cdot \frac{T}{P^{(k-1)/k} \cdot P^{1/k}}. \quad (3.29)$$

Вважаємо, що в будь-якому перерізі параметри потоку зв'язані рівнянням ідеальної адіабати (у перерізі відсутня робота сил тертя й немає тепловіддачі в

зовнішнє середовище), і тому скористаємося відомим співвідношенням для статичних і загальмованих параметрів середовища:

$$\frac{T}{P^{(k-1)/k}} = \frac{T_0}{P_0^{(k-1)/k}}.$$

Рівняння (3.29) набуде вигляду

$$\rho W^2 = \frac{RG^2}{gF^2} \cdot \frac{T_0}{P_0^{(k-1)/k} \cdot P^{1/k}}. \quad (3.30)$$

Використовуючи раніше встановлений зв'язок між повним і статичним тиском, маємо

$$P_0^{(k-1)/k} = \frac{1}{2} P^{(k-1)/k} + \sqrt{\frac{1}{4} (P^{(k-1)/k})^2 + \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2} \cdot \frac{G^2}{P^{2/k}}}; \quad (3.31)$$

$$P_0^{(k-1)/k} \cdot P^{1/k} = \frac{1}{2} + \left(P + \sqrt{P^2 + \frac{2(k-1)RT_0}{kg} \frac{G^2}{F^2}} \right).$$

Позначимо $\frac{2RT_0}{gF^2} \cdot G^2 = a$.

Умовна відсутність теплообміну із зовнішнім середовищем еквівалентна рівності:

$$T_{01} = T_{02},$$

отже,

$$a_1 = a_2 = a = const.$$

Рівняння (3.29) у цьому випадку матиме вигляд

$$\rho W^2 = \frac{a}{P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a}}. \quad (3.32)$$

З урахуванням (3.32) рівняння Бернуллі можна записати у такий спосіб:

$$\frac{1}{2} \left(P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a} \right) dP + \frac{dW}{W} + \lambda \frac{dx}{D} = 0.$$

У такому вигляді рівняння інтегрується. Зробивши обчислення інтегралів для кожного члена й необхідні перетворення, одержимо розв'язок рівняння Бернуллі для цієї задачі:

$$P_1 \left(P_1 + \sqrt{P_1^2 + \frac{k-1}{k} a} \right) - P_2 \left(P_2 + \sqrt{P_2^2 + \frac{k-1}{k} a} \right) + \frac{k-1}{k} a \ln \frac{P_1 + \sqrt{P_1^2 + \frac{k-1}{k} a}}{P_2 + \sqrt{P_2^2 + \frac{k-1}{k} a}} - 2a \ln \frac{P_1 + \sqrt{P_1^2 + \frac{k-1}{k} a}}{P_2 + \sqrt{P_2^2 + \frac{k-1}{k} a}} - a \frac{\lambda \ell}{D} = 0. \quad (3.33)$$

Увівши позначення $V_1 = P_1 + \sqrt{P_1^2 + \frac{k-1}{k} a}$, $V_2 = P_2 + \sqrt{P_2^2 + \frac{k-1}{k} a}$, запишемо систему трансцендентних рівнянь:

$$P_1 V_1 - P_2 V_2 - a \left(\frac{\lambda \ell}{D} + \frac{k-1}{k} \ln \frac{V_1}{V_2} \right) = 0; \quad (3.34)$$

$$V = P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a}. \quad (3.35)$$

При розрахунках гідравлічних втрат на ділянці прямої труби необхідно розв'язати дві задачі:

- за відомими параметрами на вході знайти тиск наприкінці ділянки;
- за відомими параметрами на виході визначити тиск на початку ділянки.

У зв'язку з цим будемо мати дві системи рівнянь, при розв'язанні яких методом Ньютона зручний такий запис:

$$\begin{cases} P_2 = \frac{1}{V_2} \left[P_1 V_1 - a \left(\frac{\lambda \ell}{D} + \frac{k-1}{k} \ln \frac{V_1}{V_2} \right) \right]; \\ V = P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a}; \\ a = \frac{2RT_0}{gF^2} \cdot G^2. \end{cases} \quad (3.36)$$

$$\begin{cases} P_1 = \frac{1}{V_1} \left[P_2 V_2 - a \left(\frac{\lambda \ell}{D} + \frac{k-1}{k} \ln \frac{V_1}{V_2} \right) \right]; \\ V = P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a}; \\ a = \frac{2RT_0}{gF^2} \cdot G^2. \end{cases} \quad (3.37)$$

Досліджуємо області розв'язання записаних систем рівнянь. Позначимо напрямком розрахунків знаком витрати. Якщо $G > 0$, то розв'язання відбувається за системою рівнянь (3.36); якщо $G < 0$ – за системою рівнянь (3.37).

При $G > 0$ необхідно переконатися, що задана величина витрати не є критичною. Для цього обчислимо значення критичної витрати для перерізу за формулою (3.24).

Якщо $G < G_{кр}$, виконаємо подальше дослідження системи рівнянь. Запишемо значення коефіцієнта a за наявності льоду:

$$a = \frac{2RT_0}{gF^2} \cdot \frac{0,7505459^2 P^2 F^2}{T_0} = (k+k)kP^2,$$

тоді

$$V = P(1+k).$$

Запишемо рівняння (3.34) у такому вигляді:

$$P_1 V_1 - P_2 V_2 - a \left(\frac{\lambda \ell}{D} + \frac{k-1}{k} \ln \frac{V_1 \sqrt{\frac{k+1}{k} a}}{V_2 \sqrt{\frac{k-1}{k} a}} \right) = 0$$

або

$$\left(\frac{P_1 V_1}{a} - \frac{k+1}{k} \ln \frac{V_1}{\sqrt{\frac{k+1}{k} a}} \right) - \left(\frac{P_2 V_2}{a} - \frac{k-1}{k} \ln \frac{V_2}{\sqrt{\frac{k+1}{k} a}} \right) = \lambda_{mp} \frac{\ell}{D}.$$

Позначимо

$$\phi(p) = \frac{pV}{a} - \frac{k+1}{k} \ln \frac{V}{\sqrt{\frac{k+1}{k} a}}.$$

За наявності льоду значення функції буде таким:

$$\phi(P) = \frac{P \cdot P(k+1)}{(k+1)kP^2} - \frac{k-1}{k} \ln \frac{P(1+k)}{\sqrt{\frac{k+1}{k} (k+1)kP^2}} = \frac{1}{k} - \frac{k+1}{k} \ln 1 = \frac{1}{k}.$$

Отже, величину критичного значення можна визначити, розв'язавши систему рівнянь

$$\frac{pV}{a} - \frac{k+1}{k} \ln \frac{V}{\sqrt{\frac{k+1}{k} a}} = \frac{1}{k} + \lambda_{mp} \frac{\ell}{D}; \quad (3.38)$$

$$P = P + \sqrt{P^2 + \frac{k-1}{k} a}.$$

При $G < 0$ задане значення витрати не перевищує величину $G_{кр}$, тому області розв'язання системи рівнянь (3.37) у графічному вигляді можна подати так, як показано на рисунку 3.3.

Як впливає з цього рисунка, при змінній P від 0 до P_1 розв'язання визначається системою рівнянь (3.36). При значеннях $P_1 < P < \infty$ розв'язання завдання здійснюється за допомогою системи рівнянь (3.37).

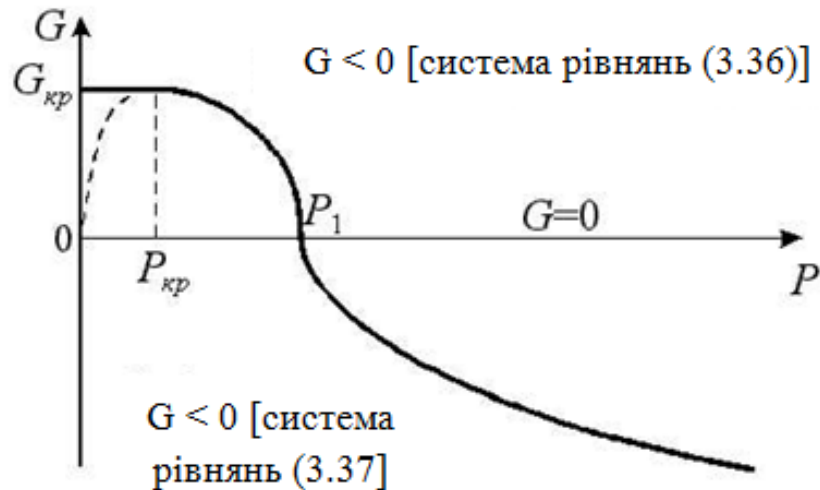


Рисунок 3.3 – Области застосовності системи рівнянь (3.36) і (3.37)

Спеціальні експериментальні дослідження, виконані на реальних трубопроводах, показали (рисунок 3.4), що запропоновані розрахункові залежності досить точно описують процес течії газу в трубопроводі для швидкостей менше 150 м/с.

У зв'язку з широким впровадженням у системи розведення трубопроводів з композиційних матеріалів проведено дослідження з вивчення гідравлічних втрат у трубопроводах із ПКМ (рисунок 3.5).

Для порівняння вивчалися втрати тиску трубопроводів діаметром 80 мм із корозійностійкої сталі $12X18H10T$ і композиційного матеріалу СТП. Загальна довжина кожної нитки трубопроводів становила три метри.

Експериментальні дослідження показали, що втрати тиску в трубопроводах з композиційних матеріалів у середньому на 10% вище ніж з металевих.

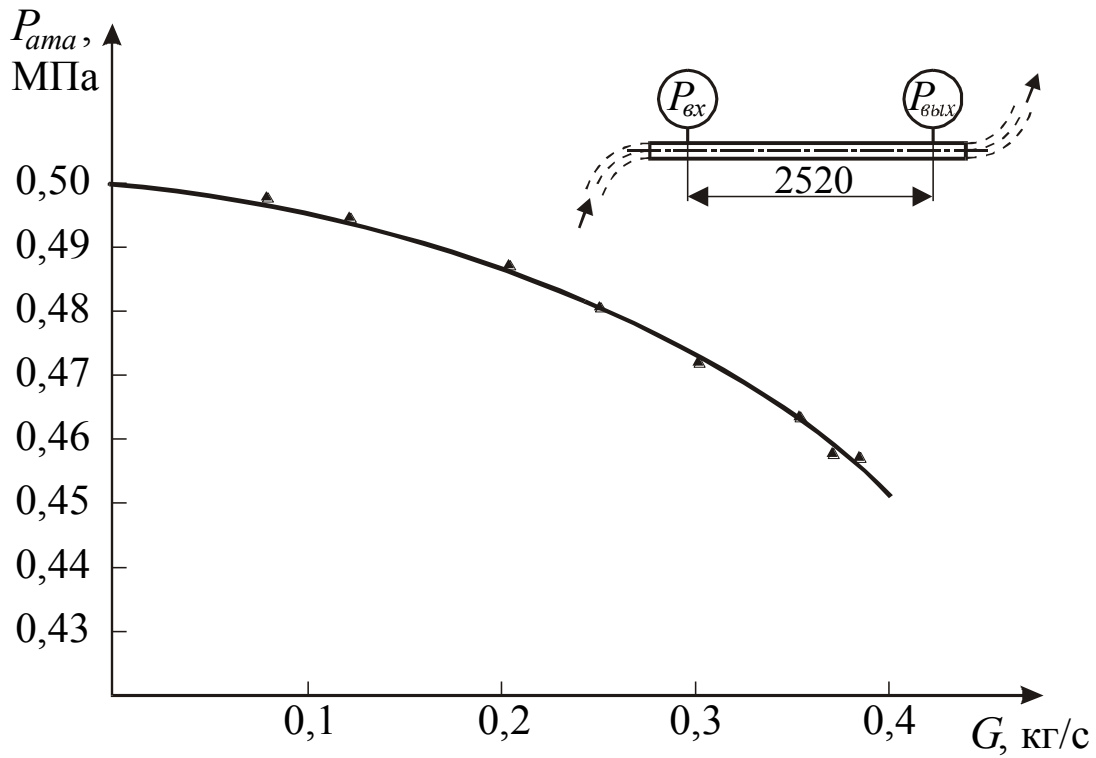


Рисунок 3.4 – Порівняння розрахункових значень (—) і даних експериментальних досліджень (\blacktriangle) з виміру зменшення тиску в трубопроводі ($d_y = 28$ мм; матеріал – АМц-2М; температура $T = 16,4$ °С)

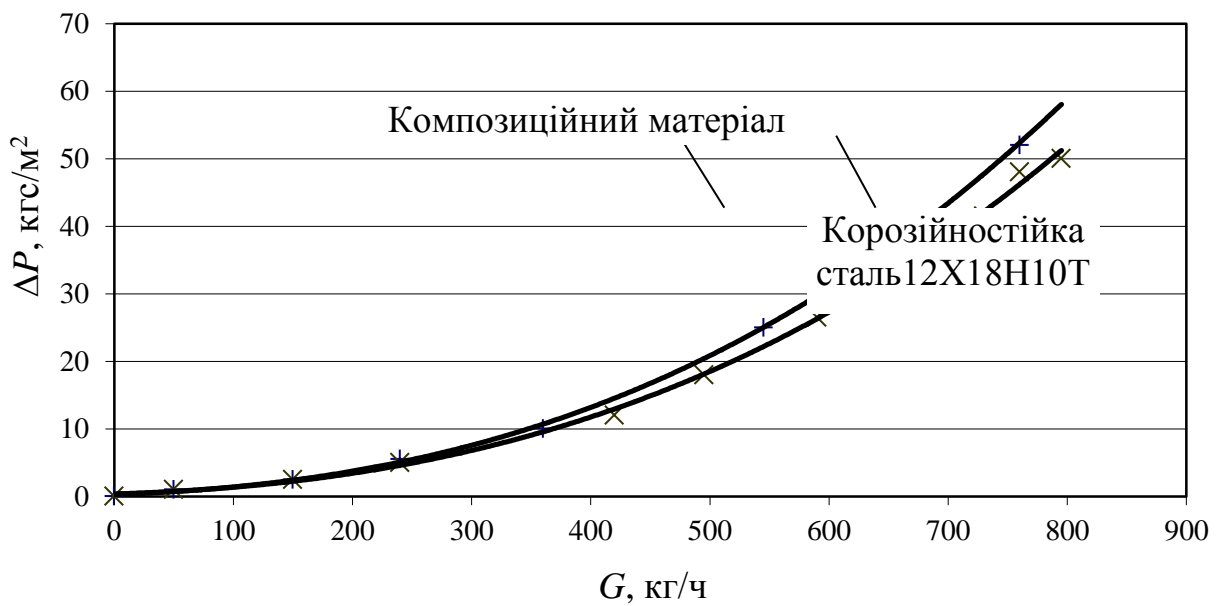


Рисунок 3.5 – Гідравлічний опір трубопроводів

3.4.2 Втрати тиску в дросельних шайбах з урахуванням стисливості повітря

У літакових повітряних мережах для обмеження витрати повітря й забезпечення необхідного його розподілу часто як дроселювальні пристрої застосовують шайби, оскільки коефіцієнт стиснення струменя й коефіцієнт гідравлічного опору для них можуть бути визначені досить точно. Особливий інтерес становлять розрахунки шайб на білякритичних і критичних режимах течії, де стисливість повітря впливає на коефіцієнт стиснення струменя й значення коефіцієнта гідравлічних втрат. У роботі [43] систематизовано матеріал, що дозволяє виконувати такі розрахунки. Однак рекомендовані залежності подано у вигляді графіків, що утруднює їх використання при обчисленні на ЕОМ і впливає на точність отриманих результатів.

У цьому підрозділі на підставі результатів досліджень, які наведені в роботах [2, 103, 147], отримані аналітичні зв'язки, що дозволяють виконувати розрахунки шайб при докритичних і критичних режимах течії.

Розглянемо розрахунки шайб на критичних режимах течії. Характер течії газу показано на рисунку 3.6.

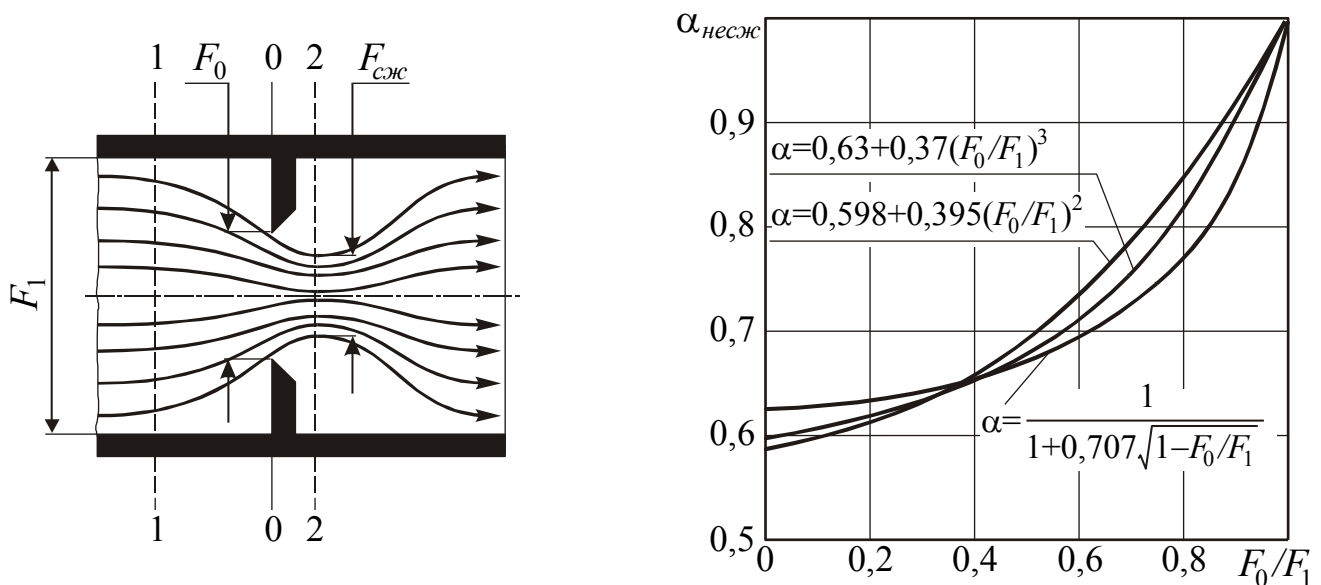


Рисунок 3.6 – Вплив параметрів шайб і розрахункових залежностей на вид впливу стиснення струменя

Коефіцієнт стиснення струменя (α) при русі нестисливої рідини через отвір з гострими кромками при $Re > 10^k$ може бути визначений за такими емпіричними формулами Вейсбаха, Букінгема відповідно:

$$\alpha = 0,63 + 0,37(F_0/F_1)^3; \quad (3.39)$$

$$\alpha = 0,598 + 0,395(F_0/F_1)^2. \quad (3.40)$$

Аналогічну залежність можна одержати і використовуючи зв'язки, наведені в роботі [43]. Швидкість течії рідини у вузькій частині потоку (рисунок 3.6) дорівнює:

$$W_{cm} = W_0 + [0,5W_0(W_0 - W_1)]^{0,5}; \quad (3.41)$$

$$\frac{W_{cm}}{W_0} = 1 + 0,707 \left(1 - \frac{W_1}{W_0}\right)^{0,5}. \quad (3.42)$$

Враховуючи, що для нестисливої рідини $\rho = const$, з рівняння нерозривності знаходимо інший вираз коефіцієнта α :

$$\alpha = \frac{F_0}{F_{cm}} = \frac{1}{1 + 0,707(1 - F_0/F_1)^{0,5}}. \quad (3.43)$$

На рисунку 3.6 наведено графічні залежності $\alpha_{cm} = \alpha_{нест}(F_0/F_1)$, отримані за формулами (3.39), (3.40) і (3.43).

Із графіків видно, що для шайб, які найчастіше зустрічаються ($0,1 < F_{ш} < 0,6$), важко віддати перевагу одній з формул α при розрахунках коефіцієнта. Однак найбільш зручним для обчислення є вираз (3.43).

Визначимо коефіцієнт стиснення струменя в перерізі 0-0. Для цього скористаємося співвідношеннями між повним і статистичним тисками для нестисливого й стисливого газу. Відповідно маємо

$$P_0 = P + \gamma_{нест} \cdot \frac{W_{нест}^2}{2}; \quad (3.44)$$

$$\frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{\gamma} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right] - \frac{W_{ст}^2}{2} = 0. \quad (3.45)$$

Запишемо співвідношення швидкостей:

$$\left(\frac{W_{ст}}{W_{нест}} \right)^2 = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{P_0 - P} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right] \cdot \frac{\rho_{нест}}{\rho_{ст}}. \quad (3.46)$$

Використовуючи рівняння нерозривності, перетворимо вираз (3.46) стосовно до витікання через шайбу. При цьому вважаємо, що змінення параметрів потоку в перерізі мають адіабатичний характер, випромінювання тепла відсутнє, тобто

$$T_{01} = T_{02} = T_0; \quad \pi(\lambda) = \frac{P}{P_0}; \quad T = T_0 \left(\frac{P}{P_0} \right)^{(k-1)/k}.$$

Тоді одержуємо

$$\frac{\rho_{нест}}{\rho_{ст}} = \frac{P_1}{RT_1} \cdot \frac{\pi T}{P} = \frac{P_{01}}{P_{02}} \cdot \left[\frac{\pi(\lambda_1)}{\pi(\lambda_2)} \right]^{1/k}; \quad (3.47)$$

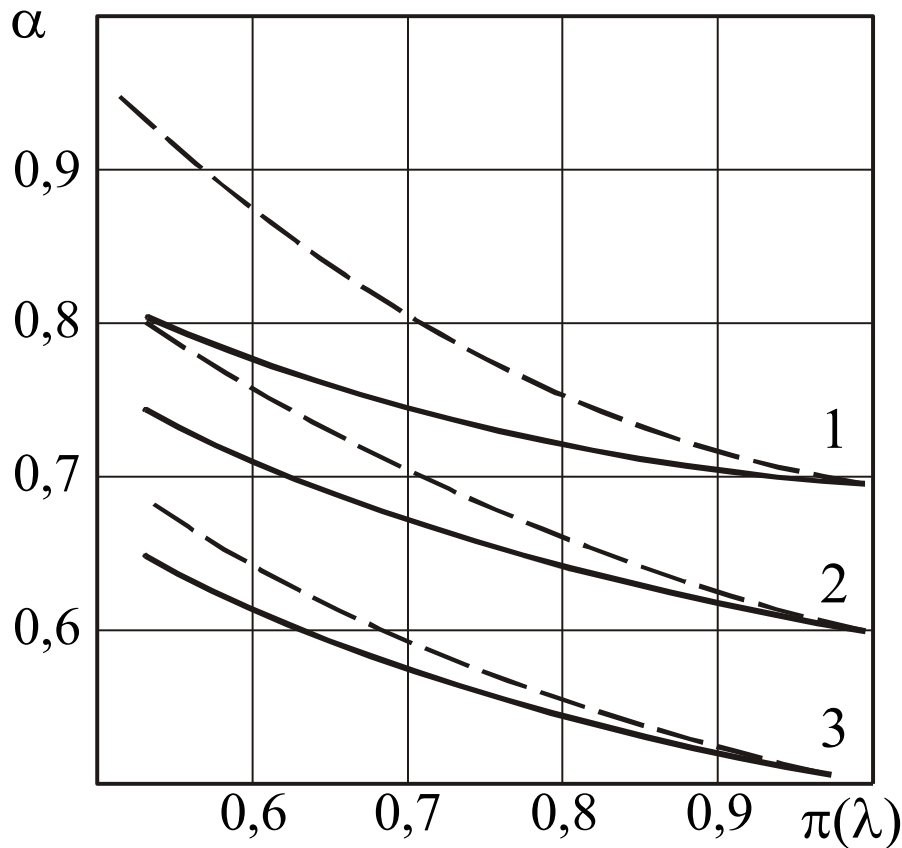
$$\frac{W_{ст}}{W_{нест}} = \frac{\gamma_{нест}}{\gamma_{ст}} \cdot \frac{F_{нест}}{F_{ст}}; \quad (3.48)$$

$$k = \frac{F_{ст}}{F_{нест}} \left\{ \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1 - \pi(\lambda_2)}{\pi(\lambda_2)^{1/k} (1 - \pi(\lambda_2))^{(k-1)/k}} \left[\frac{\pi(\lambda_1)}{\pi(\lambda_2)} \right]^{1/k} \cdot \frac{P_{01}}{P_{02}} \right\}^{0,5}; \quad (3.49)$$

$$\alpha_{ст} = k_{ст} \cdot \alpha_{нест}.$$

Коефіцієнт $k_{ст}$ показує, у скільки разів витрати стисливого газу вище, ніж витрати нестисливого газу.

На рисунку 3.7 наведено залежності $\alpha = f[\pi(\lambda)]$ при $k=1,4$. З графіків видно, що коефіцієнт стиснення струменя зі збільшенням швидкості збільшується. Значення α , розраховане за формулою (3.49), на 5...10% вище відповідних величин, які знайдено в роботі [2].



— — $\alpha_{нест}$ за даними роботи [43]; — — — $\alpha_{ст}$ за запропованою методикою;
 1 — $\alpha_{нест} = 0,7$; 2 — $\alpha_{нест} = 0,6$; 3 — $\alpha_{нест} = 0,5$

Рисунок 3.7 – Графіки залежності коефіцієнта стиснення струменя від відносної швидкості потоку:

Скористаємося далі виразами (3.43) і (3.49) для аналізу експериментальних даних по обмежувальних шайбах (див. рисунок 3.7), які встановлюються біля фланців відбору повітря на потреби повітряно-теплової системи протиобледеніння літака Ан-28. Визначимо значення критичної витрати через отвір за відомим співвідношенням [1] і зв'язку, наведеному в роботі [43]:

$$G_{кр} = \frac{0,3965 \cdot P_{01} \cdot \mu F}{\sqrt{T_0}}; \quad (3.50)$$

$$P_{01} = \left\{ \frac{1}{2} P^{(k-1)/k} + \left[\frac{1}{4} \left(P^{(k-1)/k} \right)^2 + \frac{k-1}{2kg} \cdot \frac{RT_0}{F^2} \cdot \frac{G^2}{P^{2/k}} \right]^{0,5} \right\}^{k/(k-1)}$$

Значення критичних витрат, знайдені за (3.49) і (3.50), лежать ближче до експериментальних результатів, які отримані за залежностями (3.39), (3.40).

Розглянемо розрахунки шайб на біякритичних режимах течії газу. У цьому випадку зазвичай застосовується така відома залежність [56]:

$$P_{01} - P_{02} = \xi_m \cdot \rho_1 \left(W_1^2 / 2 \right), \quad (3.51)$$

або (інший її вигляд)

$$P_{01} - P_{02} = \xi_m \frac{RT_0}{2gP_{01}^{(k-1)/k} \cdot P_1^{1/k}} \cdot \left(\frac{G}{F} \right)^2. \quad (3.52)$$

Уточнимо значення коефіцієнта місцевого опору для шайб.

У роботі [56] є кінцеві вирази для розрахунків багатьох типів гідравлічних опорів, які зустрічаються в авіаційних роздавальних мережах. Нижче скористаємося тільки формулами для раптового звуження й розширення, а також обмежувальної шайби.

Якщо повторити розрахунки, але враховувати при цьому залежність густини газу від швидкості течії газу, то для вищевказаних місцевих опорів одержимо такі співвідношення:

- раптове звуження:

$$\xi_0 = 0,5 \left(1 - \frac{\rho_0 F_0}{\rho_1 F_1} \right); \quad (3.53)$$

- раптове розширення:

$$\xi_0 = \left(1 - \frac{\rho_0 F_0}{\rho_1 F_1} \right)^2 - \left(1 - \frac{\rho_1}{\rho_0} \right); \quad (3.54)$$

- для шайби з гострими кромками:

$$\xi_0 = \left\{ 1 - \left[1 - \frac{\rho_1}{\rho_0} + 0,5 \left(1 - \frac{\rho_0 F_0}{\rho_1 F_1} \right)^{0,5} - \frac{\rho_0 F_0}{\rho_1 F_1} \right] - \left(\frac{\rho_0 F_0}{\rho_1 F_1} \right)^2 \left(1 - \frac{\rho_1}{\rho_0} \right) \right\}. \quad (3.55)$$

При розрахунках шайб ξ зводиться до перерізу 1-1 (див. рисунок 3.6). У роботі [43] ця операція виконана без урахування стисливості газу. Тому доцільно на додаток до результатів роботи [43] вводити уточнення на змінення густини:

$$\xi_1 = \xi_0 \left(\frac{\rho_1}{\rho_0} \right) \cdot \left(\frac{F_1}{F_0} \right)^2. \quad (3.56)$$

Як показали обчислення, розрахунки втрат на шайбі за формулою (3.52) з уточненням коефіцієнта місцевих втрат на шайбі відповідно до (3.55) і (3.56) дозволяють одержати досить хорошу збіжність із експериментальними даними в усьому діапазоні швидкостей потоку газу (рисунок 3.8).

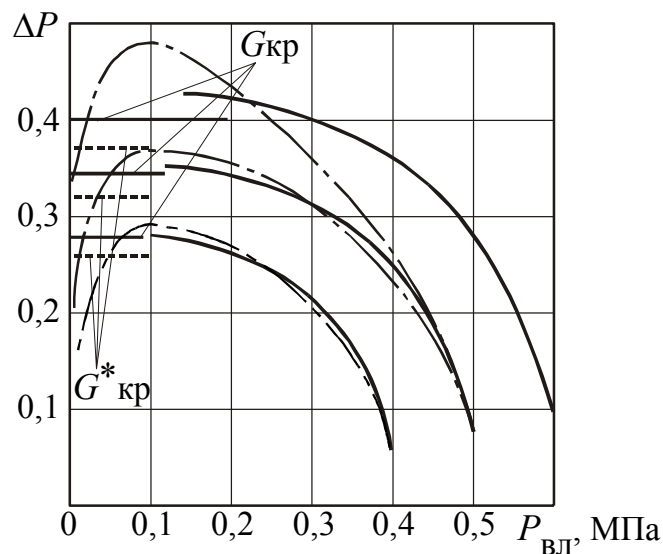


Рисунок 3.8 – Місцеві втрати на шайбі діаметром 20,4 мм, встановлений в трубі діаметром 48,4 мм:

$G_{кр}$ – критичні значення витрат, обчислені за пропонованою методикою;

$G^*_{кр}$ – критичні значення витрат, обчислені за даними роботи [165]

(**—** – експериментальні дані; **-·-·-** – розрахункові значення втрат тиску на шайбі, обчислені за пропонованою методикою)

3.4.3 Втрати тиску на трійниках

Трійник – елемент повітряної роздавальної мережі, який з'єднує три труби й призначений для розділення або злиття потоків рідини. При розгляді трійників виділяють (рисунок 3.9, а) збірний рукав (СР), прямий прохід (ПП) і бічне відгалуження (БВ). Відповідно до них розглядаються коефіцієнти опорів. Результати, що викладаються тут, відповідають даним робіт [43] і [53]. Залежно від розподілу витрат у гілках трійника його відносять до одного з чотирьох видів: припливний (ПТ), витяжний (ВТ), розлиття (РП) і злиття (ЗлП) потоків. Вважаючи позитивними витрати в гілках вузла, спрямовані до нього, можна сформулювати формальні ознаки, що дозволяють визначити тип трійника й класи гілок, що входять до нього.

Існуючі методи проведення експериментів дають можливість визначати тільки сумарну втрату тисків на парі елементів трійника. При цьому, враховуючи, що перепад тиску на одній із трьох пар елементів трійника виражається через перепади тисків на двох інших, і вважаючи, що $\xi_{СР} = 0$, визначаємо $\xi_{ПП}$, $\xi_{БО}$ для витяжних і припливних типів трійників і $\xi_{БО1}$, $\xi_{БО2}$ для трійників злиття й розлиття потоків (рисунок 3.9).

Втрати на парі елементів «збірний рукав – прямий прохід»

$$\Delta P_{СР-ПП} = \xi_{ПП} G_{СР}^2 / (F_{СР}^2 \rho)$$

і на парі «збірний рукав – бічне відгалуження»

$$\Delta P_{СР-БО} = \xi_{БО} G_{СР}^2 / (F_{СР}^2 \rho),$$

де $G_{СР}$ – витрата в збірному рукаві трійника (максимальна витрата, що проходить через елементи);

$F_{СР}$ – площа перерізу елемента трійника.

Величини $\xi_{ПП}$, $\xi_{БО}$, $\xi_{БО1}$ і $\xi_{БО2}$ – функції відношення витрат $g = G_{БО} / G_{СР}$ і $F = F_{БО} / F_{СР}$, а також кута трійника α , де $15^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$, а g і відношення площ F мають для кожного конкретного виду трійника свої мазці змінення.

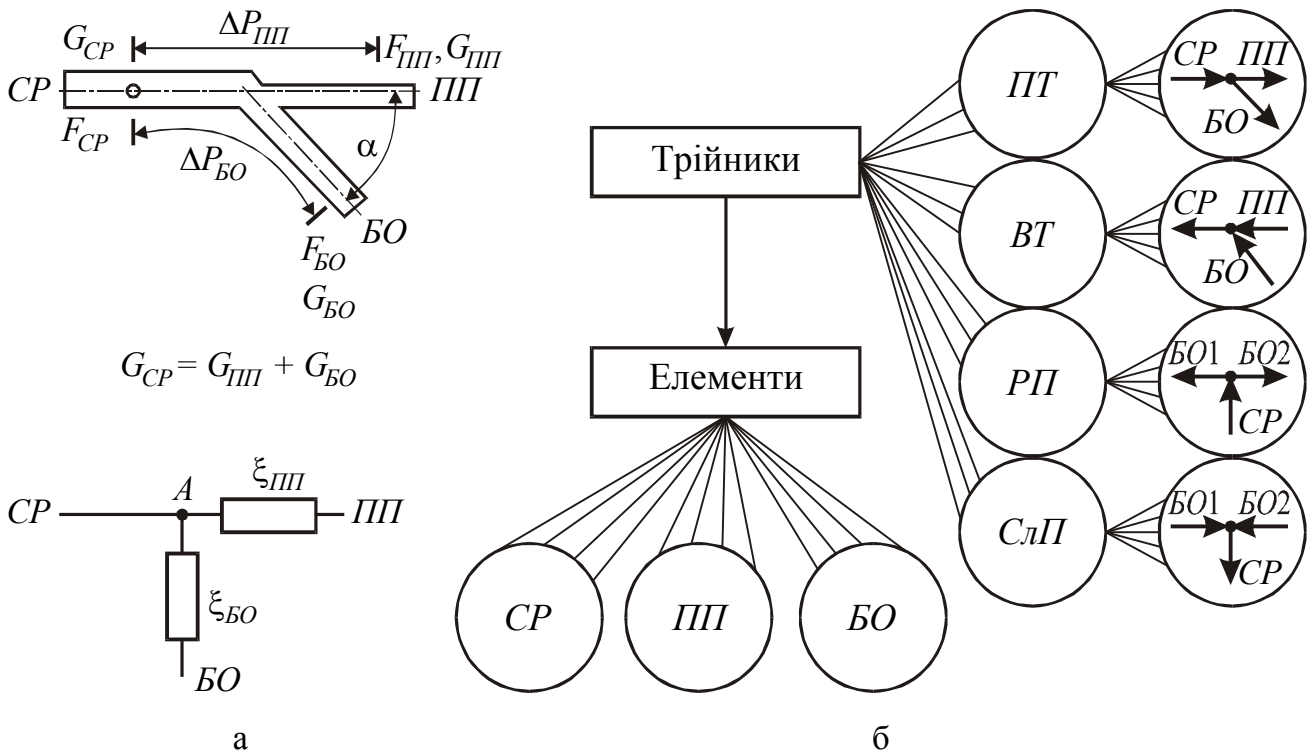


Рисунок 3.9 – Схеми (а) і елементи (б) трійників: ЗР – збірний рукав; ПП – прямий прохід; БВ – бокове відгалуження; ПТ – припливний; ВТ – витяжний; РП – розлиття потоків; ЗлП – злиття потоків

Зупинимося на складностях трійників, що виникають при моделюванні. Незважаючи на те, що характеристики трійників розглянуті в роботі [43] досить докладно, існують області g , F і α , коли дані за $\xi_{ПП}$, $\xi_{БО}$, $\xi_{БО1}$ та $\xi_{БО2}$ відсутні.

Характеристики трійників для кожного з типів дають досить точну поведінку перепадів тисків у деякому діапазоні $0 < g_1 \leq g \leq g_2 < 1$ при фіксованих значеннях F і α . У діапазонах $g \in [g_2, 1]$ і $g \in [0, g_1]$ дані приблизні. При прагненні значення g до нуля або до одиниці змінюється тип трійника, й рекомендовані в роботі [43] залежності для розрахунків величин перепадів при $g = 0$ і $g = 1$ зазнають розриву. Це суперечить умові нерозривності середовища й украй негативно позначається на збіжності ітераційних процесів при моделюванні ЗР.

Для припливних трійників при $\alpha = 90^\circ$ у випадку, коли функція $\xi_{БО} = f(g, F)$ не є монотонною за g , завжди знайдуться такі перепади тисків і опорів труб, об'єднаних трійником, за яких завдання моделювання не має єдиного розв'язку.

Прийняте в роботі [43] припущення, що ξ_{CP} можна брати таким, що дорівнює нулю, не дає можливості розрахувати опір $\xi_{BO}^* = \xi_{BO} \cdot (F^2/g^2)$ при $g = 0$ (аналогічно $\xi_{III}^* = \xi_{III}/(1-g)^2$ при рівних перерізах збірною рукава й прямого проходу $g=1$), хоча в ітераціях можлива така ситуація. Розв'язання цих питань потребує визначення характеристик при $\alpha < 90^\circ$, згладжування розривів для всіх характеристик трійників при $\alpha = 90^\circ$, визначення характеристики ξ_{BO} для припливного трійника так, щоб при моделюванні не виникало двох розв'язків і зображень перепадів тисків через опори елементів трійника (наприклад, $\Delta P_{CP-BO} = \xi_{BO}^* \cdot G_{BO}^2 / (F_{BO\rho}^2 + \xi_{CP}^* \cdot G_{CP}^2 / F_{CP\rho}^2)$, де ξ_{BO}^* , ξ_{CP}^* – деякі безперервні функції).

Розглянемо питання згладжування характеристик трійників при таких обмеженнях: кут $\alpha = 90^\circ$; перерізи двох елементів трійника дорівнюють один одному, якщо жоден з елементів не є бічним відгалуженням за конструктивною схемою. В основі роботи зі згладжування характеристик лежить умова нерозривності середовища, слушне для течії не тільки в трійнику, але й в інших елементах мережі. Це пояснюється тим, що всяке допустиме мале змінення кожного з параметрів мережі в будь-якому її місці має зводитися до допустимого малого змінення всіх параметрів у будь-якому іншому місці мережі. Такими параметрами можуть бути тиск, витрата, температура, опір тощо.

Враховуючи, що перехід через нуль однієї з витрат приводить до змінення збірною рукава й класу трійника, а опір для збірною рукава дорівнює нулю, для елементів трійника опір завжди буде мати розрив. Тому будемо згладжувати не опір, а перепади тисків на парах елементів трійника. Для однакового зображення результатів виберемо систему координат, відповідно до якої будуть визначатися знаки перепадів.

Трійник – найпростіша мережа, що складається з трьох об'єднаних вузлів гілок. Для зручності її аналізу виділимо й пронумеруємо контури, гілки й перепади тисків (рисунок 3.10). Якщо допустити, що в гілці немає інших елементів, крім елементів трійника, то будь-який з перепадів на контурі дорівнює сумі втрат тисків

(з урахуванням знака) на відповідній парі елементів трійника, тобто відповідному до перепаду на трійнику.

Перепади на трійнику залежать від площі перерізів в елементах трійника, кута α , значення напрямку витрат. У цьому випадку $\alpha = 90^\circ$. Нехай $F_i (i = 1 \dots 3)$ – площа перерізу елемента трійника в i -й гілці, тоді $F_1 = F_3$.

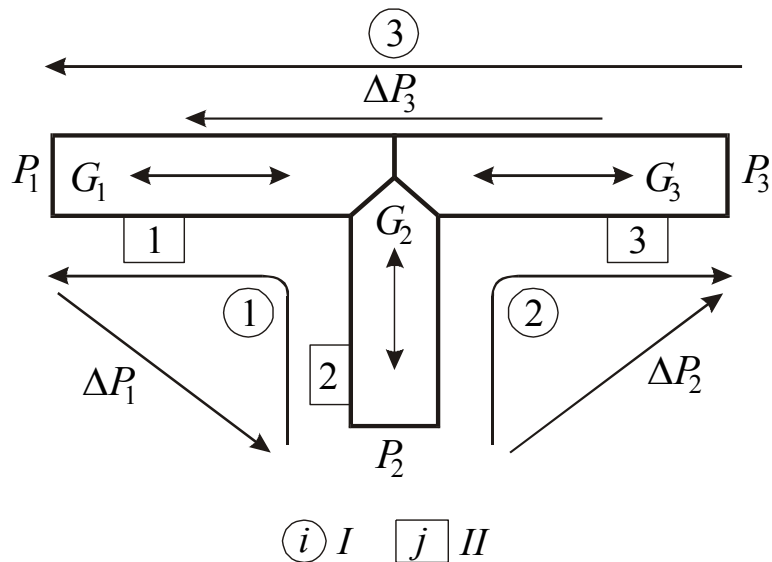


Рисунок 3.10 – Схема потоків у трійнику

Різні напрямки потоків у гілках трійника приводять до різних видів трійників. Опишемо їх і визначимо перепади на них.

Нехай $F = (F_2/F_1)$ – співвідношення площ. Необхідно зазначити, що за визначенням коефіцієнта ξ встановлюється зв'язок між швидкістю потоку в трубі й перепадом тиску, тобто $\Delta P = \xi k (G')^2 / (F')^2$, де G' – витрата рідини в трубі; F' – площа її перерізу; k – коефіцієнт переходу між одиницями фізичних величин.

Розглянемо такі види трійників залежно від схеми течії згідно з позначеннями, наведеними на рисунку 3.11:

1. $G_{CB} = G_2$, де G_{CB} – витрата у збірному рукаві. Напрямки витрат: G_2 – до вузла, G_1 і G_3 – від вузла. Трійник – розділення потоку. Згідно з роботою [56] перепади на трійнику мають вигляд

$$\Delta P_{II} = -\frac{G_2^2}{F^2} \left(1 + 0,3 \cdot \frac{G_1^2 F^2}{G_2^2} \right) = -\frac{G_2^2}{F^2} - 0,3 G_1^2;$$

$$\Delta P_{12} = \frac{G_2^2}{F^2} + 0,3G_3^2; P_{13} = 0,3(G_1^2 - G_3^2).$$

2. $G_{CB} = G_3$. Напрямки витрат: G_3 – від вузла, G_1 і G_2 – до вузла. Трійник – витяжний:

$$\Delta P_{22} = A(G_3^2 + G_2^2/F^2 - 2a_1^2), \quad \text{де } A = A(a_2/a_3, F);$$

$$\Delta P_{23} = G_2^2 - 1,55 \cdot G_2 G_3; \quad \Delta P_{21} = \Delta P_{22} - \Delta P_{23}.$$

3. $G_{CB} = G_1$. Напрямки витрат: G_1 – до вузла, G_2 і G_3 – від вузла. Трійник – припливний. Нехай $A' = A'(G_2/G_1, F)$ і $k_1(F) = 0,3$. При $F = 1$ $k_1(F) = 1$; при $F < \frac{2}{3}$

$$\Delta P_{31} = A' \left(G_1^2 - \frac{G_2^2}{F^3} + k_1(F) \right);$$

$$\Delta P_{33} = -0,35G_2^2; \quad \Delta P_{32} = -\Delta P_{31} - \Delta P_{33}.$$

4. $G_{CB} = G_2$. Напрямки витрат: G_1, G_3 – до вузла, G_2 – від вузла. Трійник – злиття потоків:

$$\Delta P_{41} = -\Delta P_{42} = G_2^2/F^2 + G_2^2 - 3G_1G_2; \quad \Delta P_{43} = 0.$$

5. $G_{CB} = G_1$. Напрямки витрат: G_3 – до вузла, G_1 і G_2 – від вузла. Трійник – припливний:

$$\Delta P_{51}(G_1, G_2, G_3, F) = -\Delta P_{32}(G_3, G_2, G_1, F);$$

$$\Delta P_{52}(G_1, G_2, G_3, F) = -\Delta P_{31}(G_3, G_2, G_1, F);$$

$$\Delta P_{53}(G_2) = -\Delta P_{33}(G_2).$$

6. $G_{CB} = G_1$. Напрямки витрат: G_1 – від вузла, G_2 і G_3 – до вузла. Трійник – витяжний:

$$\Delta P_{61}(G_1, G_2, G_3, F) = -\Delta P_{22}(G_3, G_2, G_1, F);$$

$$\Delta P_{62}(G_1, G_2, G_3, F) = -\Delta P_{21}(G_3, G_2, G_1, F);$$

$$\Delta P_{63}(G_1, G_2, G_3) = -\Delta P_{23}(G_3, G_2, G_1).$$

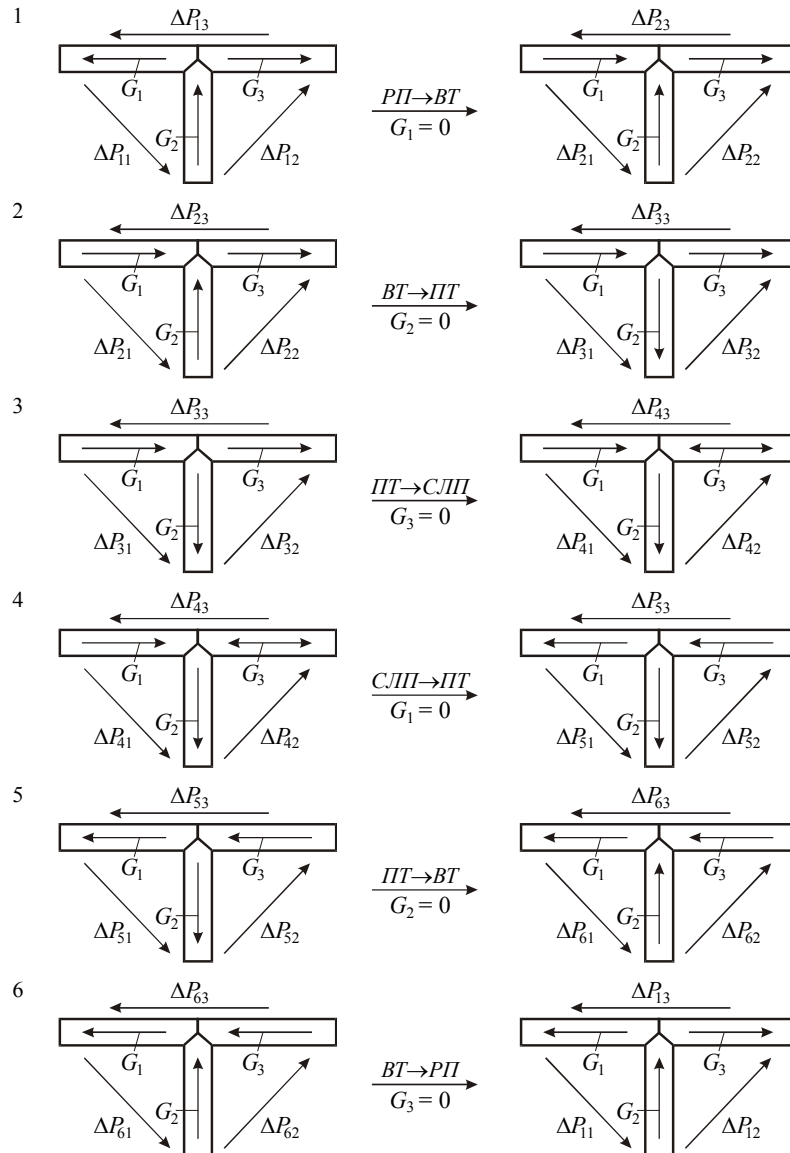


Рисунок 3.11 – Схеми течії в трійниках

Розглянемо питання згладжування перепадів на трійниках. При детальному аналізі перепадів видно, що є дві групи розривів при безперервному змінненні G_1, G_2, G_3, F :

- розриви усередині діапазону зміннення G_1, G_2, G_3 для одного з видів трійника;
- розриви при переході від одного виду трійника до іншого.

На рисунку 3.12 показано послідовність переходів від одного типу трійника до іншого при аналізі й зазначено умови їх переходів. При згладжуванні розривів шукали такі залежності, які були б близькими до вихідних функцій від G_1, G_2, G_3 в усьому діапазоні зміннення параметра F . Для кожного з видів трійника й переходів між ними вибиралася й обґрунтовувалася процедура згладжування. Наведемо

результати згладжування перепадів тиску на трійнику по кожному з його видів. При цьому згладжену характеристику перепаду ΔP_{ij} позначимо ΔP_{ij}^* , $i = 1...6$; $j = 1...3$.

1. Трійник РП ($G_{CB} = G_2$):

$$\begin{aligned}\Delta P_{11}^* &= -G_2^2 / F^2 - 0,3G_1^2 - 0,5(G_1 - G_2/2) \cdot |G_1 - G_2/2|; \\ \Delta P_{12}^* &= -G_2^2 / F^2 + 0,3G_3^2 + 0,5(G_3 - G_2/2) \cdot |G_3 - G_2/2|; \\ \Delta P_{13}^* &= 0,3(G_1^2 - G_3^2) + 0,5(G_1 - G_3) \cdot |-G_1 - G_2/2|\end{aligned}$$

2. Трійник ВТ ($G_{CB} = G_3$):

$$\begin{aligned}\Delta P_{22}^* &= A_1(G_3^2 + G_2^2 / F^2 - 2G_1^2) + (2R_4 - 1)^2 F_3 G_2^2; \\ \Delta P_{23}^* = \Delta P_{23} &= G_2^2 - 1,55G_2 G_3; \quad \Delta P_{21}^* = -\Delta P_{22}^* - \Delta P_{23}^*,\end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned}F_3 &= (1,225 + 0,075F_2) / (1 + 3F^2); \quad A_1 = F_1 + F_2 / (0,8 + R_4); \\ F &= 1,8F' - 0,8F''; \quad F_2 = 1,44(F'' - F'); \quad R_4 = G_2 / G_3; \\ F' &= (1 + 1,2F^2) / (1 + 3F^2); \quad F'' = (1 + 0,8F^2) / (1 + F^2).\end{aligned}$$

3. Трійник ПТ ($G_{CB} = G_1$):

$$\begin{aligned}\Delta P_{31}^* &= G_2^2 / F^2 + G_2^2 / 4 + (G_1 - G_2/2)^2 A_1; \quad \Delta P_{33}^* = -\Delta P_{33} = -0,35G_2^2; \\ \Delta P_{32}^* &= -\Delta P_{31}^* - \Delta P_{33}^*,\end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned}A_1 &= 0,7 + (1 + 7R_4)_{\max}(1 - 2R_4, 0)(F_1 - 0,7); \quad R_4 = G_2 / G_1; \\ F_1 &= (1 + 0,8F^2) / (1 + F^2).\end{aligned}$$

4. Трійник РП ($G_{CB} = G_2$):

$$\begin{aligned}\Delta P_{41}^* &= G_2^2 / F^2 + G_2^2 / 4 + 0,7(G_1 - G_2/2) \cdot |G_1 - G_2/2|; \\ \Delta P_{42}^* &= -G_2^2 / (F^2 + 0,25) - 0,7(G_3 - G_2/2) \cdot |G_3 - G_2/2|; \\ \Delta P_{43}^* &= 0,7(G_1 - G_3) \cdot |G_1 - G_2/2|.\end{aligned}$$

Для 5-го й 6-го видів трійників властиві умови симетричності характеристик видів 2 і 3, тому їх переписувати не будемо.

На рисунку 3.12 показано графіки функцій перепадів тисків відповідно до згладжених характеристик й формул для всіх шести видів трійників при їх послідовних переходах і для двох значень співвідношення площ $F = 1$ і $F = 1/2$. При цьому для кожного виду трійника $G_{CB} = 1$ виконується умова балансу у вузлі й функції перепадів тиску виявляються одновимірними. Витрата $G_{CB} = 1$ при переході від одного виду трійника до іншого відповідає переходу з однієї грані куба на іншу, тобто безупинно, але не гладко. Тому й на графіках перепадів при переходах між видами трійника є злами.

3.5 Експериментальне відпрацювання впливу конструктивних параметрів на розподіл потоків у літакових повітряних роздавальних мережах

Як видно з викладеного в попередніх розділах, особливу увагу приділено адекватності моделей елементів повітряних мереж процесам, що відбуваються. В області робочих швидкостей потоку газу $V = 10 \dots 80$ м/с розрахункові значення втрат тиску за запропонованими моделями прямих ділянок, місцевих опорів (колін, звужень, конфузоров, дифузоров, заслінок), а також шайб дозвукових швидкостей, близьких до швидкості звуку, збігаються з точністю вимірюваних параметрів.

При оцінюванні адекватності математичної моделі розподілу потоків повітряних роздавальних мереж усі необхідні варіанти виконання, конфігурації роботи систем відпрацьовуються на математичній моделі, а на стендах і літаку виконується тільки вибірковий контроль. Математичні моделі дозволяють також відпрацювати великий спектр можливих відмовних ситуацій.

Адекватність таких моделей оцінювалася за допомогою стенда системи кондиціонування повітря літака Ан-72 і натурального стенда ПРМ літака Ан-70.

3.5.1 Адекватність розрахункових моделей розподілу потоків у системі кондиціонування повітря літака Ан-72

Стенд системи кондиціонування повітря літака Ан-72 був створений на базі фюзеляжу Ан-24Т, близького за об'ємом до фюзеляжу Ан-72. Основними задачами такого стенда були:

- відпрацювання вузла охолодження повітря;

- відпрацювання системи автоматичного регулювання;
- забезпечення заданої роздачі повітря по кабінах;
- забезпечення запланованих температурних полів по кабінах;
- відпрацювання конструктивних елементів ВКВ.

На рисунку 3.13 подано загальний вигляд стенда. Наявність електропечі для нагрівання стисненого повітря й вентилятора продувки радіатора вузла охолодження дозволили імітувати роботу вузла кондиціонування для різних швидкостей польоту й температур зовнішнього повітря. Маючи вузол кондиціонування повітря на стенді (рисунок 3.13), ще до першого вильоту літака були відпрацьовані система автоматичного регулювання температури й витрати повітря, що подається в кабіни літака, пріоритетність регулювання по кабіні екіпажу, взаємовплив при роботі двох вузлів кондиціонування та їх робота у відмовних ситуаціях.



Рисунок 3.13 – Загальний вигляд стенда ВКВ літака Ан-72

Була проведена серія випробувань, пов'язаних з точним виміром розподілу повітря (витрати) по зонах кабін, виміром тисків у контрольних точках для різних конфігурацій системи розподілу. Отримані дані покладено в основу перевірки на адекватність математичної моделі мережі.

Типовий приклад зіставлення експериментальних і розрахункових значень параметрів повітряної мережі літака Ан-72 показано на рисунку 3.14, у таблицях 3.1 (зіставлення витрат) і 3.2 (зіставлення тисків) – у контрольних точках.

Зазначимо, що до отриманих похибок входять неточності вимірів, виконаних при випробуваннях.

Оцінювання збіжності модельних і експериментальних даних дозволяє

зробити такий висновок:

- точність моделей відповідає точності контрольних вимірів;
- по відпрацьованих моделях при стендових випробуваннях можна одержати всю гаму розрахункових значень роботи повітряних систем для різних конфігурацій (включаючи відмовні).

Останнє є особливо важливим, оскільки можливості проведення вимірів, їх точність і обсяг суттєво знижуються при переході від лабораторних до натурних випробувань.

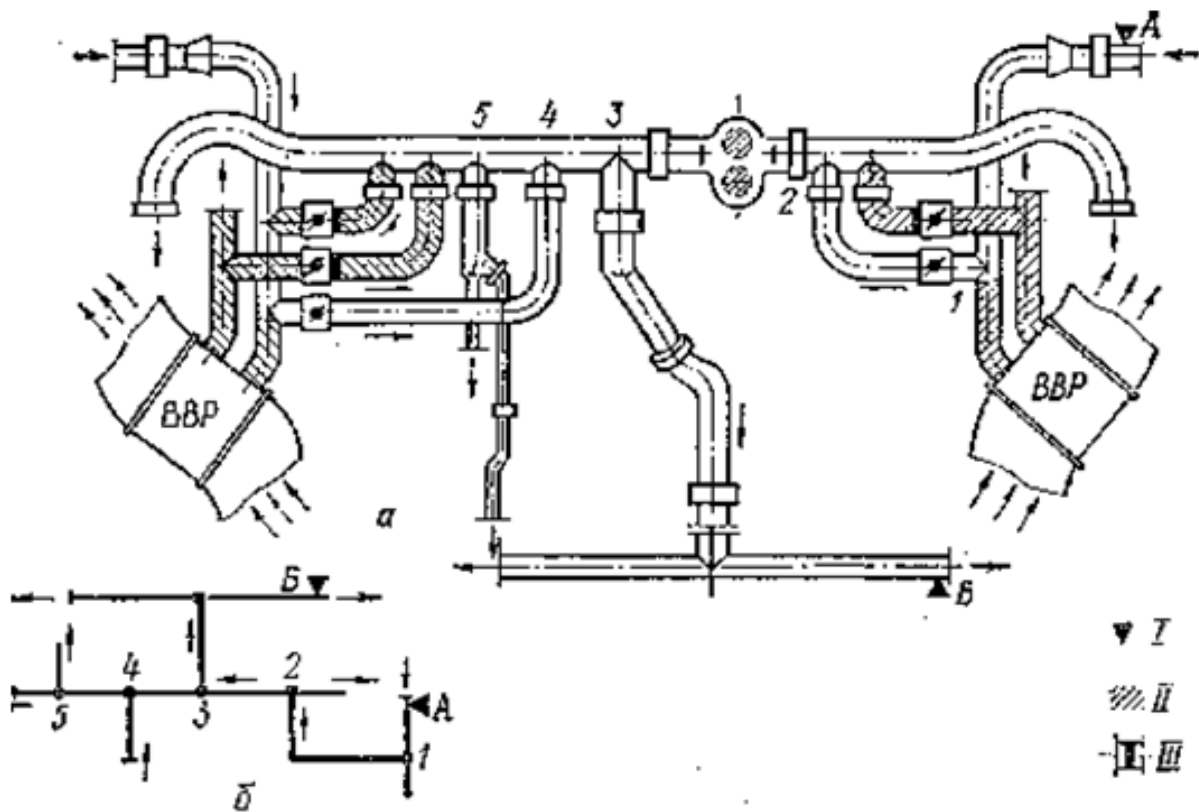


Рисунок 3.14 – Схема типового експерименту із зіставлення дослідних і розрахункових даних щодо визначення тиску в заданій точці А:

а – стендова система; б – розрахункова схема

(I – точки вимірів тиску; II – перекриття в досліді лінії; III – заглушки)

Таблиця 3.1 – Експериментальні й розрахункові значення витрати повітря для повітряної мережі літака Ан-72

Місце подачі	Точка виміру	Витрата, кг/год		Перевищення замірених значень
		Замірених значення	Розрахункові значення	
Основний об'єм	1	406	429,9	0,95
Ліва гілка	2	113,5	110,6	1,02
Права гілка	3	122	112,8	1,07
Центральна гілка	4	82	84,9	0,96
Збірна гілка	5	723,5	739,2	0,98

Таблиця 3.2 – Експериментальні й розрахункові значення тиску повітря для повітряної мережі літака Ан-72

Тиск у точці А, ата		Перевищення замірених значень
Замірених значення	Розрахункові значення	
1,5346	1,5089	1,020
1,1746	1,1654	1,016
1,5627	1,5417	1,014
1,2827	1,2717	1,010

3.5.2 Адекватність розрахункових моделей у системі розподілу повітря на макеті літака Ан-70

Накопичений досвід при проведенні натурних випробувань і моделюванні повітряних систем показав переваги створення математичних моделей роботи системи на ранніх етапах проєктування, коли ще можна внести корективи в компонування літака й виконати робоче проєктування за підтвердженими геометричними параметрами мережі й вихідних пристроїв. Основною проблемою при цьому є правильність прогнозу щодо циркуляції повітряних потоків у відсіках фюзеляжу, а також точність опису різного роду змішувальних пристроїв. Крім того, на літаку Ан-70 вперше серед літаків Ан застосовано систему рециркуляції кабінного повітря, що поставило завдання визначення тисків у вузлах змішання потоків, виходячи із забезпечення розрахункового балансу повітря, що відбирається від компресорів двигунів, і кабінного повітря. Для проведення стендових робіт з відпрацювання мереж розподілу повітря літака Ан-70 був створений стендовий комплекс на базі макета літака.

Стендовий комплекс призначений для такого:

- вибору варіанта роботи системи вентиляції внутрішніх приміщень макета виробу;
- оцінювання системи розподілу й доведення системи із забезпечення необхідного розподілу вентиляційного повітря при використанні спеціального змішувача й натурних коробів системи кондиціонування повітря літака;
- оцінювання рівномірності розподілу повітря і його циркуляції при подачі в короби вентиляційного, холодного й теплого повітря;
- відпрацювання моделі розподілу повітря у повітряних системах літака.

Стендовий комплекс містив:

- джерело повітря – наземний кондиціонер АК-1,6-9А;
- натурні елементи системи вентиляції внутрішніх приміщень;
- макет змішувача-роздавальника повітря, трубопроводи й короби кабіни екіпажу, I і II зони вантажної кабіни;

- пристрої для вимірювання витрат повітря у трубопроводах і коробах вентиляції – сопла Вентурі, діафрагми й термоанемометри;

- прилади й апаратуру для вимірювання й оброблення інформації, що знімається зі штуцерів сопел Вентурі, діафрагм і штепсельних рознімів термоанемометрів.

Принципову схему стенда показано на рисунку 3.15.

Фрагмент системи розведення у вантажній кабіні показано на рисунку 3.16.

Оцінювання збіжності модельних і експериментальних даних, що проводилася для заданих значень розташовуваного перепаду тиску (між ресивером і кабіною), наведено в таблиці 3.3.

Слід зазначити високу збіжність отриманих результатів із розподілу витрат, яка практично лежить у смузі інструментальної точності вимірів і становить 10 %, причому на швидкостях потоку 30...40 м/с (у трубопроводах, що підводять) збіг вкладається в смугу 5 %, де й величина інструментальної похибки також менше.

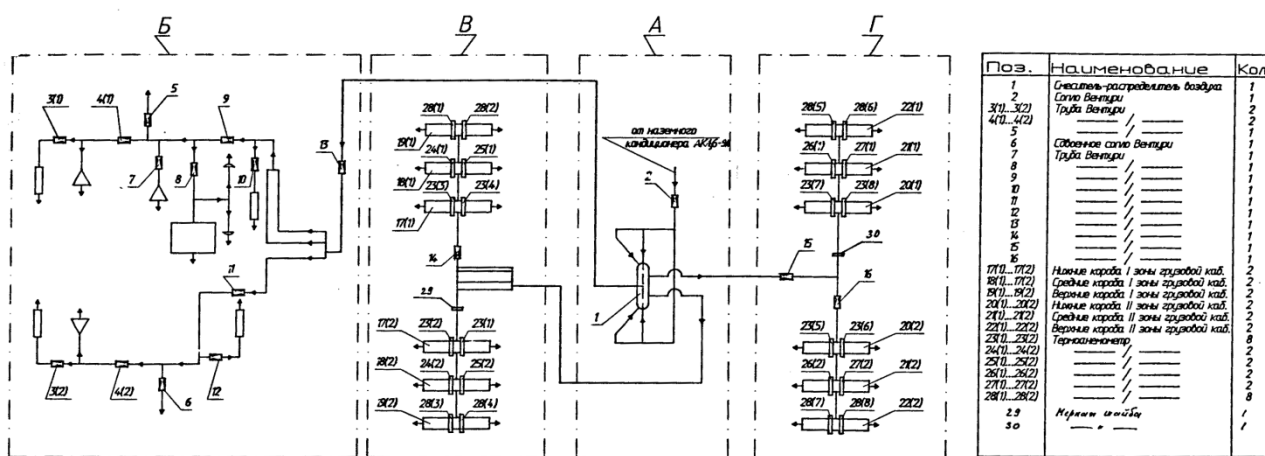


Рисунок 3.15 - Принципова схема системи розподілу повітря:

А - змішувач-роздавальник повітря; Б - розведення системи кондиціонування повітря в кабіні екіпажа; В й Г - розведення системи кондиціонування повітря у вантажній кабіні I і II зон відповідно

Таблиця 3.3 – Результати оцінювання збіжності модельних і експериментальних даних із розподілу витрат повітря для літака Ан-70

№ п/п	Місце подачі	Точка виміру	Витрата, кг/год		Перевищення заміряних значень
			Заміряне значення	Розрахункове значення	
1	Кабіна екіпажу Працюють нижні коробки Перепад тиску між ресивером і атмосферою становить 190 мм вод. ст.	3 (1)	36	36	1,00
		3 (2)	34	30	1,13
		4 (1)	72	70	1,03
		4 (2)	69	60	1,15
		5	154	150	1,026
		6	118	122	0,922
		7	32	35	0,91
		9	268	255	1,051
		10	43	39	1,102
		11	286	306	0,935
		12	106	118	0,898
		13	626	600	1,043
		2	Кабіна екіпажу Працюють нижні коробки Перепад тиску між ресивером і атмосферою становить 330 мм вод. ст.	3 (1)	47
3 (2)	44			40	1,1
4 (1)	90			92	0,97
4 (2)	92			88	1,045
5	199			200	0,995
6	140			170	0,94
7	43			46	0,935
9	348			338	1,03
10	513			47	1,085
11	388			415	0,935
12	145			157	0,92
13	830			800	1,038
3	Кабіна екіпажу Працюють нижні коробки Перепад тиску між ресивером і атмосферою становить 505 мм вод. ст.			3 (1)	63
		3 (2)	58	54	1,074
		4 (1)	115	114	1,008
		4 (2)	111	114	1,036
		5	258	249	1,026
		6	212	223	0,95
		7	60	57	1,052
		9	443	420	1,054
		10	61	57	1,07
		11	495	523	0,946
		12	174	186	0,935
		13	1049	1000	1,049
		4	Кабіна екіпажу Працюють нижні коробки Перепад тиску між ресивером і атмосферою становить 559 мм вод. ст.	14	1340
15	2440			2388	1,021
16	1180			1136	1,038
29	1280			1331	0,962
30	1220			1252	0,982

Сумарна модельна гідравлічна характеристика мережі кабіни екіпажу збігається з точністю 3 % з експериментальною (рисунок 3.17). Розраховуючи на можливості стенда й відпрацьовану математичну модель для заданого розподілу витрат повітря по зонах кабіни, проведено серію випробувань із дослідження режимів роботи трійників, коли співвідношення G_{ϕ}/G_{III} наближається до одиниці й трійник стає витяжним. Отримані дані покладено в основу коректування коефіцієнтів гідравлічного опору трійників, наведених на рисунку 3.12.

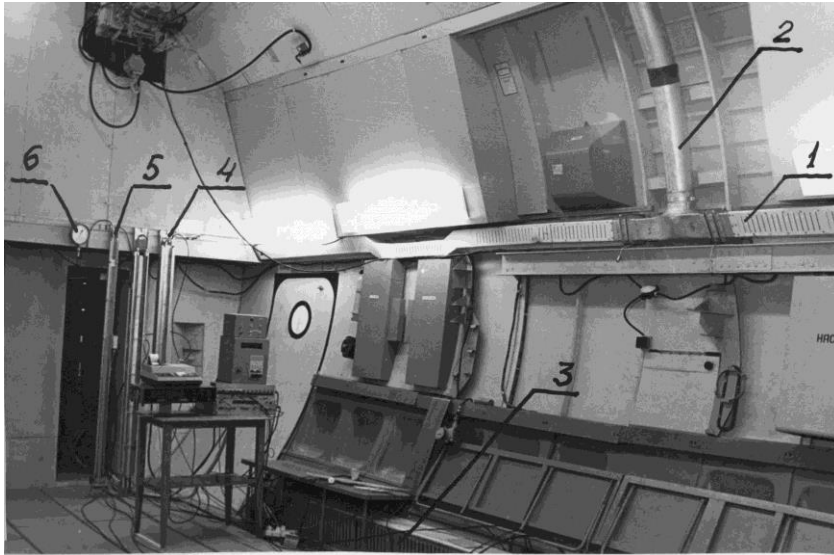


Рисунок 3.16 – Вид на правий борт першої зони вантажної кабіни:
 1 - середній короб; 2 – подача повітря на верхній короб; 3 - нижній короб;
 4 - дифманометр ультразвуковий; 5 – дифманометр водяний; 6 – манометр

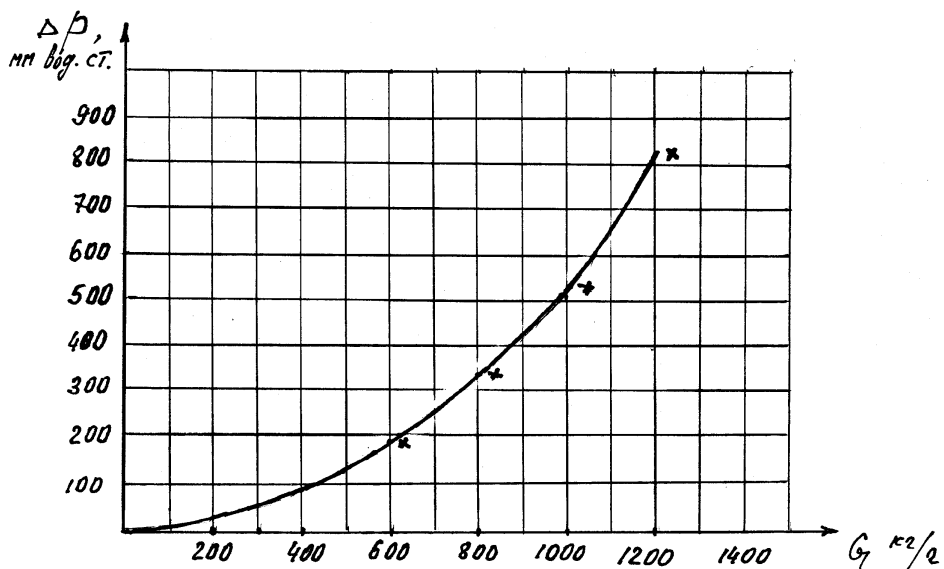


Рисунок 3.17 – Графік залежності перепаду тиску від сумарної витрати:
 ΔP – перепад тиску між ресивером і кабіною екіпажу; G – сумарна витрата на кабіні екіпажу (— – розрахункові (модельні) значення;
 × – експериментальні дані)

3.6 Висновки

1. У розділі розроблено моделі, що оцінюють вплив конформувальних і конструктивних параметрів на розподіл повітря у ПРМ, на зміну витрат і втрат тиску в гілках з відносно короткою лінійною частиною трубопроводів і з урахуванням стисливості середовища на всіх режимах, аж до критичних.

2. Відмінними рисами оцінювання розподілу повітря в гілках мережі за запропонованою моделлю є незалежність числа ітерацій від числа вихідних величин і її нечутливість до найбільш трудомісткої «нижньої» задачі, початкового розподілу витрат, а також її застосовність для моделювання «неплоских» систем.

3. У розділі запропоновано нові високоточні моделі течії газу в конструктивних елементах мережі з урахуванням стисливості повітря без використання газодинамічних функцій.

На основі цих моделей уточнено гідравлічні втрати в трубопроводах і на дросельних шайбах.

4. У розділі подано порівняльну оцінку гідравлічних втрат за запропонованими моделями, за раніше існуючими методиками і в порівнянні з даними спеціального експерименту із виміру зменшення тиску в сталевих трубопроводах і трубопроводах, виготовлених з полімерного композиційного матеріалу.

Порівняння показало, що завдяки новим моделям течії газу в елементах мережі вдалося суттєво уточнити втрати, особливо при малих швидкостях, і одержати винятково хорошу збіжність розрахункових і експериментальних даних.

Дослідження гідравлічних втрат у трубопроводах, виготовлених з композиційного матеріалу, показали, що вони приблизно на 10 % перевищують втрати в трубопроводах, виготовлених з корозійностійкої сталі 12Х18Н10Т.

5. Адекватність отриманих моделей впливу конформувальних і конструктивних параметрів на розподіл повітря в гілках мереж оцінено за допомогою стендових випробувань натурних ВРС літаків Ан-72 і Ан-70.

Оцінювання збіжності модельних і експериментальних даних дозволяє зробити такі висновки:

- точність моделей відповідає точності контрольних вимірів;
- за запропонованими моделями можна одержати всі робочі параметри мережі (включаючи відмовні).

ГЛАВА 4

ДОСЛІДЖЕННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКОВИХ ПОВІТРЯНИХ РОЗДАВАЛЬНИХ МЕРЕЖ І ЇХ ЕЛЕМЕНТІВ

У главі 2 запропоновано метод вибору основних параметрів літакових повітряних роздавальних мереж. Для його реалізації в главі 3 запропоновано моделі, що оцінюють вплив газодинамічних характеристик на конформувальні й конструктивні параметри, зокрема на вибір діаметрів трубопроводів за трасою, виходячи з необхідної витрати повітря для конкретних споживачів.

Неодмінною умовою реалізації запропонованого методу проектування ПРМ є визначення матеріалів і товщини стінок трубопроводів по всій трасі мережі. Визначення цих параметрів може бути здійснено за умовами статичної міцності [12, 8, 56, 64].

Однак численні випадки руйнування елементів мережі в процесі експлуатації свідчать про природу втоми цих явищ [37, 39].

Дослідженню цих процесів і включенню їх у загальний алгоритм проектування ПРМ і присвячені дослідження цієї глави.

4.1 Аналіз експлуатаційних умов навантаження й вибір конструкційних матеріалів для повітряних роздавальних мереж

Основними змінними параметрами, що впливають на змінення напруженого стану елементів ПРМ, є такі:

$\Delta P_{изб}$ – надлишковий тиск повітря в мережі;

T – перепад температур;

n_e – вібронавантаження;

n – перевантаження в центрі мас літака.

Типову схему навантаження залежно від надлишкового тиску в циклі «земля – повітря – земля» (З-П-З) показано на рисунку 4.1. Зазвичай увесь спектр навантажень від тиску можна звести до двох-трьох умовних циклів за політ.

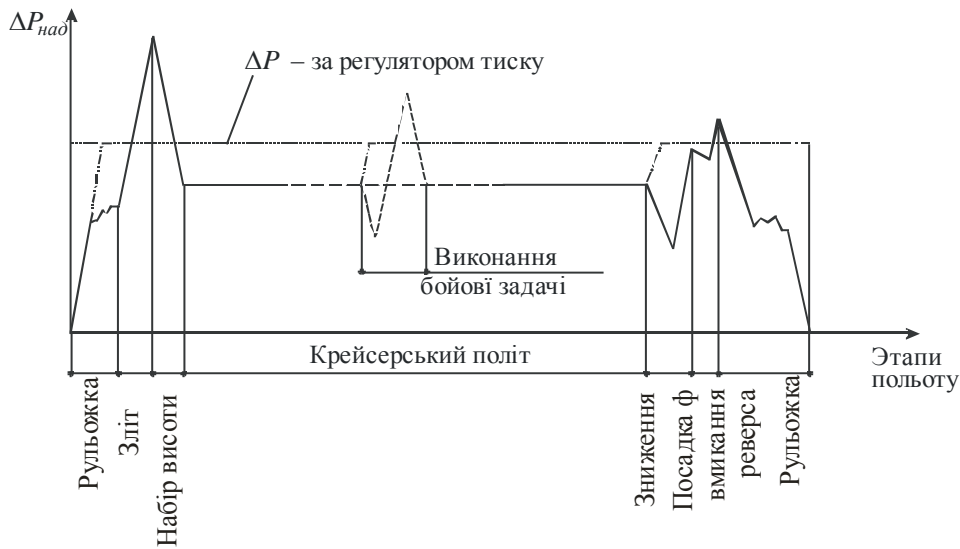


Рисунок 4.1 – Типова схема навантаження трубопроводів ПРМ залежно від надлишкового тиску в циклі 3-П-3

(——— – параметри відбору повітря на фланцях;

----- – тиск у трубопроводах з урахуванням регулювання)

Вібронавантаження в очікуваних умовах експлуатації залежать від застосованих двигунів, схеми літака, ступеня демпфірування. Для середнього транспортного літака спектр вібронавантажень наведено на рисунках 4.2, 4.3 і в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Спектр амплітуд віброприскорень (од. g) і вібропереміщень (мм) у різних зонах ПРМ середнього транспортного літака

Зони ПРМ	Очікуваний спектр амплітуд віброприскорень (од. g) і вібропереміщень (мм)										
	Частоти, Гц										
	5-10	10-22	22-32	32-40	40-45	45-50	60-71	71-160	160-200	200-500	до 2000
Ф1	2.5	1.0	0.5	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
Ф2	2.5	1.0	0.5	0.5	0.5	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
0.5	2.5	1.0	0.5	0.5	0.5	0.5	7.0	7.0	7.0	7.0	7.0
ЗВК	2.5	1.0	0.5	0.5	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
0.5	2.5	1.0	0.5	0.5	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0
ОП	5	2.0	2.0	0.5	0.5	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
СЧК	2.5	1.0	0.5	0.5	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0
КЧК	5	2.0	2.0	0.5	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0
ДВ	2.5	1.0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	10.0	0.1	15.0	15.0
АО	2.5	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	-

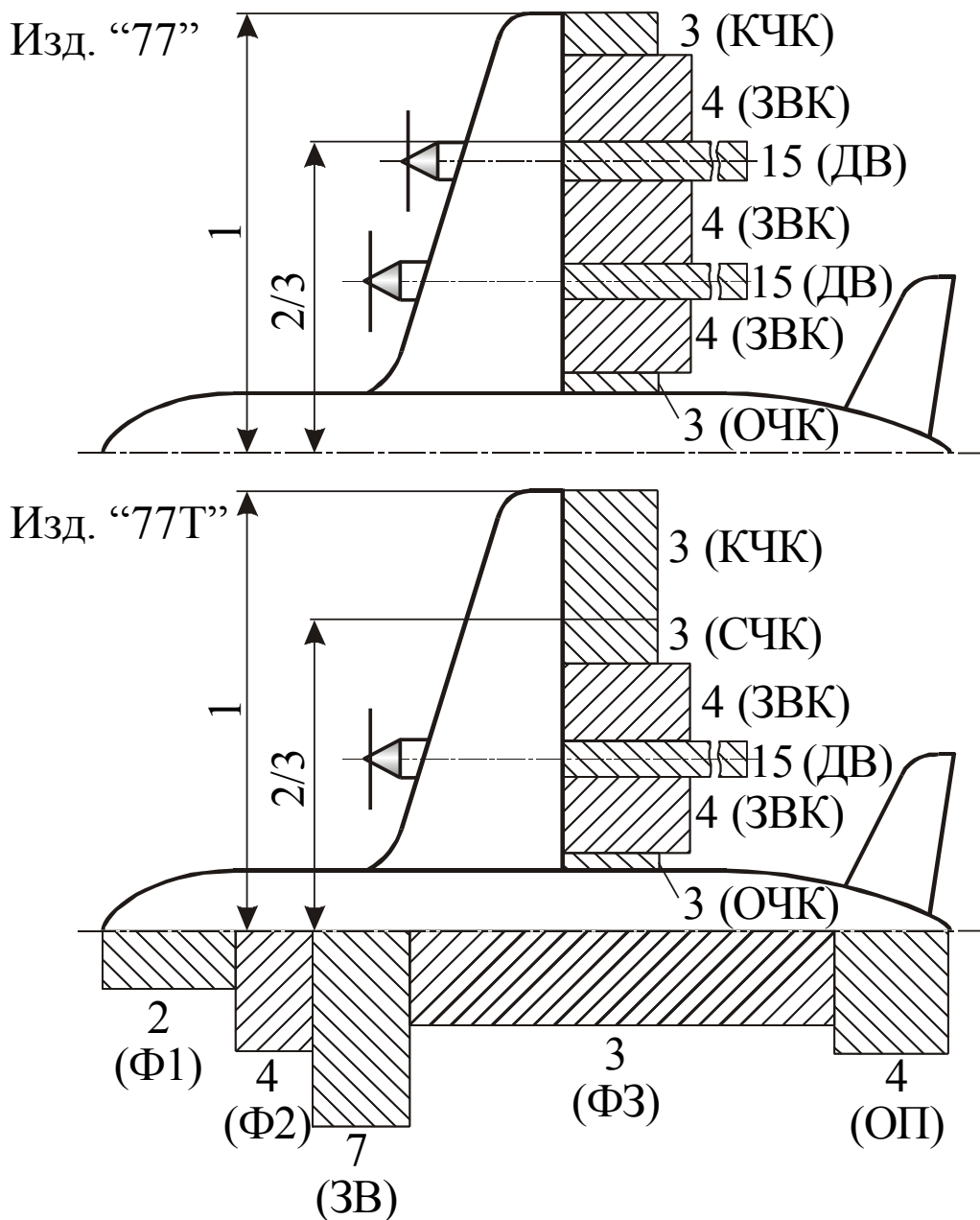


Рисунок 4.2 – Максимальні значення віброприскорень (од. g)

у різних зонах ПРМ середнього транспортного літака:

Ф1 – кабіна екіпажу до гермоперегородки; Ф2 – фюзеляж від кабіни до ЗГ, обтічники (крім ніші) шасі; ЗГ – зона гвинтів (площина обертання гвинта $\pm 1/2$ діаметра гвинта по потоку) і ніша шасі; Ф3 – фюзеляж від зони гвинтів до кінця фюзеляжу; ОП – оперення; СЧК – середня частина ($2/3$ розмаху) крила, крім ЗГК; ЗГК – зона гвинтів на крилі (\pm діаметр гвинта від вісі СУ); КЧК – крило, кінцева частина, крім ЗГК; ДВ – двигуни й мотогондола; АМ – амортизоване устаткування (у кабіні екіпажу)

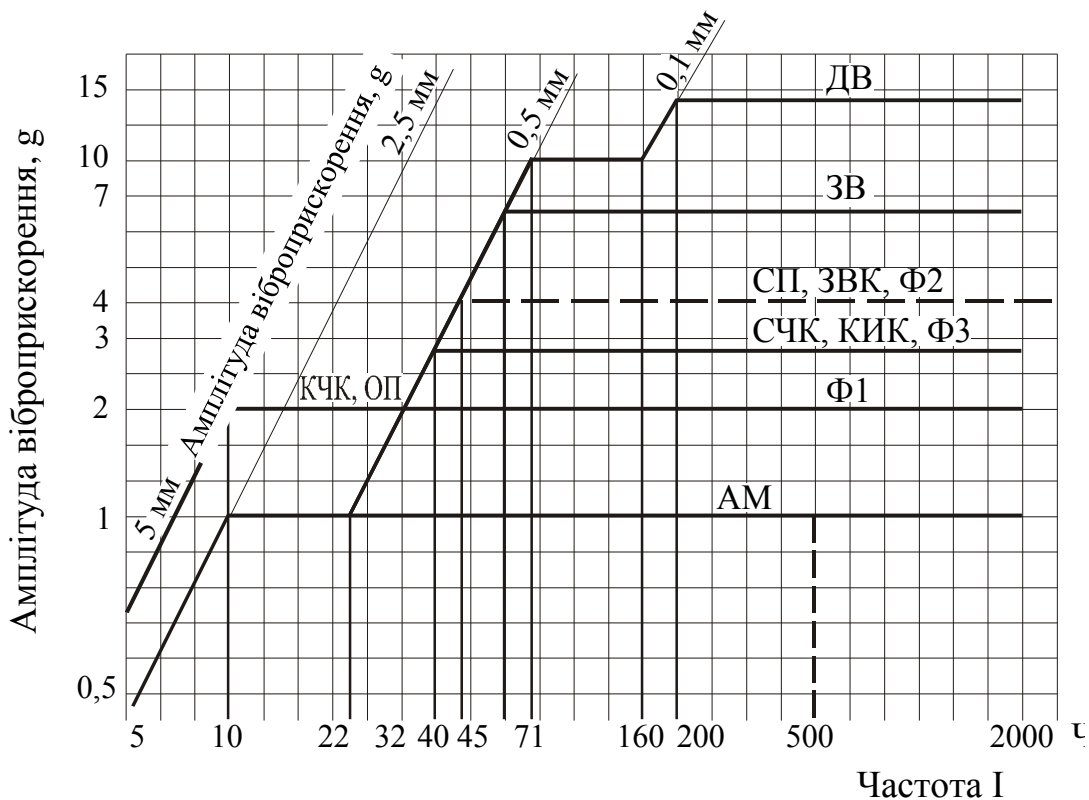


Рисунок 4.3 – Спектр віброприскорення у різних зонах ПРМ

середнього транспортного літака (умовні позначення – на рисунку 4.2)

Температурні цикли практично повторюють цикли за тиском, але через інерційність процесів і застосованого в мережах регулювання мають зазвичай стабільні значення для ділянок трубопроводів.

Як відомо, основним джерелом стисненого повітря для ПРМ є компресор двигуна. Параметри газу, що відбирається, сильно залежать від температури зовнішнього повітря, режиму й висоти польоту. Для двигуна Д-27Т діапазон такий:

за тиском від 0,8 ата до 20 ата;

за температурою від 80°С до 540 °С.

У цьому зв'язку на всіх літаках з такими двигунами використовують двоступеневий відбір, установлюють регулятори тиску й первинний теплообмінний вузол.

Зазвичай за системою відбору повітря підтримуються такі параметри:

– тиск 1,5 ... 5,5 ата;

– температура 150 ... 300 °С.

У цьому ж діапазоні перебувають і параметри повітря, що відбирається від допоміжної силової установки.

Подальше оброблення повітря виконується на установці кондиціонування повітря, за допомогою якої забезпечуються такі параметри:

- тиск 0,1 ... 1,0 ата;
- температура –10 ... 110 °С.

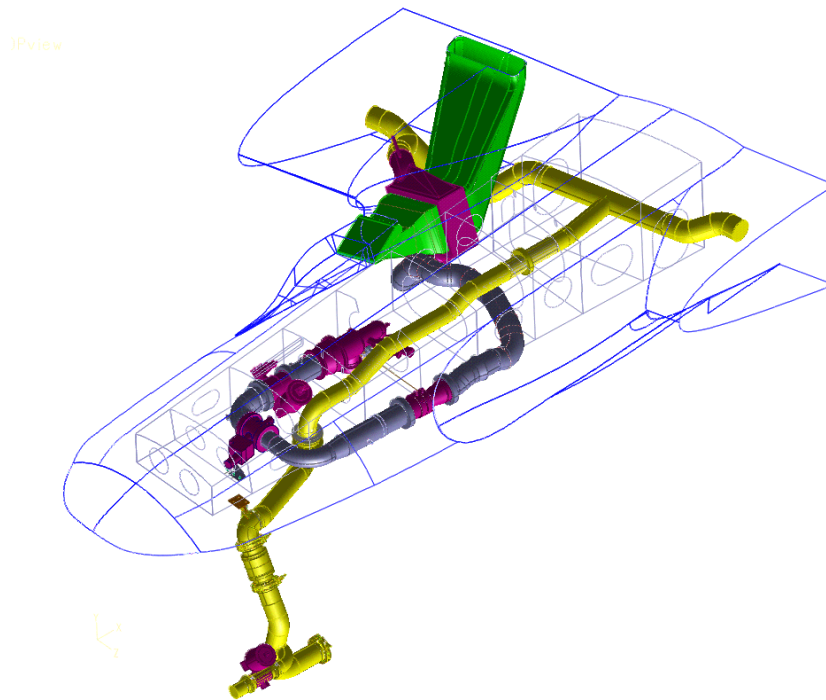
Таким чином, на літаку існують явно виражені три температурні зони й три зони підвищеного тиску по трасі трубопроводів, що значною мірою і визначає вибір використовуваного матеріалу, виходячи з того, що температури застосування матеріалів такі:

- алюміній – до 150...180 °С;
- титан – до 300...350 °С;
- корозійностійкі сталі – до 600...700 °С.

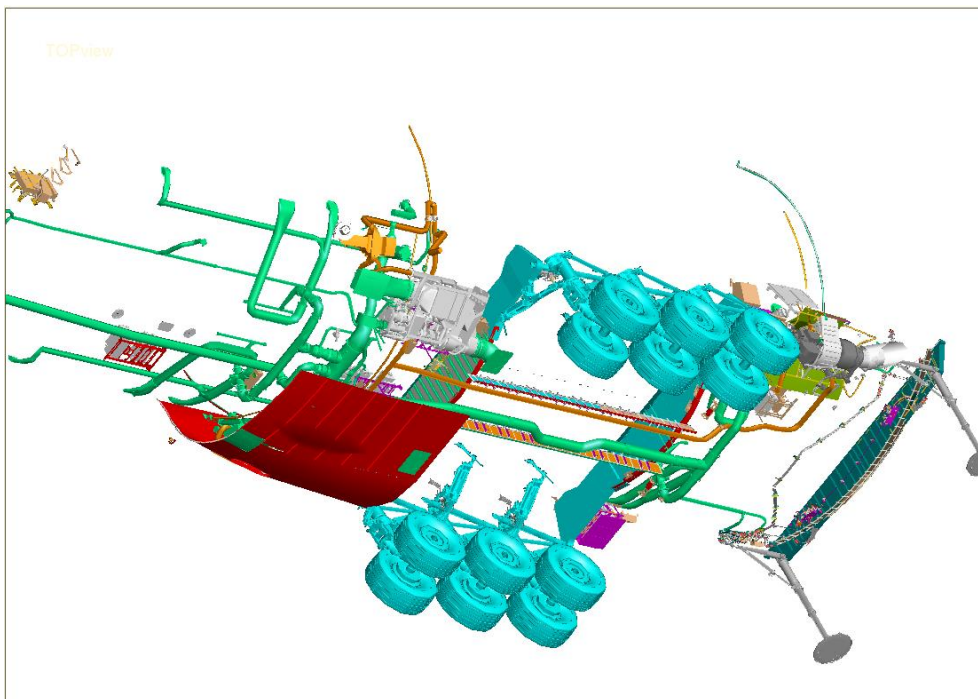
Типи застосовуваних матеріалів і зони їх використання в повітряних трубопровідних мережах наведено в таблиці 4.2, а їх розміщення на борту літака – на рисунку 4.4.

Таблиця 4.2 – Основні конструкційні матеріали, які застосовуються в трубопроводах ПРМ

Матеріал	Мережі	Діапазон робочих температур, ° С	Діапазон робочих надлишкових тисків, МПа
Корозійностійкі сталі			
12Х18Н10Т 17Х16Н6	Відбір повітря від двигуна до первинного вузла охолодження	400...650	0,4...2,5
Титанові сплави			
ПТ-7М ВТ1-0 ОТЧ-1	Від первинного вузла охолодження до установок кондиціонування повітря	150 ... 300	0,15...0,45
Алюмінієві сплави			
АМГ-6 АМГ-2М АМГ-3	Мережі роздачі повітря по кабінах, рециркуляція	–10 ... 110	0,001...0,1
Композиційні матеріали			
Сполучне СП-97	Мережі роздачі повітря по кабінах, рециркуляція	-10...110	0,001...0,1



A



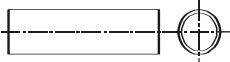
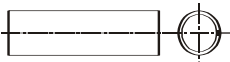
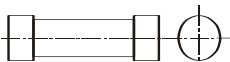

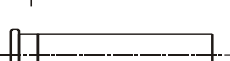
B

— Рисунок 4.4 – Зони використання основних конструкційних матеріалів трубопроводів ПРМ на середньому транспортному літаку (відповідно до принципів схем на рисунках 1.1, 1.2):

- з корозійностійкої сталі; — з титанових сплавів; — з алюмінієвих сплавів; — із ПКМ; — агрегати СКП

При аналізі використання конструкційних матеріалів у трубопроводах ПРМ в аспекті втоми особливу увагу треба звернути на необхідність технологічного виготовлення ділянок трубопроводів (таблиця 4.3), оскільки саме ці особливості впливають на довговічність на втому як окремих елементів, так і мережі в цілому.

Таблиця 4.3 – Технологічні особливості виготовлення ділянок трубопроводів ПРМ

№ п/п	Матеріал	Конструктивне виконання		Метод зварювання	Режим термічної обробки	Інші технологічні особливості
1	Корозійностійкі сталі	1. Суцільно-тягнені ділянки		АрДЕЗ АрДЕЗА	Відпал на повітрі Вакуумний відпал	Піско-струминна обробка
		2. Одношовні труби				
		3. Одношовні розкатані трубопроводи		ТЕС РЕЗ	Відпал у середовищі нейтрального газу	
4. З двох половин						
3	Алюмінієві сплави	5. Поперечний стик виконано: - встик; - внапуск			Без відпалу	

4.2 Методика оцінювання ресурсу трубопровідних мереж повітряних розподільчих мереж

Максимальні навантаження, що діють на трубопроводи в циклі «земля – повітря – земля» (З-В-З) (див. рисунок 4.1), вносять найбільше пошкодження у конструкцію мережі. З урахуванням цього зауваження весь спектр повторюваності навантажень зводимо до максимального значення циклу З-В-З $[P_{0(З-В-З)}]$ за формулою Вейбула

$$N_n = \sum n_i \left[\frac{P_{0i}}{P_{0(З-В-З)}} \right]^m, \quad (4.1)$$

де	N_n	– ресурс мережі з навантаженням циклу З-В-З;
	P_{0i}	– значення навантаження спектра, зведеного до пульсуючого циклу;
	n_i	– повторюваність циклів з амплітудою P_{0i} ;
	m	– коефіцієнт, що визначається за кривою втоми.

Для визначення цього коефіцієнта скористаємося кривою втоми [159], яку можна подати у вигляді залежності

$$N = k(\sigma - \sigma_w)^{-m}, \quad (4.2)$$

- де N – число циклів до руйнування;
 σ – навантаження при якому зразок зруйнується через N циклів;
 σ_w – границя втоми;
 k, m – константи рівняння.

Подамо вираз (4.2) у логарифмічному вигляді:

$$\lg N = \lg k - m \lg(\sigma - \sigma_w). \quad (4.3)$$

Найбільш точно константи k і m можуть бути визначені за реальною кривою втоми, отриманою на основі випробування адекватних зразків в адекватних умовах.

Тому для реалізації запропонованої методики необхідним є одержання конкретних значень k і m для тих матеріалів, які найбільш широко використовуються в трубопроводах ПРМ з урахуванням усіх їх конструктивних і технологічних особливостей.

Для розв'язання настільки складної й масштабної задачі розроблено й реалізовано комплексну програму з дослідження характеристик втоми застосовуваних у ПРМ матеріалів і технологій:

- на плоских зразках вивчалися характеристики втоми матеріалів при робочих температурах для різних типів зварювання, режимів термічної обробки, покриттів, а також вплив на характеристики тривалої міцності масштабного фактора на застосовуваних товщинах і частоті навантажень;

- на трубчастих зразках досліджувалися характеристики втоми розгорнутих трубопроводів і масштабна залежність між характеристиками втоми плоских і трубчастих зразків;

- на зразках трубопроводів проводилися ресурсні випробування за різними варіантами;

- на комплексних стендах виконувалися ресурсні випробування трубопроводів, кріплення, компенсації за конкретною програмою навантажень.

4.3 Дослідження впливу матеріалів, конструктивних форм і технологій на втомну довговічність трубопроводів повітряних роздавальних мереж

Дослідження втомних характеристик проводилося на плоских гладких зразках і зразках зварених з'єднань, а також на кільцевих фрагментах труб з різних

матеріалів: сталі 12X18H10T, технічно чистого титану BT1-0, титанового сплаву ПТ-7М, титанового сплаву ОТЧ-1, композиційного матеріалу СП-97 ДО (склопластику на поліамідній смолі).

Зварені з'єднання виконано аргоно-дуговим (ручним або автоматичним) зварюванням за серійними технологіями НДІАТ. Металеві труби зварено аргоно-дуговим автоматичним зварюванням. Труби – одношовні й розгорнуті. Одношовні труби виготовляють із заготовки відповідної товщини за допомогою згортання в трубну заготовку й зварювання з наступним відпалом звареного шва. Розгорнуті труби із сплаву BT1-0 ($t = 0,8$ мм) отримано з одношовних труб товщиною 1 мм за допомогою розкочування до необхідних розмірів. Технологія виготовлення розгорнутих труб товщиною 0,5 мм відрізняється від описаної вище тим, що розкочування здійснюється у два етапи: спочатку до товщини 0,8 мм із проміжним технологічним відпалом, потім до товщини 0,5 мм зі збереженням на кінцях пасків 0,8 мм.

Труби з композита СП-97 ДО виготовлені за серійною технологією, що застосовується на підприємствах авіаційної промисловості.

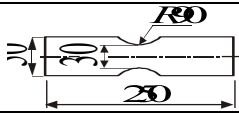
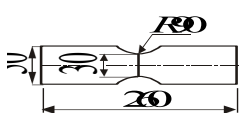
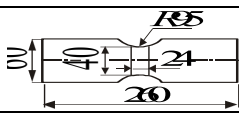
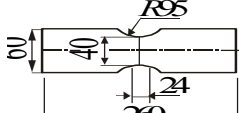
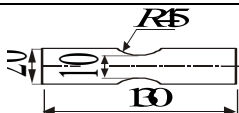
Випробування на втому плоских зразків проводилися: із частотою навантаження 36,7 Гц – на машині УРМ-2000; із частотою 25 Гц – на установці МИР-3; із частотою навантаження 150 Гц – на машині ВЭП-800; кільцевих металевих фрагментів при кімнатній температурі із частотою навантаження 12,5 Гц – на МУП-100, а кільцевих металевих елементів при підвищеній температурі й елементів з композиційних матеріалів з тією ж частотою навантаження – на установці MTS-10.

Контроль і реєстрацію температури на зразках здійснювали автоматичним потенціометром КСП-4 і термопарою типу ТХК із основною зведеною похибкою показань 0,25 %.

4.3.1 Характеристики втоми гладких зразків і зварених з'єднань, виконаних зі сталі 12X18H10T

Випробування на втоми здійснювалися на зразках, поданих у таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Параметри зразків зі сталі 12X18H10T

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N=10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
Сталь 12X18H10T									
1		1	–	–	20	–	386	323	
2		1			440	443	350	300	
3		1	АрДЕЗА		20		266	156	
4		1	АрДЕЗ	Відпал	20		233	140	
5		1	АрДЕЗА	Відпал	440	283	206	156	
6		1	АрДЕЗ	Відпал	440	253	176	140	
7		1			300	320	315		
8		0,5			300	380	320	293	
9		1	АрДЕЗА		300	336	263	246	
10		1	АрДЕЗ		300	320	170	146	
11		0,5	АрДЕЗА		300	290	180	143	
12		0,5	АрДЕЗ		300	190	120	100	
13	- // - // -	1			20	318	268	241	*
14		1			20	305	268	241	**
15		1			20				*
16		1			20				**

Примітки. * – піскоструминна обробка поверхні після зварювання;

** – піскоструминна обробка поверхні до й після зварювання.

Програмою випробувань цих зразків передбачалося:

1. Одержання характеристик втоми гладких і зварених зразків з'єднань, виконаних ручним й автоматичним зварюванням, при кімнатній й підвищеній (440 °С) температурах.
2. Оцінювання характеристик втоми основного матеріалу і зварених з'єднань при температурі 300 °С.
3. Вивчення опору втоми аналогічних п. 2 зразків, виготовлених з матеріалу

меншої товщини (лист товщиною 0,5 мм).

4. Оцінювання впливу піскоструминної обробки поверхні після зварювання і піскоструминної обробки поверхні до і після зварювання на характеристики втоми зразків зварених з'єднань, виконаних ручним зварюванням.

5. Визначення впливу високої частоти навантажень на характеристики втоми зразків зварених з'єднань із піскоструминною обробкою поверхонь за вказаними вище (п. 4) варіантами.

Результати цих досліджень подано на рис. 4.5 – 4.11 і в таблиці 4.5.

Таблиця 4.5 – Вплив товщини стінки на границю втоми

Вид зразків	σ_w (МПа) при товщині	
	0,5 мм	1,0 мм
Гладкі	290	310
Зварені з АрДЕЗ(А)	140	215
Зварені з АрДЕЗ	90	145

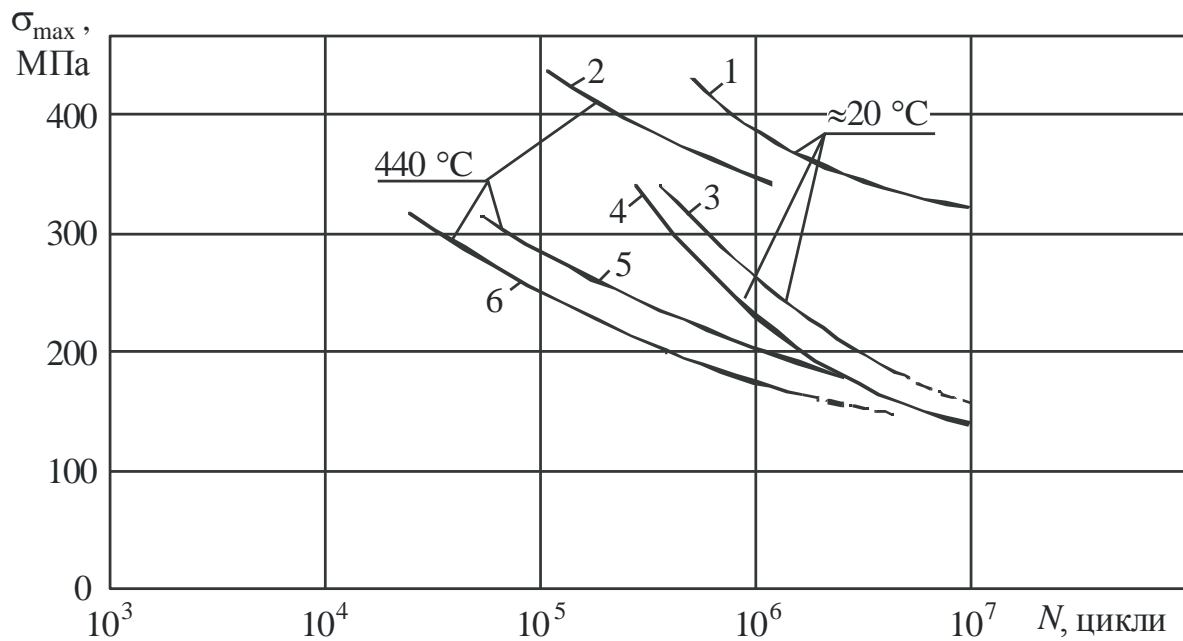


Рисунок 4.5 – Криві втоми гладких зразків (1, 2) і зразків зварених з'єднань зі сталі 12X18H10T, виконаних автоматичним (3, 5) і ручним (4, 6) зварюванням

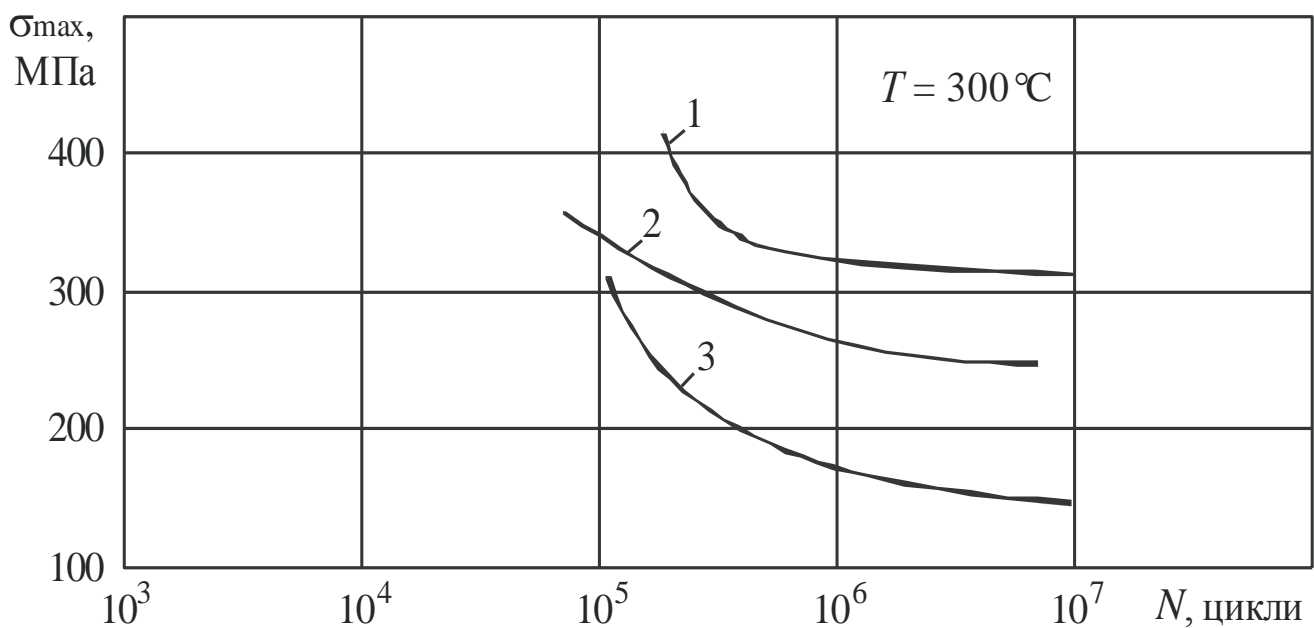


Рисунок 4.6 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань зі сталі 12X18H10T (лист товщиною 1,0 мм), виконаних автоматичним (2) і ручним (3) зварюванням

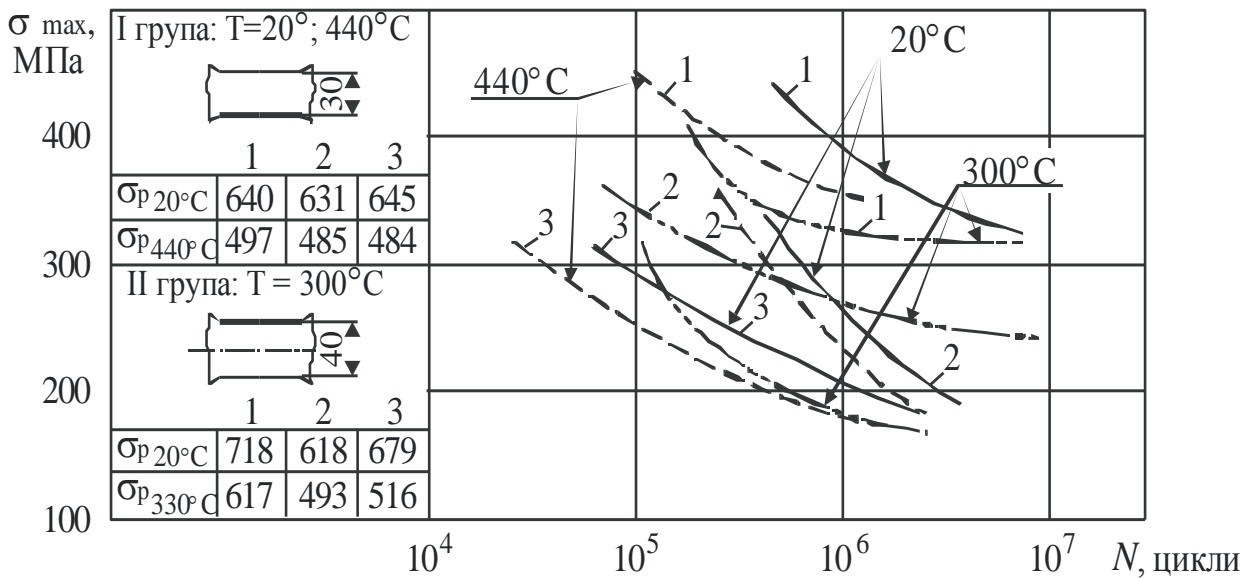


Рисунок 4.7 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань зі сталі 12X18H10T (лист товщиною 1,0 мм), виконаних автоматичним (2) і ручним (3) зварюванням, при кімнатній та підвищеній температурах

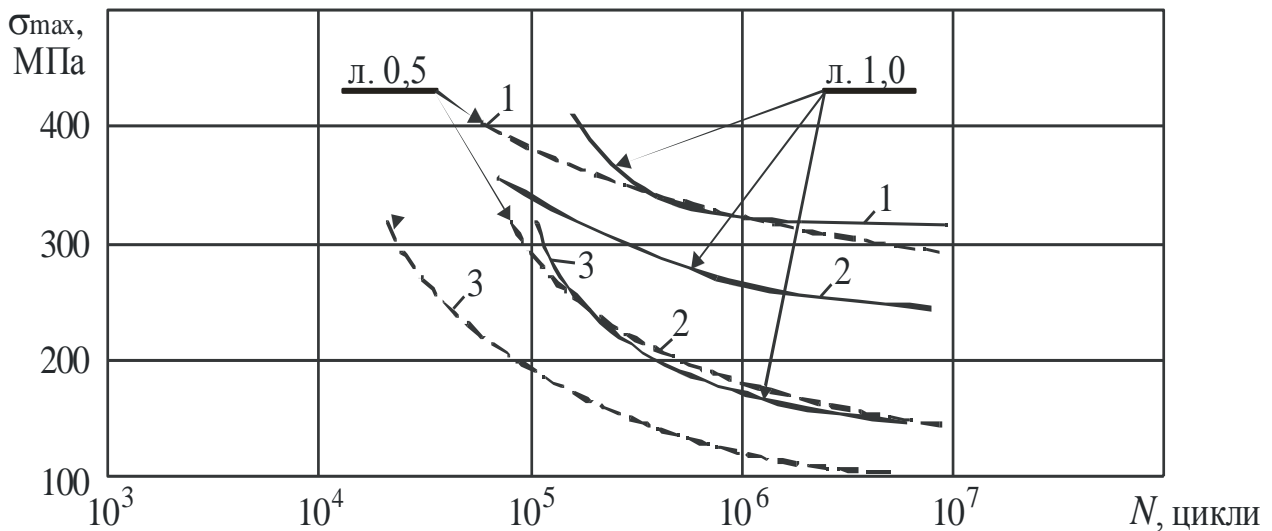


Рисунок 4.8 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань зі сталі 12X18H10T (листи товщиною 1,0 і 0,5 мм), виконаних АрДЕЗА (2) і АрДЕЗ (3), при температурі 300 °С

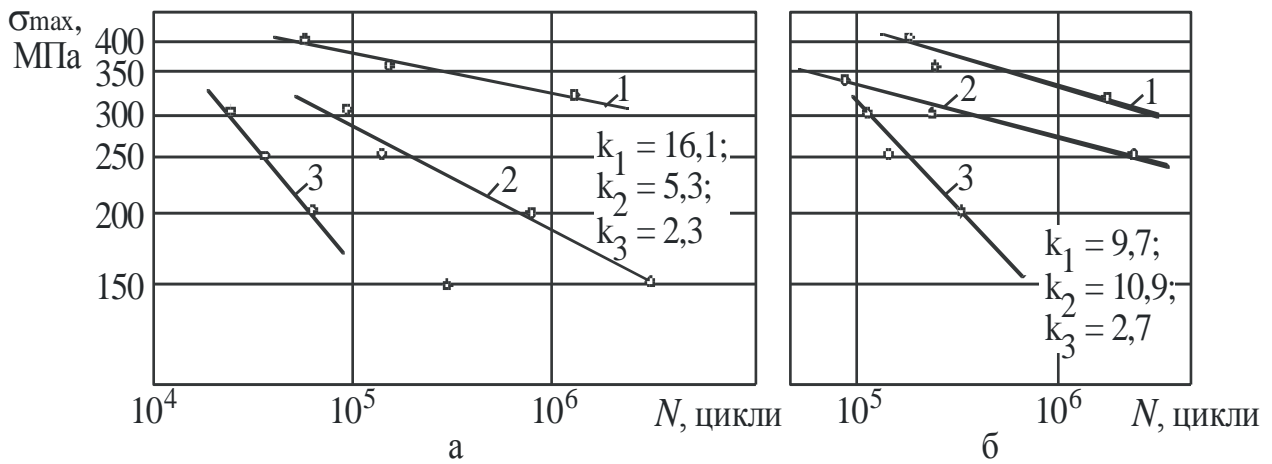


Рисунок 4.9 – Криві втоми у подвійних логарифмічних координатах гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань зі сталі 12X18H10T (лист товщиною 0,5 мм (а) і 1,0 мм (б)), виконаних АрДЕЗА (2) і АрДЕЗ (3), при температурі 300 °С

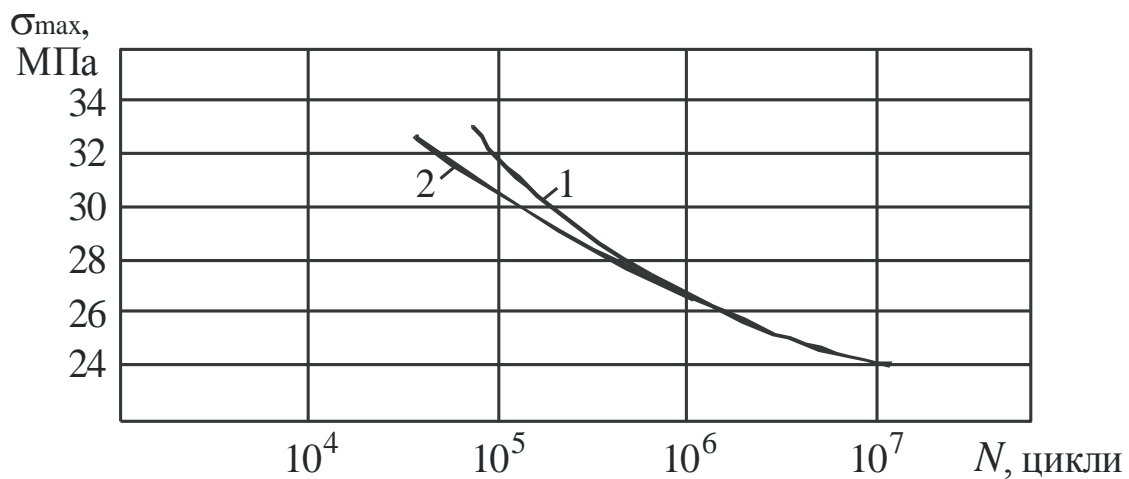


Рисунок 4.10 – Криві втоми зразків звареного з'єднання зі сталі 12X18H10T (лист товщиною 1,0 мм) з піскоструминною обробкою поверхні: після зварювання (1), до і після зварювання (2), при кімнатній температурі

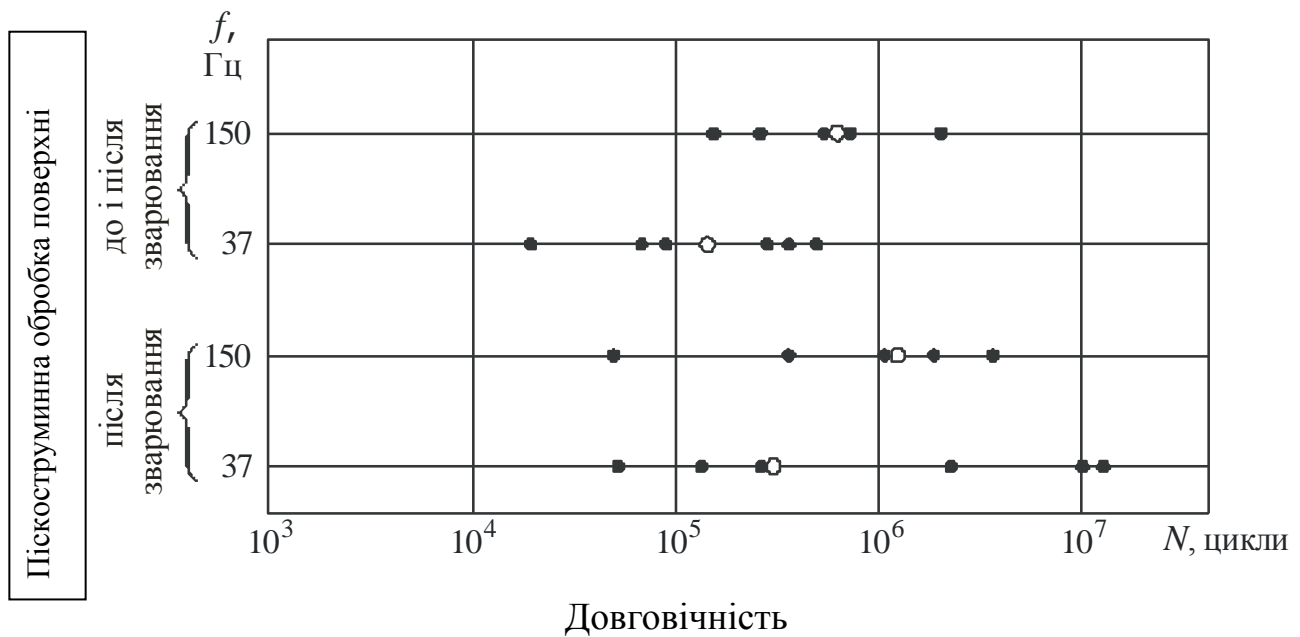


Рисунок 4.11 – Вплив частоти навантажень на втоми зразків звареного з'єднання зі сталі 12X18H10T (лист товщиною 1,0 мм)
при $\sigma_{\max} = 300$ МПа
(за медіанним значенням)

За результатами випробувань зразків з корозійностійкої сталі 12X18H10T можна зробити такі висновки:

1. Отримано межі втоми гладких зразків і зварених з'єднань при кімнатній та підвищеній температурах, у тому числі й при малих товщинах листа 1,0 і 0,5 мм.

2. При випробуванні на однаковому рівні напруження опір втоми (N) гладких зразків вище опору втоми

зразків звареного з'єднання. При кімнатній температурі умовна границя втоми на базі 10^7 циклів гладких зразків – приблизно 330 МПа, зразків зварених з'єднань, виконаних АрДЕЗА, – приблизно 160 МПа, а з'єднань, виконаних АрДЕЗ, - приблизно 130...140 МПа.

3. Опір втоми зразків при температурі 440 °С нижче, ніж при кімнатній температурі.

При температурі 440 °С довговічність на заданій базі випробувань отримана при менших напруженнях, ніж при кімнатній температурі, зокрема, при

$N = 10^7$ циклів зниження величини становить 19...22 %, при $N = 10^6$ циклів – приблизно до 6 %.

4. При випробуванні на однакових рівнях напруження в дослідженому діапазоні напружень ($\sigma_{\max} = 140...300$ МПа) при кімнатній та підвищених температурах опір утоми зварених з'єднань, виконаних автоматичним зварюванням, в 1,1...4,0 рази більше, ніж з'єднань, виконаних ручним зварюванням. При ручному зварюванні отримано довговічність на втому 10^6 циклів при напруженнях, на 15...17 % менших, ніж при автоматичному зварюванні, для довговічності 10^7 циклів зниження величини напруження становить приблизно 7 %.

5. При температурах 20 і 300 °С статична міцність зразків зварених з'єднань із матеріалів товщиною 1,0 і 0,5 мм приблизно однакова (відмінність в 1,1 раза).

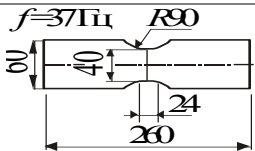
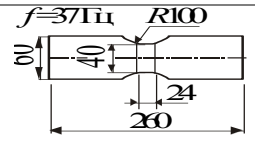
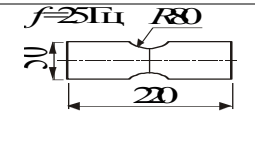
При температурі 300 °С опір утоми гладких зразків і зразків зварених з'єднань товщиною 1,0 мм вище, ніж зразків товщиною 0,5 мм. Умовні межі втоми на базі 10^7 циклів наведено в таблиці 4.5.

6. Піскоструминна обробка поверхні після зварювання до й після зварювання не виявляє впливу на статичну міцність зразків.

Довговічність на втому двох партій зразків приблизно однакова (смуги розкиду довговічності на втому зразків з піскоструминною обробкою на всіх режимах навантажень частково або повністю перекриваються).

7. При випробуванні на рівні $\sigma_{\max} = 300$ МПа довговічність на втому зразків (N) при навантаженні з частотою 150 Гц більш ніж в 4 рази перевищує довговічність зразків, отриману при частоті 36,7 Гц.

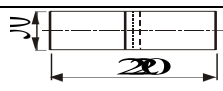

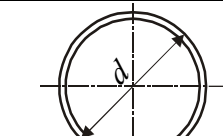
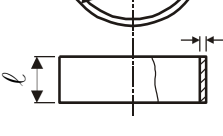

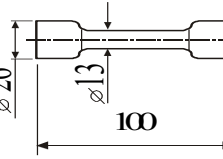

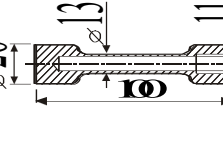
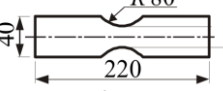
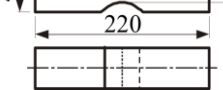
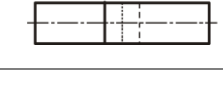
Таблиця 4.6 – Параметри зразків з технічно чистого титану ВТ1-0

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
1		1			300		198	182	
2		0,5			300	185	142	114	
3		1	АрДЕЗА		300		266	156	
4		1	АрДЕЗ		300		233	140	
5		0,5	АрДЕЗА		300		206	156	
6		0,5	АрДЕЗ		300	150	176	140	
7		0,8	АрДЕЗ	Відпал вакуумний	20	82	60	40	
8		0,8	АрДЕЗ	Відпал в аргоні	20	120	73	45	
9		0,8	АрДЕЗ	Відпал на повітрі	20	82	58	35	
10		0,8	АрДЕЗ	Без відпалу	20	100	65	40	
11		0,8	АрДЕЗА	Відпал вакуумний	20	220	170	132	
12		- « -	0,8	АрДЕЗ А	Відпал в аргоні	20	235	190	160
13		0,8	АрДЕЗ А	Відпал на повітрі	20	230	190	150	

Продовження таблиці 4.6

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
14	- « -	0,8	АрДЕЗА	Без відпалу	20	230	195	155	
15		0,8	АрДЕЗ	Відпал вакуумний	250	80	55	35	
16		0,8	АрДЕЗ	Відпал в аргоні	250	95	58	36	
17		0,8	АрДЕЗ	Відпал на повітрі	250	73	42	28	
18		0,8	АрДЕЗ	Без відпалу	250	90	55	36	
19		- « -	0,8	АрДЕЗ А	Відпал вакуумний	250	215	162	128
20	0,8		АрДЕЗ А	Відпал в аргоні	250	205	150	115	
21	0,8		АрДЕЗ А	Відпал на повітрі	250	200	152	110	
22	0,8		АрДЕЗ А	Без відпалу	250	208	155	115	
19	- « -	0,8	АрДЕЗА	Відпал вакуумний	250	215	162	128	
20		0,8	АрДЕЗА	Відпал в аргоні	250	205	150	115	
21		0,8	АрДЕЗА	Відпал на повітрі	250	200	152	110	
22		0,8	АрДЕЗА	Без відпалу	250	208	155	115	

Продовження таблиці 4.6

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
23		0,8	ТЕЗ		20	180	95	45	
24		0,8	ТЕЗ		250	140	88	45	
25		d 63; t=0,5; l=30	Розгорнуті кільця		20	330	142	100	
26		d 100; t=0,8; l=30	Одношовні кільця		20	245	160	120	
27		d 100; t=0,8; l=30	Розгорнуті кільця		300	205	124	114	
28					20	540	460	440	Навантаження – симетричний плоский згин
29					20	440	405	370	Навантаження – круговий згин
30					20	520	456	440	Згин з тиском $\sigma_{max} = 0,25\sigma_B$
31		0,8			20	380	225	185	
32		0,8			300	255	210	173	
33		0,8	РЕЗ		20	50	20	10	

За результатами цих випробувань криві втоми, показано на рисунках 4.12 – 4.18.

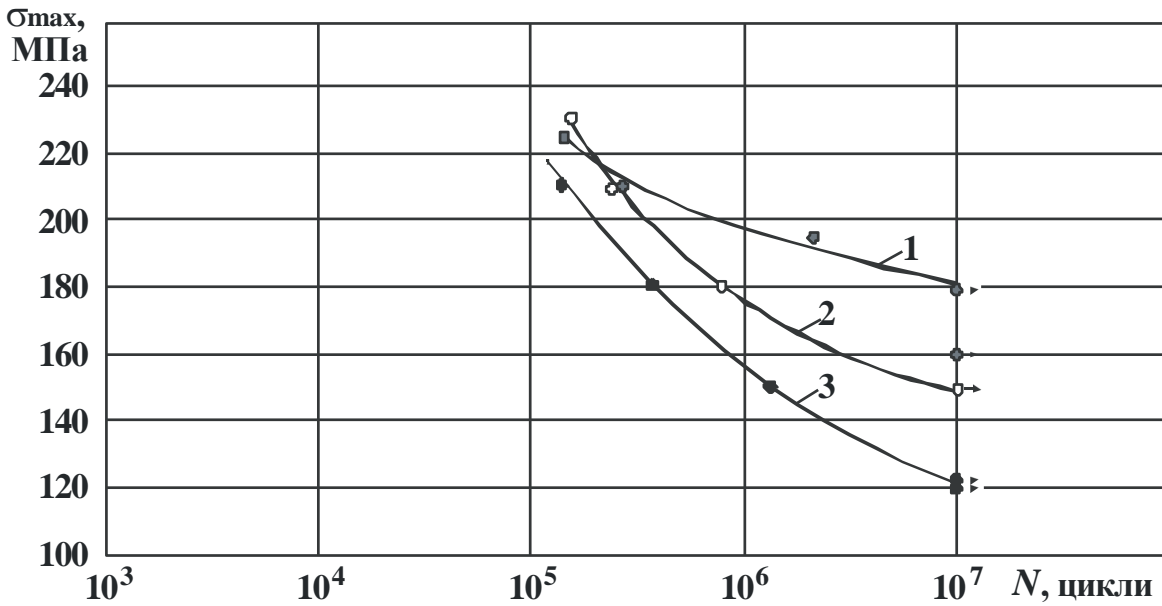


Рисунок 4.12 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань з титанового сплаву VT1-0 (лист 1,0 мм), виконаних АрДЕЗА (2) і АрДЕЗ (3), при температурі 300 °С

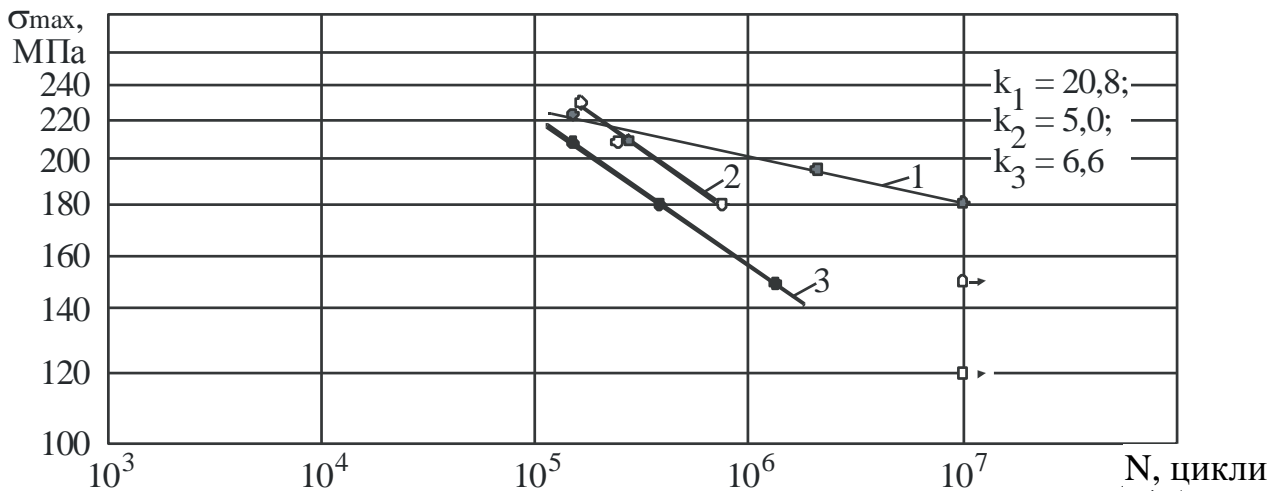


Рисунок 4.13 – Криві втоми у подвійних логарифмічних координатах гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань з титанового сплаву VT1-0 (лист товщиною 1,0 мм), виконаних АрДЕЗА (2) і АрДЕЗ (3), при температурі 300 °С

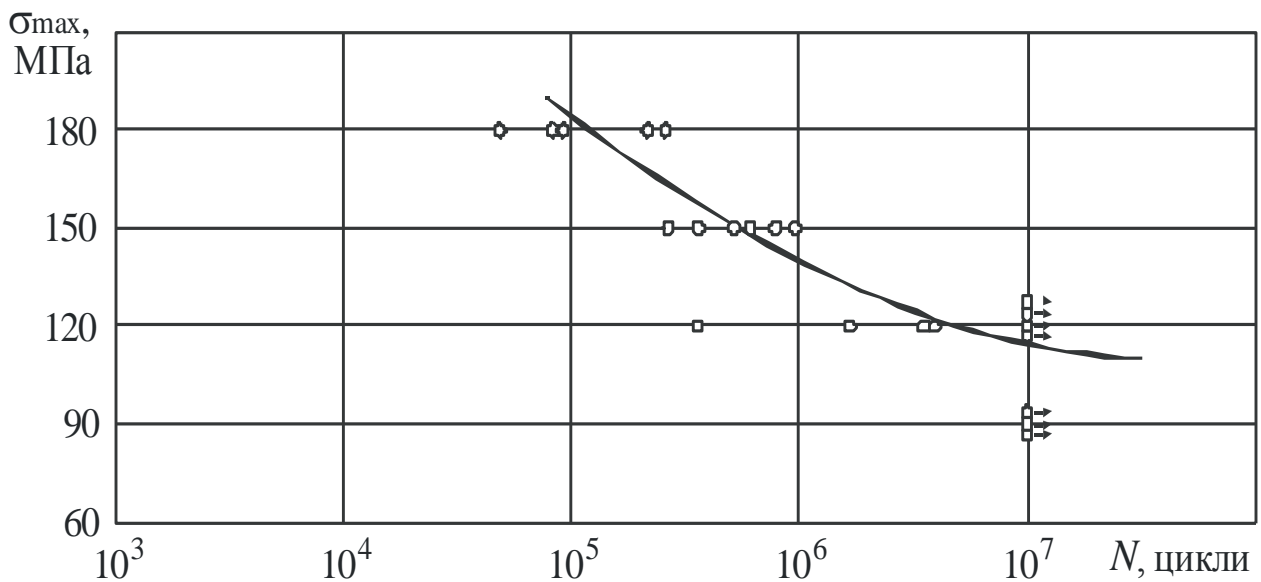


Рисунок 4.14 – Криві втоми гладких зразків з титанового сплаву ВТ1-0 (лист товщиною 0,5 мм) при температурі 300 °С

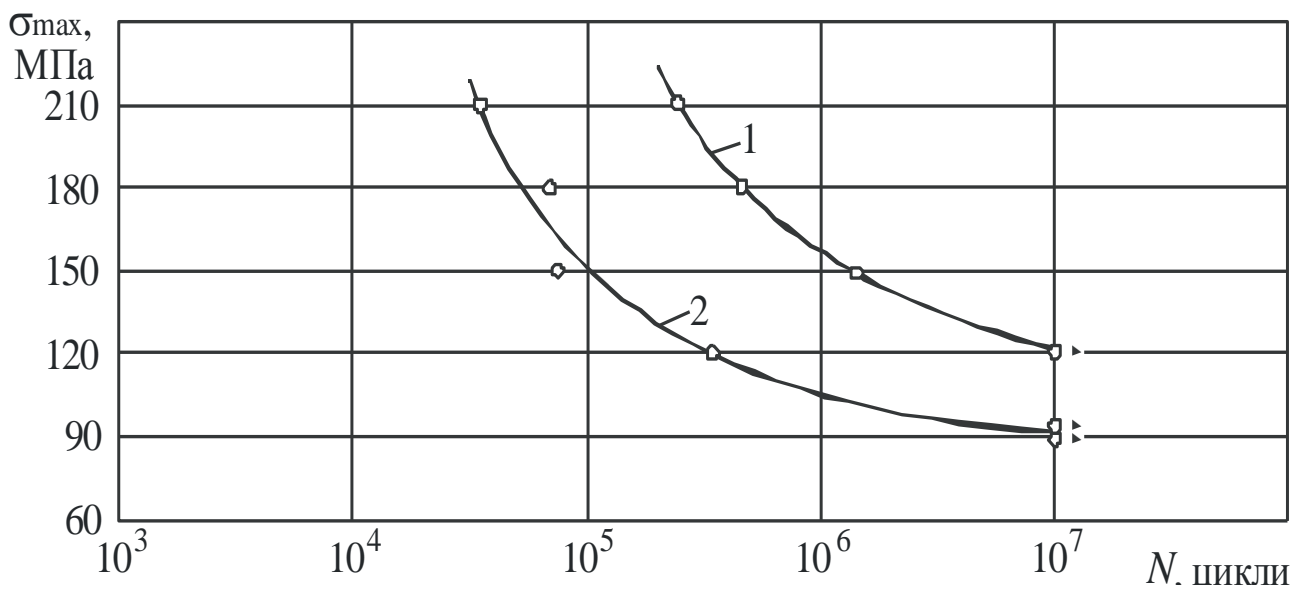


Рисунок 4.15 – Криві втоми зразків зварених з'єднань з титанового сплаву ВТ1-0 (лист товщиною 0,5 мм), виконаних АрДЕЗА (1) і АрДЕЗ (2), при температурі 300 °С

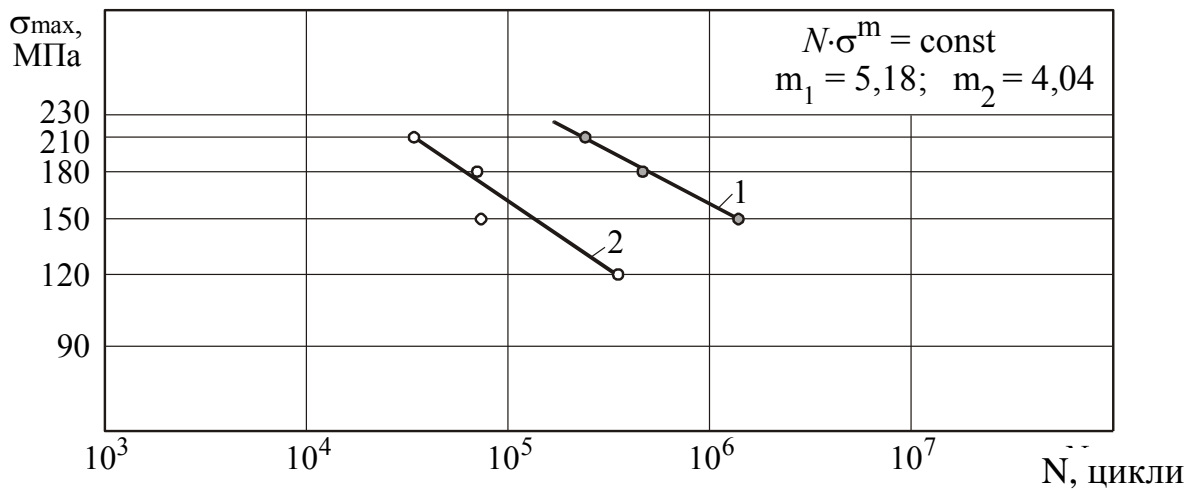


Рисунок 4.16 – Криві втоми зразків зварених з'єднань з титанового сплаву ВТ1-0 (лист товщиною 0,5 мм), виконаних АрДЕЗА (1) і АрДЕЗ (2), при температурі 300 °С

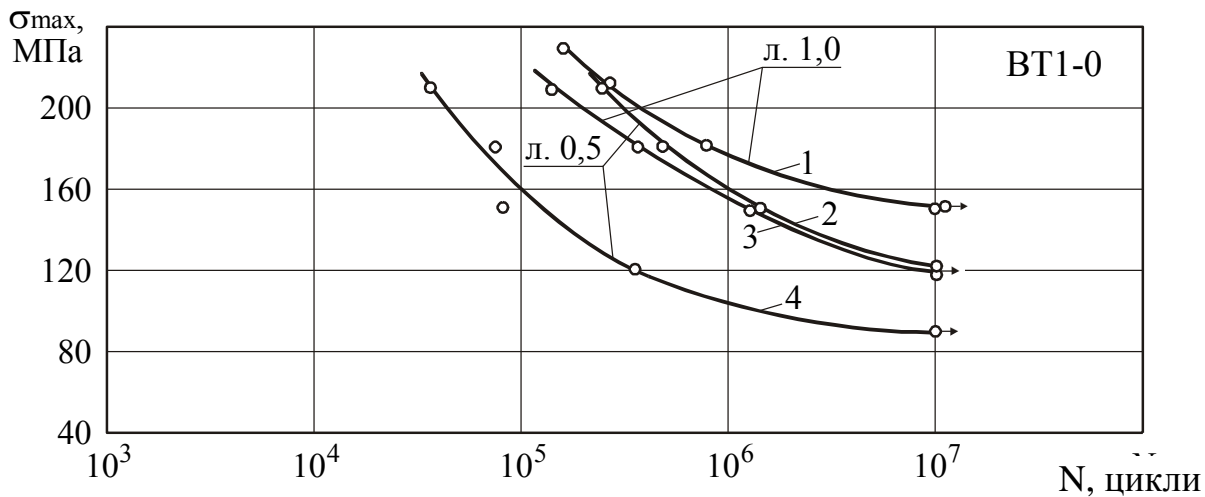


Рисунок 4.17 – Криві втоми зразків зварених з'єднань з титанового сплаву ВТ1-0 (1, 3 - лист товщиною 1,0 мм; 2, 4 – лист товщиною 0,5 мм), виконаних АрДЕЗА (1, 3) і АрДЕЗ (2, 4), при температурі 300 °С

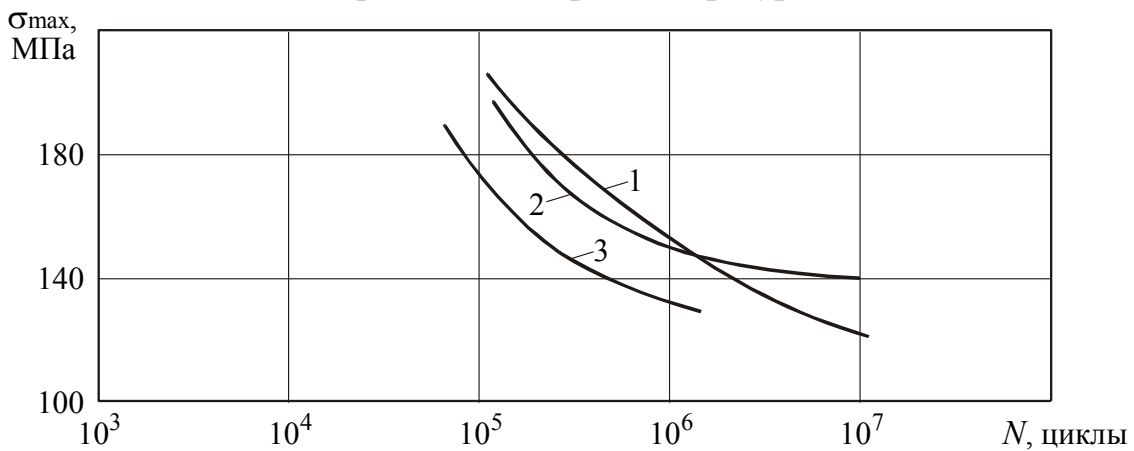


Рисунок 4.18 – Криві втоми розгорнутих кілець $d = 63, t = 0,5$ мм (1), $d = 100, t = 0,5$ мм (2) і одношовних кілець (3) $d = 100, t = 0,8$ мм з титанового сплаву ВТ1-0

4.3.2 Характеристики на втому плоских і трубчастих зразків з технічно чистого титану VT1-0

Випробуванням піддавали зразки, параметри яких подано в таблиці 4.6. Аналізуючи отримані результати, можна зробити такі висновки:

1. Опір втоми зварених з'єднань при температурі випробувань 300 °С значно нижче опору втоми основного матеріалу. Наприклад, якщо в зразків товщиною 1,0 мм при $\sigma_{max} = 210$ МПа довговічність зразків з АрДЕЗА й АрДЕЗ у 2,2 і 3,9 раза менше довговічності гладких зразків, то при $\sigma_{max} = 180$ МПа ця відмінність перевищує порядок.

Умовні межі втоми на базі 10^7 циклів наведено в таблиці 4.7.

Таблиця 4.7 – Умовні межі втоми на базі 10^7 циклів

Тип зразка	Товщина, мм	σ_w , МПа
Гладкі	1,0	185
	0,5	
З АрДЕЗА	1,0	150
	0,5	120
З АрДЕЗ	1,0	120
	0,5	90

2. Визначено коефіцієнти рівняння (4.7) для лінійних ділянок кривих втоми в подвійних логарифмічних координатах (таблиця 4.8).

Таблиця 4.8 – Значення коефіцієнтів k

Вид зразка	Інтервал σ_{max} , МПа	k
Зразки (лист товщиною 1,0 мм)	180...230	20,8
	180...230	5,0
	150...210	6,6...6,8
	150...210	
Зразки (лист товщиною 0,5 мм)	150...210	5,18
	120...210	4,8
	120...210	

3. Опір втоми зварених з'єднань, виконаних РЕЗ і ТЕЗ, надзвичайно низький й нижче опору втоми основного матеріалу в 6...10 разів.

4. Результати випробувань зварених з'єднань для різних варіантів термічної обробки показали, що помітного впливу на втомну довговічність зразків режим термічної обробки не виявляє, що може пояснюватися високим ступенем концентрації напружень, яку спричиняє зварний шов.

5. Утомні характеристики матеріалу при випробуваннях на циліндричних зразках при плоскому згинанні вище, ніж на плоских зразках при пульсуючому навантаженні на розтягнення-стиснення.

6. Утомна міцність досліджуваних матеріалів при круговому згинанні суттєво нижче, ніж при плоскому.

7. Утомна міцність не знижується у зазначеному діапазоні двовісних статичних напружень розтягнення.

8. У дослідженому діапазоні напружень $\sigma_{\max} = 140...200$ МПа однакова база випробувань на довговічність для одношовних кілець $d = 100$ мм, $t = 0,8$ мм досягається при напруженнях на 40 МПа більших, ніж для розгорнутих. Умовна границя втоми (10^7 циклів) одношовних труб становить 140 МПа, розгорнутих кілець $d = 63$ мм, $t = 0,5$ мм 120...130 МПа.

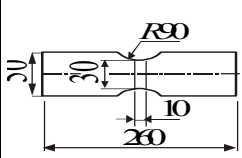
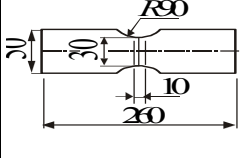
4.3.3 Утомні характеристики плоских і трубчастих розгорнутих зразків з титанового сплаву ПТ-7М

Утомних випробувань зазнали плоскі гладкі зразки зварених з'єднань товщиною 1,0 мм (таблиця 4.9), виконаних аргоно-дуговим ручним й автоматичним зварюванням з відпалом і без відпалу, за кімнатної й підвищеної (300 °С) температур.

Досліджено характеристики міцності трубчастих розгорнутих зразків (кілець $d_y = 63$ мм) з товщиною стінки 0,5 мм за тих же робочих температур, вивчено вплив масштабного фактора ($d_y = 63$ і 100 мм) на опір втоми зразків.

Результати випробувань на втому зразків подібно на рис. 4.19–4.25.

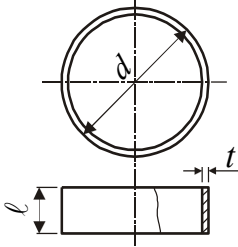
Таблиця 4.9 – Параметри зразків з титанового сплаву ПТ-7М

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
1		1			20	456	340		
2		1			300	340	318	310	
3		1	АрДЕЗА	Без відпалу	20	340	290	248	
4		1	АрДЕЗА	Відпал	20		290	240	
5		1	АрДЕЗ	Без відпалу	20		180	128	

Продовження таблиці 4.9

№ п/п	Тип зразка	Тов- щина	Тип зварю- вання	Тер- мічна оброб- ка	Темпе- ратура випро- бувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			При- мітки
						10^5	10^6	10^7	
6		1	АрДЕЗ	Відпал	20	266	150	125	
7		1	АрДЕЗ А	Без відпалу	300	250	218	182	
8		1	АрДЕЗ А	Відпал	300	276	211		
9		1	АрДЕЗ	Без відпалу	300		186	120	
10		1	АрДЕЗ	Відпал	300	300	166	125	

Продовження таблиці 4.9

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N = 10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
11		d 63; t=0,5; l=30	Розгорнуті кільця		20	330	145	100	
12		d 100; t=0,5; l=30	Розгорнуті кільця		20	245	158	120	
13		d 63; t=0,5; l=30	Розгорнуті кільця		300	206	124	114	

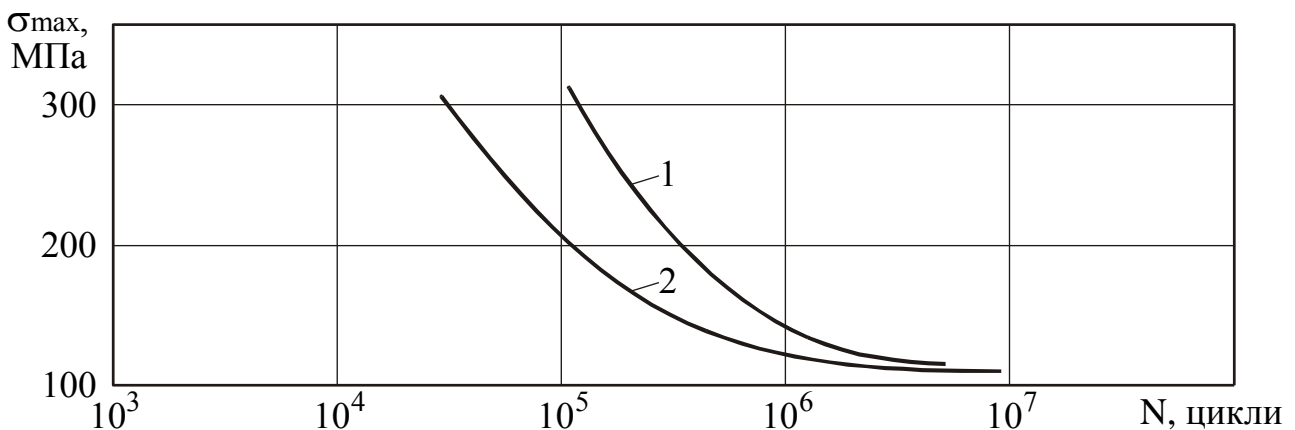


Рисунок 4.19 – Криві втоми кільцевих зразків $d = 63$ мм товщиною 0,5 мм з титанового сплаву ПТ-7М за температур 20 °С (1) і 300 °С (2)

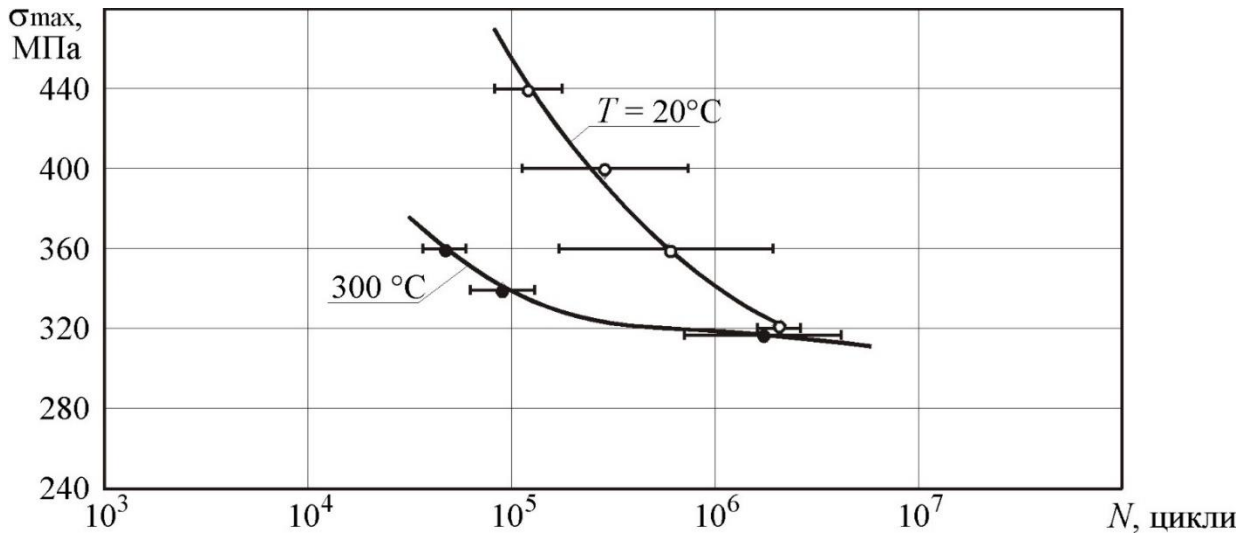


Рисунок 4.20 – Криві втоми гладких зразків з титанового сплаву ПТ-7М

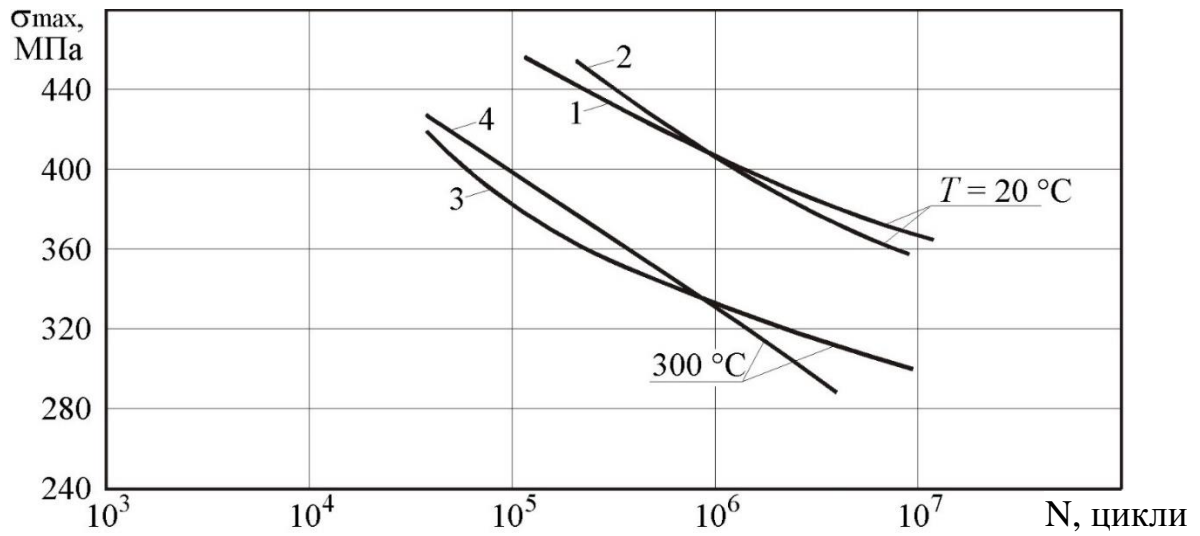


Рисунок 4.21 – Криві втоми гладких зразків з титанового сплаву ПТ-7М, виконаних автоматичним зварюванням без відпалу (1, 3) і з відпалом (2, 4)

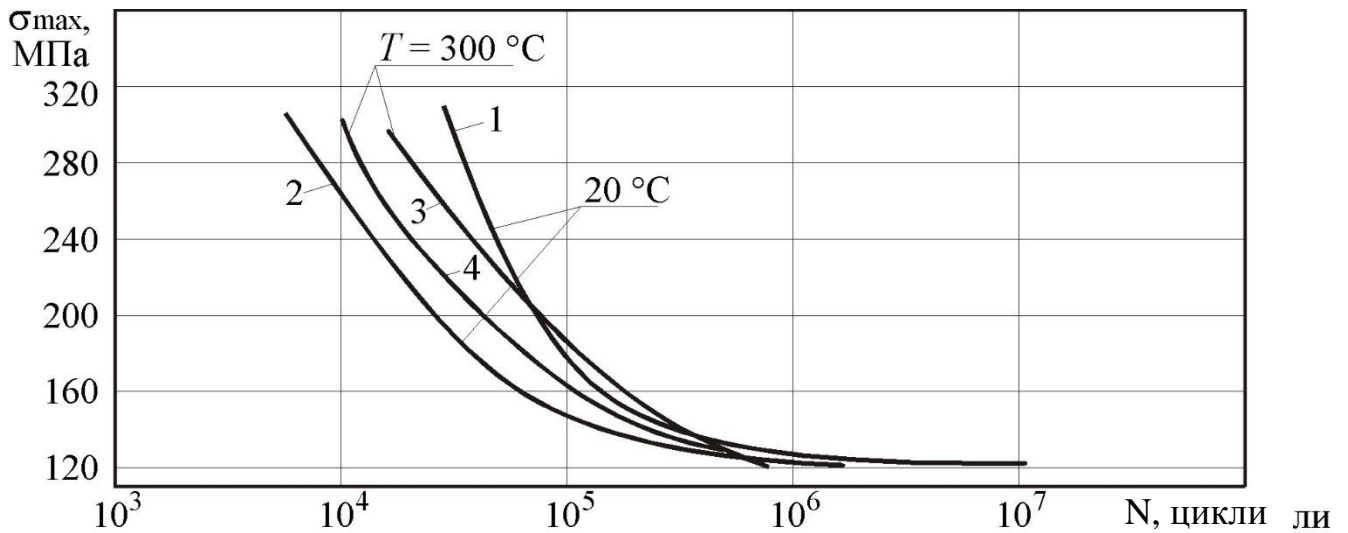


Рисунок 4.22 – Криві втоми зразків з титанового сплаву ПТ-7М, виконаних ручним зварюванням без відпалу (1, 3) і з відпалом (2, 4)

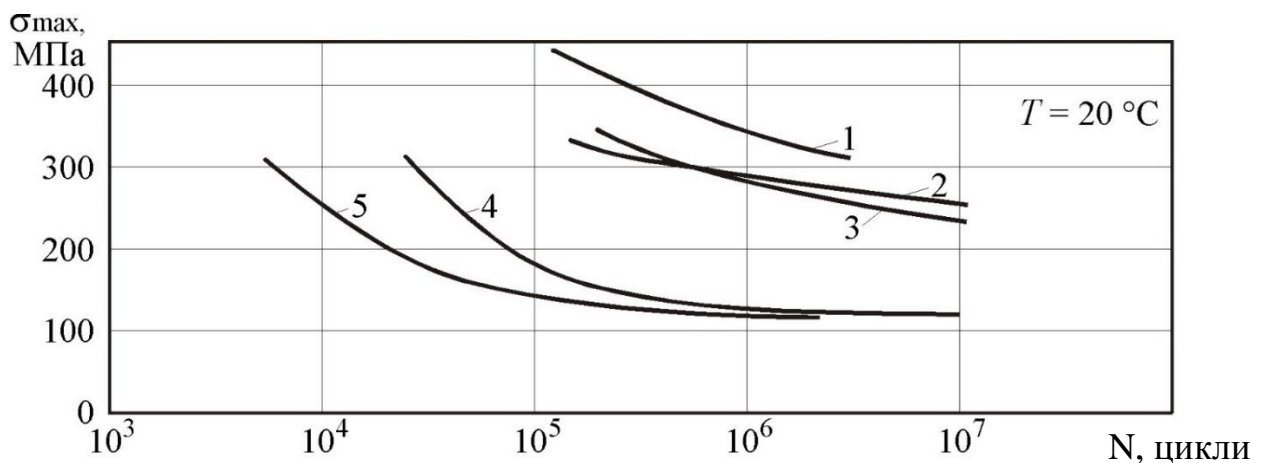


Рисунок 4.23 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань з титанового сплаву ПТ-7М, виконаних автоматичним зварюванням без відпалу (2) і з відпалом (3), ручним зварюванням без відпалу (4) і з відпалом (5)

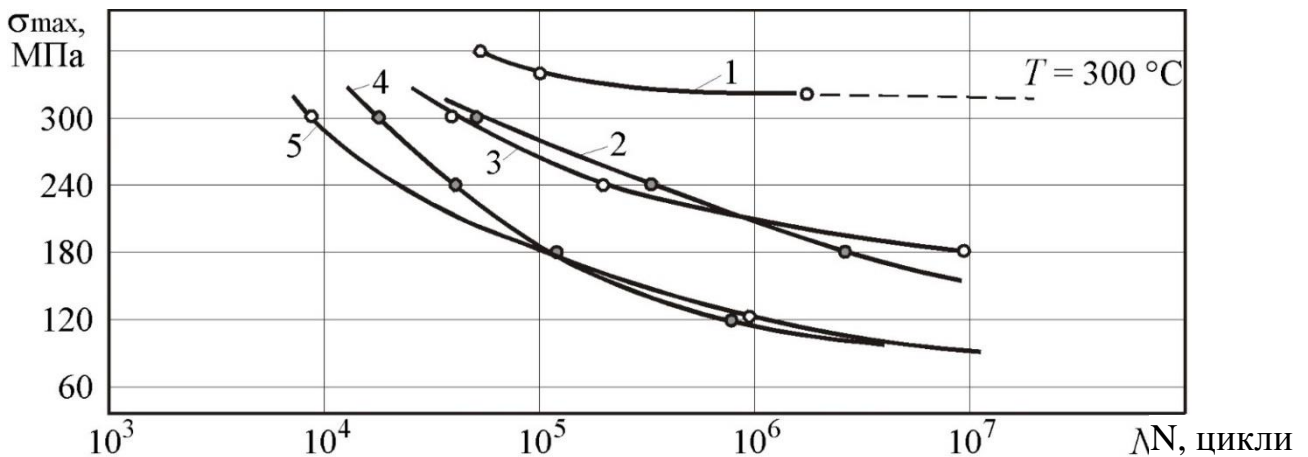


Рисунок 4.24 – Криві втоми гладких зразків (1) і зразків зварених з'єднань з титанового сплаву ПТ-7М, виконаних автоматичним зварюванням без відпалу (2) і з відпалом (3); ручним зварюванням без відпалу (4) і з відпалом (5)

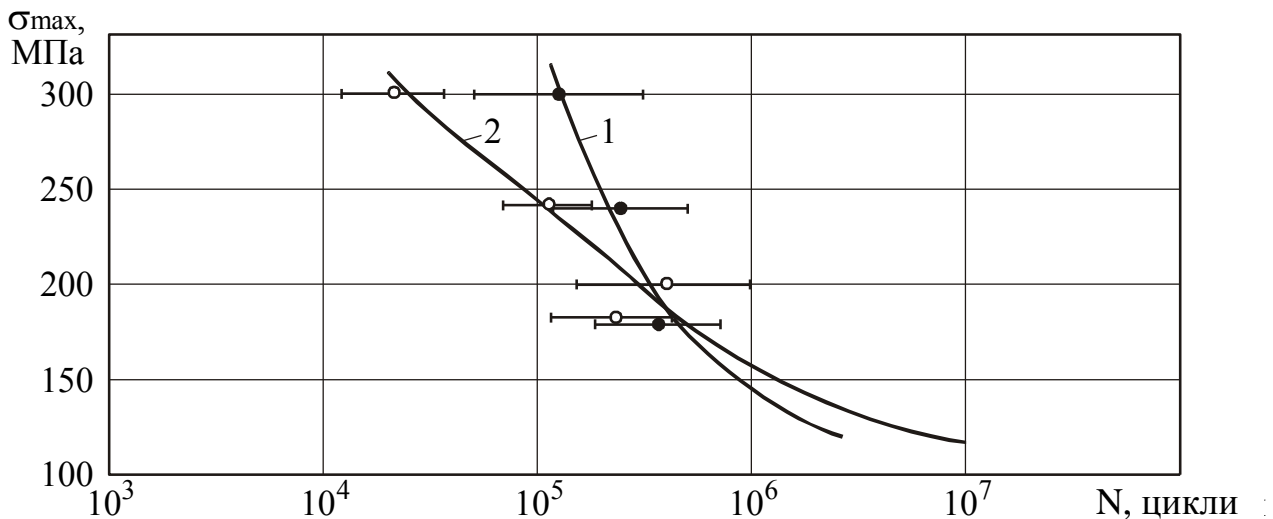


Рисунок 4.25 – Криві втоми кільцевих зразків $d_y=63$ (1) і $d_y=100$ мм (2) з титанового сплаву ПТ-7М за температури $20\text{ }^\circ\text{C}$

Результати випробувань на втому, подані на рисунках 4.19 – 4.25, дозволяють зробити такі висновки:

1. Опір втоми гладких зразків вище опору втоми зварених з'єднань. Автоматичне зварювання (порівняно з ручним) підвищує втомну довговічність (\bar{N}) на порядок і більше залежно від рівня навантаження.

Напруження, при яких відбувається руйнування на базі випробувань $10^6 \dots 10^7$ циклів, для гладких зразків вище, ніж для зразків зварених з'єднань з

АрДЕЗА – на 16...18 %, АрДЕЗ – на 62...65 % за температури 20 °С; зразків з АрДЕЗА – на 30 % і більше, АрДЕЗ – на 60 % за температури 300 °С.

Приблизні умовні границі втоми на базі 10^7 циклів зразків зварених з'єднань без відпалу подано в таблиці 4.10.

Таблиця 4.10 – Границі втоми зразків

Вид зварювання	σ_w , МПа	
	за $T = 20$ °С	за $T = 300$ °С
АрДЕЗА	250	180
АрДЕЗ	120	90

2. За температур випробувань 20 °С і 300 °С у дослідженому інтервалі напружень $\sigma_{\max} = 120...320$ МПа відпалених зразків зварених з'єднань, виконаних ручним та автоматичним зварюванням, не відбувається значного збільшення втомної довговічності (довірчі інтервали на середнє логарифмічне значення втоми частково або повністю перекриваються). Для автоматичного зварювання виявляється така тенденція: на високих рівнях навантаження зразки з термічною обробкою мають трохи кращі характеристики втомної міцності, а при низьких рівнях – навпаки.

3. Для кільцевих розгорнутих фрагментів зі сплаву ПТ-7М доведено таке:

- статистична міцність кілець $d_y = 63$ мм і $d_y = 100$ мм, $t = 0,5$ мм за кімнатної температури практично однакова ($\sigma_p = 50,3$ МПа); руйнівне напруження за температури 300 °С в 1,2 раза нижче, ніж за кімнатної температури;

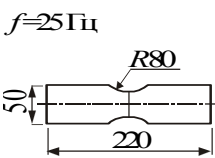
- при $\sigma_{\max} = 20$ МПа у дослідженому діапазоні діаметрів кілець вплив масштабного фактора на опір втоми незначний; умовна границя втоми (на базі 10^7 циклів) кілець $d_y = 63$ мм і $d_y = 100$ мм – приблизно 100...120 МПа;

- підвищена температура (300 °С) значно впливає на опір втоми кілець тільки при випробуваннях на високих рівнях напруження. Так, за температур 20 °С і 300 °С кільця зруйнувалися на базі випробувань 10^5 циклів при напруженнях $\sigma_{\max} = 310$ МПа і $\sigma_{\max} = 210$ МПа відповідно; на базі випробувань 10^5 циклів відмінність за напруженням вже була 2 МПа, а умовні межі втоми для зазначених вище температур – приблизно однакові.

4.3.4 Визначення витривалості зварених з'єднань зі сплаву АМГЗМ

Як відомо, алюмінієвий сплав АМГЗМ широко використовується в трубопроводах літакових повітряних роздавальних мереж. У цьому підрозділі наведено дані випробувань на втому зварених з'єднань, поданих у таблиці 4.11, виконаних АрДЕЗ і АрДЕЗА.

Таблиця 4.11 – Параметри зварених зразків зі сплаву АМГЗМ

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N=10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
1					20	175	120	80	Без зварювання
2		0,8	АрДЕЗ		20	65	40	25	
3		0,8	АрДЕЗ А		20	105	61	35	
4		0,8				20	170	140	110

Продовження таблиці 4.11

№ п/п	Тип зразка	Товщина	Тип зварювання	Термічна обробка	Температура випробувань	Границя тривалої міцності на базі $N=10^7$ циклів, МПа			Примітки
						10^5	10^6	10^7	
5		0,8	АрДЕЗ		20	65	40	18	Після старіння при $T = 120 \text{ }^\circ\text{C}$ протягом 2000 годин
6		0,8	АрДЕЗ А		300	60	42	30	Після старіння при $T = 120 \text{ }^\circ\text{C}$ протягом 2000 годин

Оцінювання впливу технології виконання з'єднання на його витривалість проведено на трьох типах зразків: із чистого матеріалу АМГЗМ, зварених АрДЕЗ, АрДЕЗА, що мають 2000 годин старіння.

Результати досліджень подано на рисунках 4.26–4.28.

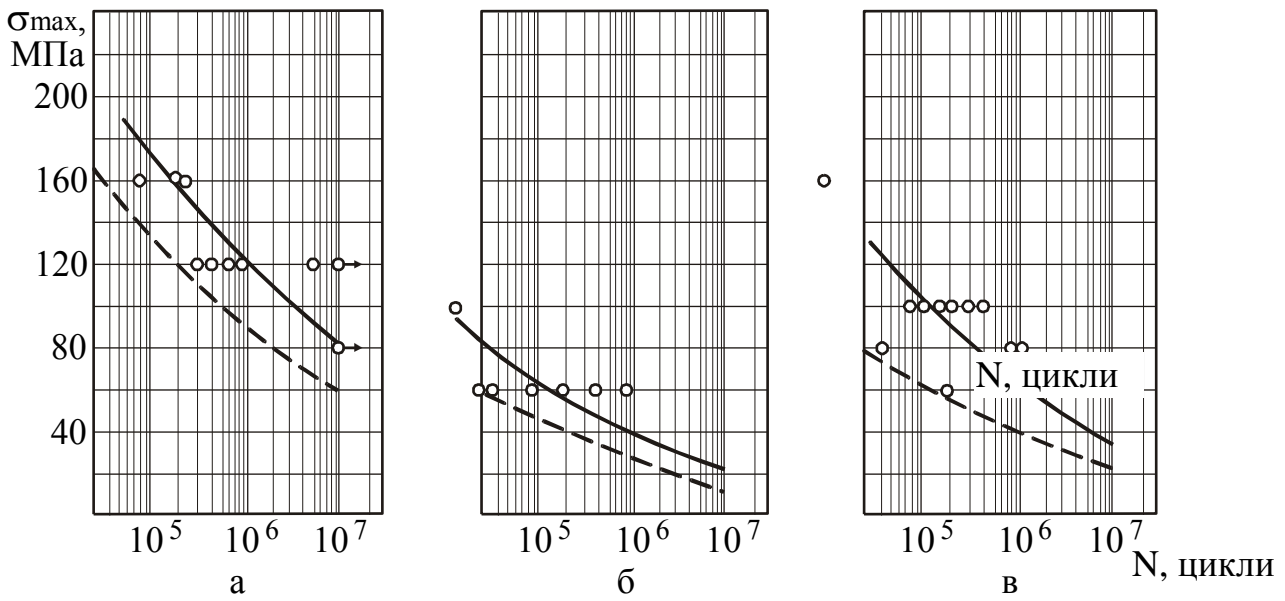


Рисунок 4.26 – Результати випробувань на втому плоских зразків зі сплаву АМГЗМ за температури 20 °С:

а – вихідний матеріал; *б* – АрДЕЗ; *в* – АрДЕЗА

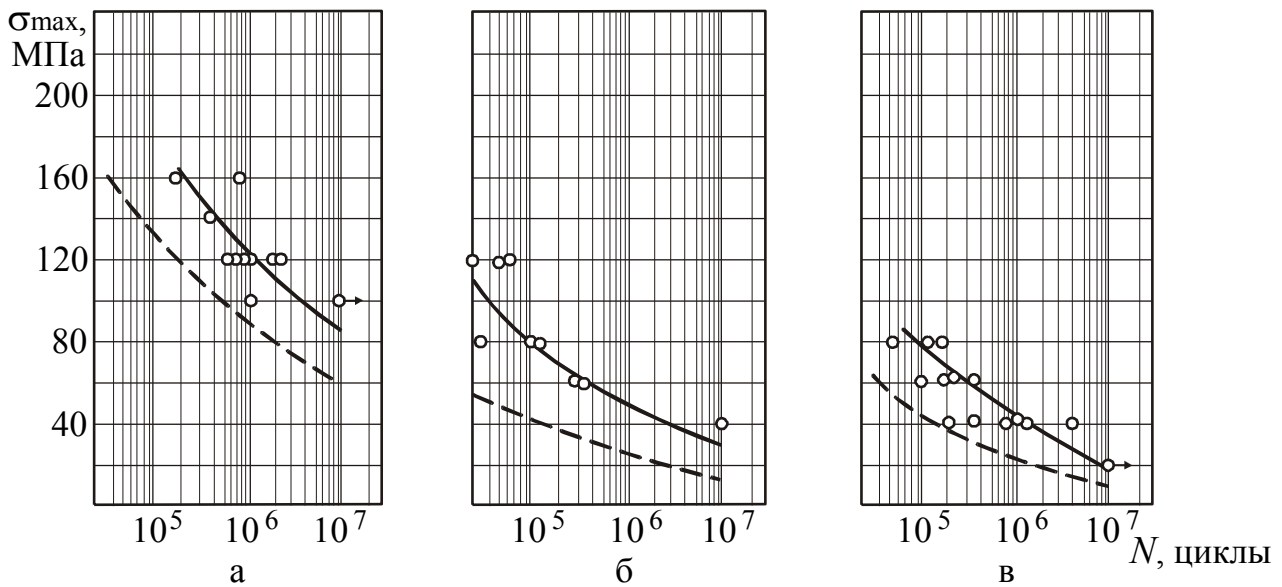


Рисунок 4.27 – Результати випробувань на втому плоских зразків зі сплаву АМГЗМ за температури 120 °С:

а – вихідний матеріал; *б* – АрДЕЗ; *в* – АрДЕЗА

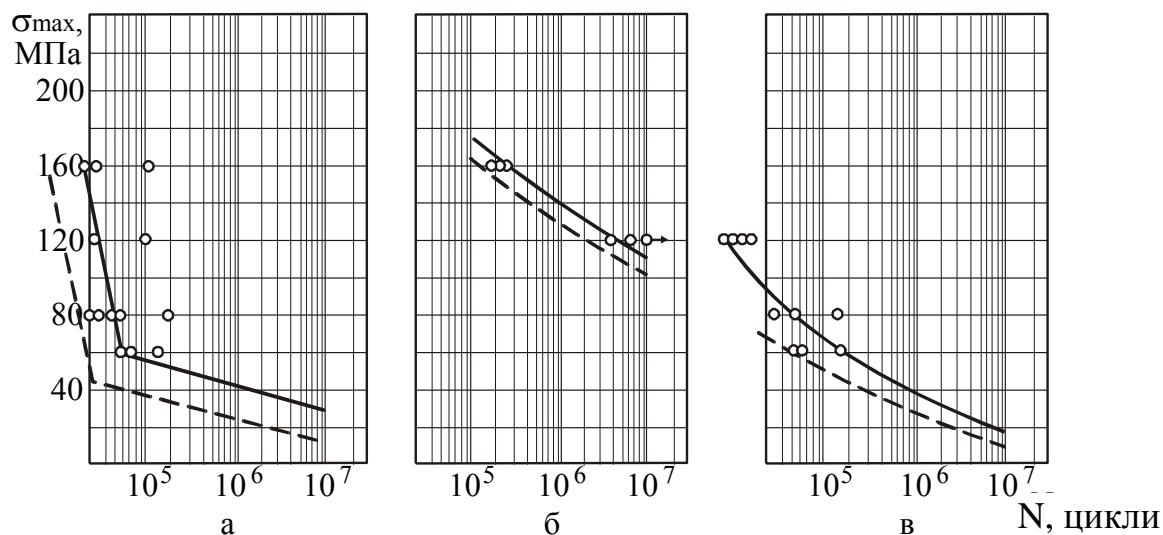


Рисунок 4.28 – Результати випробувань на втому плоских зразків зі сплаву АМГЗМ:

а – вихідний матеріал;

б – АрДЕЗ після старіння за температури 120 °С протягом 2000 год;

в – АрДЕЗА після старіння за температури 120 °С протягом 2000 год

На рисунках 4.26 – 4.28 суцільними лініями показано середні значення результатів оброблення експериментальних даних, а пунктирними – 90 %-вий довірчий інтервал.

За результатами випробувань на втому зварених швів зі сплаву АМГЗМ можна зробити такі висновки:

1. Оцінювання впливу технології з'єднання на витривалість проведено на трьох типах зразків: на чистому матеріалі АМГЗМ, звареному АрДЕЗ і звареному АрДЕЗА. Результати показали, що найвищу міцність на втому отримано на самому сплаві АМГЗМ, що пояснюється високою концентрацією напружень, внесених як ручним, так і автоматичним зварювання АрДЕЗ.

2. При оцінюванні впливу температури 120 °С на втомну міцність виявлено, що температура не внесла помітних змінень розташування кривих витривалості.

3. Оцінювання впливу старіння в 2000 годин за температури 120 °С виконано також на тих же типах зразків, що й у пп. 1, 2, і показало, що границя витривалості на базі 10^7 циклів підвищилась на 20 МПа на чистому матеріалі, а на зварених з'єднаннях залишилася без змінень.

4.4 Комплексні випробування трубопроводів з полімерних композиційних матеріалів

Використання полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) при конструюванні ПРМ є перспективним напрямом. Попередні розрахунки показують, що ресурс таких мереж може бути підвищено в 1,5...2,0 рази при істотному зниженні маси.

Оскільки ПКМ у літакових трубопроводах застосовуються вперше, проводилися їх комплексні дослідження на відповідність вимогам з токсичності, горючості й виділенню диму, вирішення питань технологічності, газонепроникності, визначення ресурсних характеристик.

Плоскі зразки випробовувалися в спеціальному оснащенні (рисунок 4.29, *a*). У цьому оснащенні проводилися випробування зразків композицій на герметичність, визначалися їх прогини при подачі тиску, проводилися тривалі й разові навантаження тиском і температурою, піддавали плоскі зразки впливам вологи, туману та ін.

Зразки, що пройшли разові навантаження тиском і температурою й задовольняли вимоги герметичності, зазнали тривалих навантажень температурою й тиском. Основними дефектами при цьому були втрата герметичності, розшарування й розрив.

За результатами випробування 48 плоских зразків з армованих пластин для виготовлення патрубків вибрано п'ять варіантів матеріалів, з яких надалі виготовлено патрубки.

Для проведення попередніх випробувань виготовлялися труба, коліно й трійник по дві штуки кожного типорозміру (діаметрами 20 мм і 180 мм) з кожного вибраного матеріалу. По одній штуці використовувалися для проведення випробувань тиском на герметичність, а інші екземпляри направлялися на ресурсні випробування.

Для разових випробувань із робочими параметрами випробувань на герметичність розроблено оснащення, що дозволяє подавати повітря з робочими параметрами тиску, а температура забезпечувалася розміщенням об'єктів випробувань у нагрівальну піч.

Статичні випробування на міцність внутрішнім надлишковим тиском проводилися в спеціальному боксі з використанням того ж оснащення, що й для разових випробувань (див. рисунок 4.29, *a*).

Результати випробувань зведено в таблицю 4.12.

Для ресурсних випробувань відібрано два види матеріалів:

- I варіант – пластик з герметиком плівкою;
- II варіант – пластик з аеробним герметиком.

Ресурсні випробування проводилися на стенді для трубопроводу діаметром 20 мм (див. рисунок 4.29, б) і трубопроводу діаметром 180 мм.

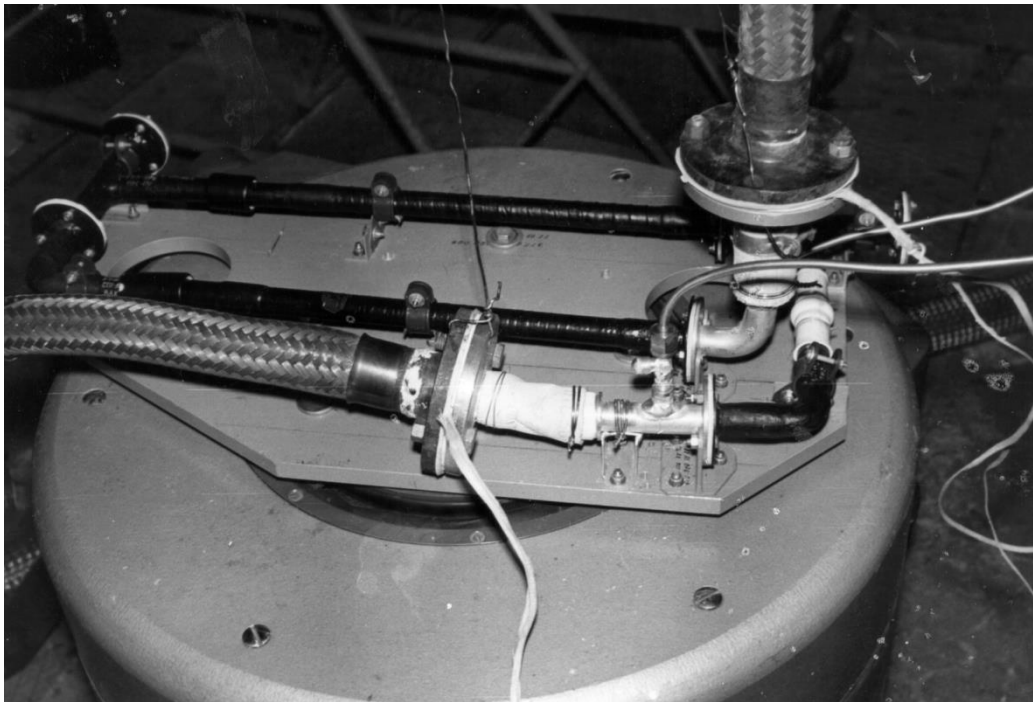
Стенд для випробувань трубопроводів діаметром 20 мм являє собою плиту з можливістю встановлення на ній елементів трубопроводів, забезпечений перехідниками для підведення й скидання повітря. На стенді можна встановлювати різні види кріплень труб діаметром $d_y = 200$ мм. У повному комплекті встановлюються 2 прямі труби, 2 коліна, 2 трійники, 3 стики, 6 кріплень.

Таблиця 4.12 – Результати випробувань на статичну міцність і відповідність вимогам АП - 25 щодо горючості, виділення диму і токсичності

Сполучні	Товщина стінки, мм	Тиск навантажень патрубку діаметром 180 мм, МПа	Відповідність вимогам АП-25 щодо горючості, виділення диму і токсичності
1. Сполучне 5-211БН + 2 шари СВМ арт. 56313	0,3...0,5	1,2	Не відповідає
2. Сполучне ЭТД-69Н + 2 шари СВМ арт. 56313	0,3...0,5	1,2	Не відповідає
3. Сполучне СП-97 ДО + 2 шари Т-10-80 + плівка ПКС-171	0,6...0,9	1,5	Відповідає
4. Сполучне СП-97 ДО + 2 шари Т-10-80 + герметик аеробний	0,6...0,9	1,5	Відповідає
5. Сполучне СП-97 ДО + 2 шари Т-10-80 + плівка ПЭИ	0,6...0,9	1,5	Відповідає
Примітка. При тиску опресування патрубку не зруйнувалися			



a



Б

Рисунок 4.29 – Випробувальні стенди для плоских зразків з ПКМ (а) і трубопроводів із ПКМ діаметром $d_y = 200$ мм (б)

Повністю зібраний стенд може встановлюватися на вібраційний стенд і розміщуватися в кліматичній камері.

На стенді проводилися попередні випробування з апробації працездатності стиків, тобто стенд комплектувався не повністю, а частково, наприклад, стикувалися коліно із трійником або труба з коліном.

Після виконання робіт, пов'язаних з вибором композиційних матеріалів, відпрацювання технології виготовлення й апробації варіантів конструктивного виконання, здійснено розробку уніфікованих елементів конструкції трубопроводів із ПКМ мереж ПРМ. Ці конструктивні елементи пройшли весь цикл ресурсних випробувань.

Стенд для проведення ресурсних випробувань трубопроводів ПРМ і їх елементів із ПКМ складається з лабораторного устаткування, власне стенда для ресурсних випробувань і об'єктів випробувань.

До складу лабораторного устаткування входять:

- стенд вхідного контролю;
- камера кліматичних випробувань;
- віброударне устаткування;
- системи енергопостачання, контролю й керування.

Власне стенд для ресурсних випробувань складається:

- з рами стенда;
- патрубків, що підводять й відводять повітря, з датчиками температури й тиску;
- елементів кріплення стенда до віброударного устаткування;
- елементів кріплення об'єктів випробувань.

Об'єкти випробувань:

- прямі патрубки;
- коліна, трійники;
- компенсатори;
- стики;
- кріплення;
- розгалужені патрубки.

Усі об'єкти випробувань встановлюються за одним типорозміром, що відповідає зовнішньому типовому діаметру труби $d_y = 80$ мм.

Особливістю стенда ресурсних випробувань трубопроводів ПРМ із ПКМ є те, що існує можливість установа на ньому частини монтажу трубопроводів з неметалів. До об'єктів випробувань можуть входити найрізноманітніші стики й

кріплення відповідного типорозміру. На стенді передбачена можливість підведення й відведення гарячого повітря до трубопроводів, що випробовуються, а також контроль параметрів цього повітря.

Об'єкти випробувань виконано в основному з уніфікованих елементів. До складу уніфікованих елементів із ПКМ входять прямі труби, коліна, перехідники до колін, трійники, наконечники, перехідники (рисунок 4.30).



Рисунок 4.30 – Об'єкти випробувань: конструктивні елементи повітряних мереж із ПКМ

Основна мета випробувань – відбір конструктивно-технологічних варіантів трубопроводів ПРМ із ПКМ для робочого проектування. Тому випробування проводилися за умов, найбільш наближених до експлуатаційних або обумовлених нормативними вимогами.

При проведенні випробувань дослідних зразків трубопроводів ПРМ із ПКМ і їх елементів ставилися такі задачі:

- визначити працездатність при вхідному контролі;
- підтвердити заданий ресурс;
- визначити залишковий запас міцності.

Крім того, додатково визначалися гідравлічні втрати, герметичність патрубків, компенсаторів і з'єднань, а також оцінювалася експлуатаційна технологічність трубопроводів і їх елементів.

Дослідні зразки, що пройшли попередній вхідний контроль у складі стенда, перевірялися на герметичність при надлишковому тиску від 0,02 МПа до 0,125 МПа без підвищення температури, а потім з максимальними робочими параметрами (надлишковий тиск – 0,02 МПа, температура – 150 °С).

Випробування на ресурс проводилися при впливі таких факторів (рисунок 4.31):

- вібрація синусоїдальна;
- удар механічний багаторазовий;
- тиск знижений;
- температура підвищена;
- температура знижена;
- циклічне змінення температури;
- вологість підвищена;
- туман морський.

Віброударні випробування проводилися при максимальних робочих параметрах повітря: надлишковий тиск – 0,02 МПа, температура – 150 °С.

Випробування на циклічне навантаження проводилося шляхом періодичної подачі усередину трубопроводів надлишкового тиску від 0 до 0,02 МПа. При цьому температура навколишнього середовища і самих трубопроводів підтримувалася 100 °С. Таку методику проведення випробувань було вибрано з метою прискорення проведення експериментальних робіт і економії енергії. Тривалість циклу змінення тиску при цьому становила 2 с.

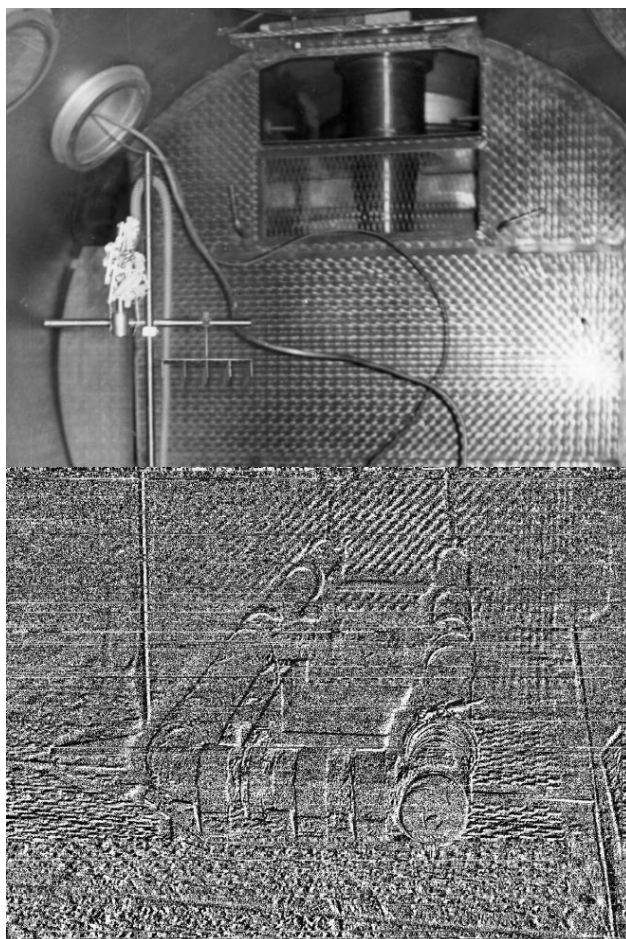


Рисунок 4.31 – Ресурсні випробування трубопроводів із ПКМ у термобарокамері

За методикою, запропонованою у розділі 4, випробувано на втому трубчасті зразки з композиційного матеріалу СП-97 ДО діаметром 80 мм, товщиною стінки 0,5 мм і шириною кільця 50 мм при кімнатній і підвищеній (150 °С) температурах. Випробування показали, що при температурах 20 °С і 150 °С на базі випробувань до 10^7 циклів характеристики втоми фрагментів кілець з композиційного матеріалу СП-97 ДО практично однакові: границя втоми на базі 10^7 циклів становить 120...140 МПа.

Відповідно до заданих вимог щодо ресурсу літака, для якого призначають випробовувані трубопроводи ВКВ, і відповідно до вимог АМ-25 кількість циклів напрацювання становила 288 000.

4.5 Комплексні стендові випробування

4.5.1 Визначення кількості циклів навантаження

При створенні нових літаків проводяться ретельні експериментальні дослідження трубопровідних мереж з метою забезпечення необхідних ресурсних показників.

Відповідно до нормативних правил «Конструкція трубопроводів і їх елементів, функціональні системи літака повинні витримувати без втрати нормованої герметичності навантаження від тиску й пульсацій робочого тіла системи, вібрації, монтажні й температурні напруження, деформації конструкції планера, інерційні сили, які діють на трубопроводи і їх елементи в очікуваних умовах експлуатації літака в границях устанавленого для цих трубопроводів призначеного ресурсу.

Комплекс випробувань на міцність, які спрямовані на забезпечення цих вимог, можна поділити на такі види:

- випробування елементів конструкції трубопровідних мереж;
- випробування ділянок трубопроводів;
- комплексні стендові випробування;
- льотні випробування.

Важливим етапом при складанні програми випробувань і ТЗ на стенди є визначення кількості циклів навантаження при стендових ресурсних випробуваннях літакових повітряних мереж.

Як видно з аналізу, проведеного у цьому розділі, для літакових повітряних трубопровідних мереж основним циклічним навантаженням, що визначає силовий вплив на елементи конструкції, є тиск робочого газу. Таких циклів за політ залежно від профілю польоту можна виділити від 2 до 5. Безпосередньо на фланцях відбору повітря від компресора двигуна кількість циклів вища й пов'язана зі змінами режиму роботи двигуна й висоти польоту. За підсистемою відбору повітря параметри зазвичай стабілізовані за тиском й температурою, і кількість циклів визначається профілем польоту (підйомом на висоту) і в більшості випадків дорівнює двом.

Температура газу також впливає на навантаження трубопровідних мереж. Зважаючи на те, що температура знижує границю тривалої міцності матеріалу, а

для алюмінієвих сплавів значно прискорює процес старіння, циклічне напрацювання має проводитися при робочій температурі. Для конструкцій, в яких відсутня термокомпенсація, необхідно проводити циклічне напрацювання температурою або імітувати її вплив через переміщення. Таким чином, процеси, пов'язані із впливом температури, мають інерційний характер, тому з погляду теплового впливу на конструкцію мають місце частіше один, рідше два цикли за політ.

Кількість циклів напрацювання літакових повітряних роздавальних мереж за ресурс при випробуваннях визначається як добуток:

$$N_{\Sigma} = N_{\text{циклів за політ}} \cdot \eta.$$

При цьому не допускається поява тріщин на трубопроводах і руйнування елементів кріплення.

Величина сумарного коефіцієнта надійності η визначається відповідно до діючих вимог:

$$\eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4,$$

де η_1 – коефіцієнт, що враховує рівень відповідності структури програми випробувань на витривалість характеру реальних навантажень в експлуатації. Оскільки уся сукупність повторюваних в експлуатації навантажень при випробуваннях повітряних мереж зводиться до послідовності умовних циклів з постійною амплітудою навантаження, то $\eta_1 = 1,5$;

η_2 – коефіцієнт, що враховує ступінь небезпеки руйнувань. Для повітряних мереж для трубопроводів системи роздачі, де параметри робочого газу не перевищують температуру $+80$ °C та тиску $0,5$ кгс/см², $\eta_2 = 1$, в усіх інших випадках $\eta_2 = 1,2$;

η_3 – коефіцієнт, що враховує вірогідність даних про повторюваність навантажень. Значення коефіцієнта лежить у границях $1 < \eta_3 < 1,5$ і уточнюється для кожного конкретного випадку за результатами аналізу. Як показують багаторічна статистика експлуатації повітряних мереж і аналіз проведених випробувань у частині напрацювання повітряних мереж, для підсистеми відбору повітря від двигуна на ділянках відбору від високого ступеня компресора $\eta_3 = 1,5$, на ділянках відбору від низьких ступенів

компресора до регулятора тиску й первинного вузла охолодження $\eta_3 = 1,2$, в усіх інших випадках $\eta_3 = 1$;

η_4 – коефіцієнт, що враховує розкид властивостей витривалості й визначається відповідно до таблиці 4.12.

Таблиця 4.13 – Значення коефіцієнта η_4

Кількість зразків	1	2	3	4	5	6
η_4	5.0	4.0	3.5	3.2	3.1	3.0

Найчастіше в комплексних стендах випробуванням піддають трубопроводи різної просторової орієнтації, але такі, що складаються з набору однакових елементів (колін, трійників, прямих ділянок) та не мають відмінностей за технологією виготовлення. У цих випадках їх можна розглядати як однакові зразки й зменшувати кількість циклів при випробуваннях.

Для прикладу розглянемо кількість навантажень для стенда найбільш навантажених трубопроводів системи підготовки повітря літака Ан-72, розташованих у центроплані й фюзеляжі (рисунок 4.31).

Кількість польотів за ресурс - 15000.

Кількість узагальнених циклів за тиском за один політ – 2:

$$\eta_1 = 1.5; \eta_2 = 1.2; \eta_3 = 1; \eta_4 = 5; \eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4 = 9.$$

Тоді кількість навантажень трубопроводів у випробувальному стенді має становити:

$$N = 15000 \cdot 2 \cdot 9 = 270000 \text{ циклів.}$$

Нагадаємо, що при цьому випробування мають проводитися при робочій температурі.

4.5.2 Типові стенди комплексних випробувань повітряних роздавальних мереж

Підтвердження ресурсних характеристик створюваних ПРМ для особливо відповідальних ділянок трубопроводів на завершальному етапі (після ресурсних

випробувань елементів і окремих трубопроводів), а також для відпрацювання розрахункових методик потребує проведення комплексних стендових випробувань повітряних мереж.

Стендові випробування дозволяють скоротити обсяг і час льотних випробувань, видати необхідні рекомендації щодо зниження напружень у трубопроводах і поліпшення конструкції.

Як приклад розглянемо стенди системи підготовки повітря літака Ан-74 на двигуні й у центроплані.

Загальний вигляд стендів показано на рисунках 4.32 – 4.34. Стенди СПВ містять:

- раму, яка за твердістю відповідає твердості елементів кріплення мережі на виробі;
- натурні трубопроводи, кронштейни, компенсатори, ВВТ, крани;
- технологічні крани з пневмокеруванням;
- системи вимірювання переміщень і напружень .

На стендах як джерело гарячого повітря використовується повітря, нагріте до заданих параметрів в електропечі.

До складу системи вимірювання й реєстрації відносних деформацій входять:

- тензодатчики типу ПКА-15, 5, 200;
- тензоапаратура СИИТ-3.

Створення таких стендів дозволило:

- заміряти напружено-деформований стан трубопроводів і кріплення при навантаженні робочими параметрами;
- заміряти переміщення компенсувальних елементів;
- проаналізувати ступінь впливу різних факторів на НДС конструкції;
- уточнити розрахункові методики;
- виконати циклічне напруження найбільш відповідальних монтажів повітряних мереж, визначити їх ресурс;
- визначити шляхи подальшого вдосконалювання конструкції СПВ на двигуні й центроплані;
- одержати доказові документи для сертифікації повітряних мереж.

Проведені випробування з вимірювання напружено-деформованого стану трубопроводів і кріплення, переміщень на компенсаторах показало таке:

- у розрахункових методиках необхідно враховувати деформації каркаса, на якому змонтовані трубопроводи;

- якщо розбіжності результатів за напруженнями без урахування жорсткості каркаса досягали 50...200 %, то при обчислюванні розбіжності лежать у границях 5...80 % за напруженнями і 0...20 % за переміщеннями;

- при проведенні вимірювань при впливі тільки тиску (температура повітря, що подається, – 30...40 °С) збіжність результатів ще вище й становить для тензодатчиків 5...40 %;

- за кільцевими напруженнями величина розбіжностей розрахункових і заміряних значень напружень, у 1,5 – 2,0 рази нижча ніж за поздовжніми.

Циклічне навантаження у границях призначеного ресурсу всі вхідні до стендів трубопроводи витримали. Мали місце руйнування тяг компенсаторів, тріщини кріплення, неприпустиме зношування графітових втулок на компенсаторах. За результатами випробувань було виконано конструктивні поліпшення компенсаторів, змінено схему кріплення трубопроводів.

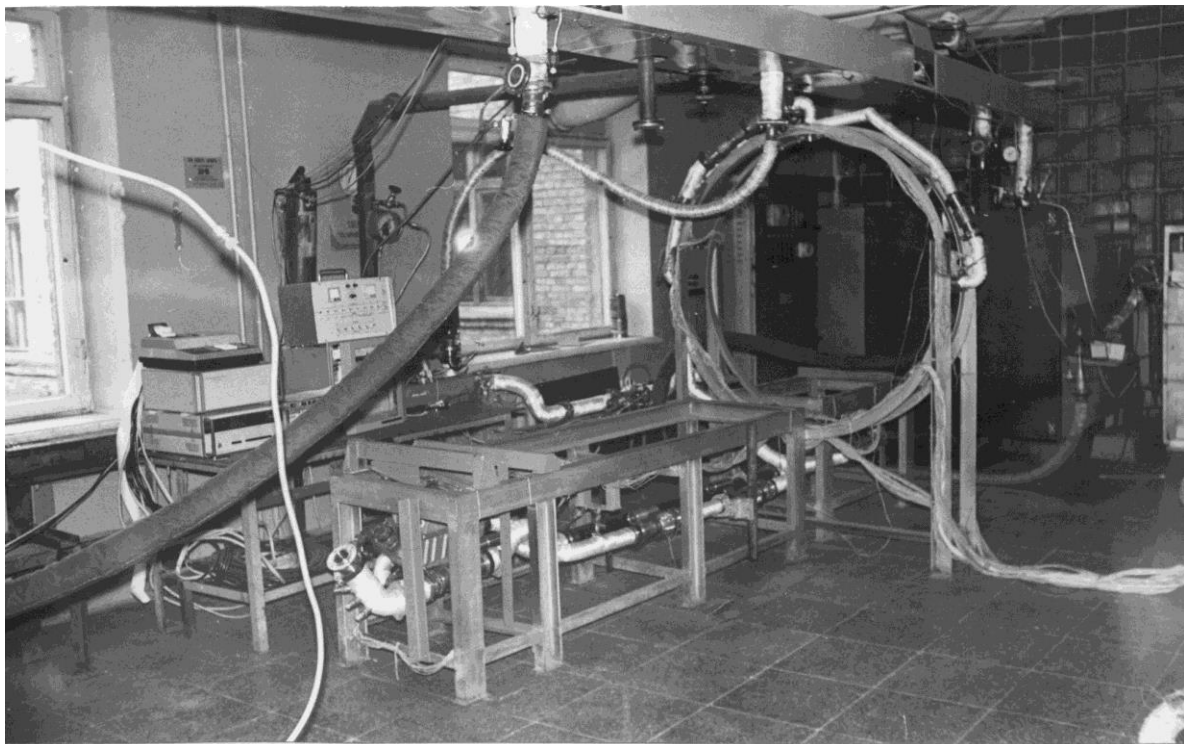


Рисунок 4.32 – Стенд СПВ на двигуні та в мотогондолі

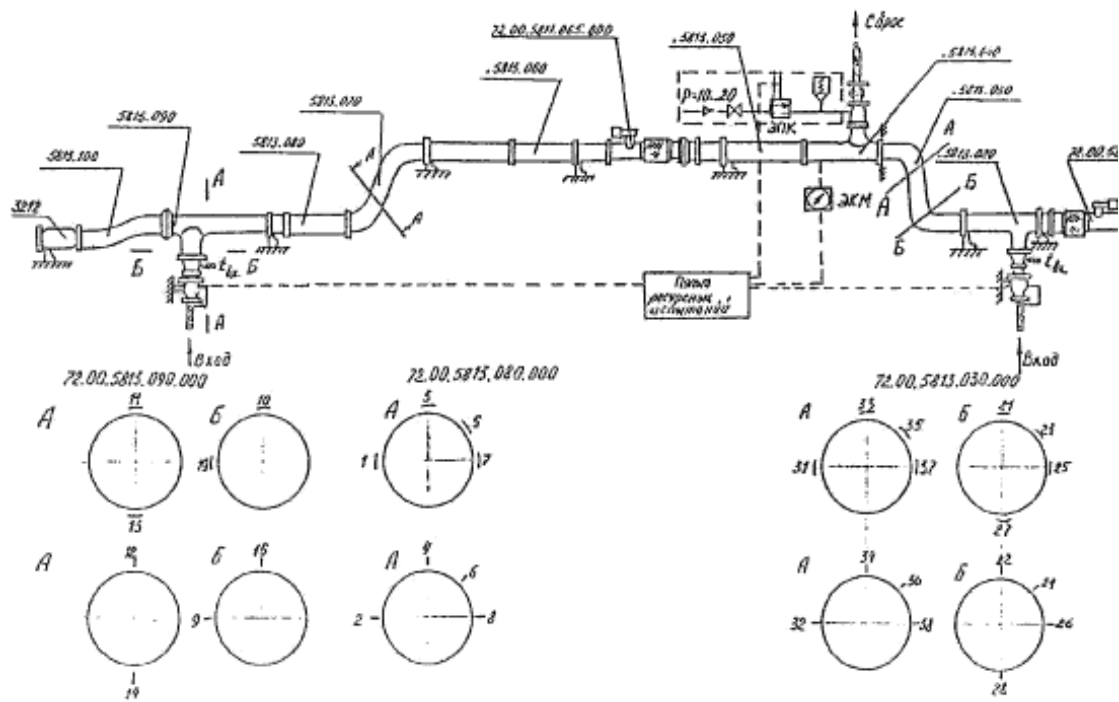


Рисунок 4.33 – Схема встановлення тензодатчиків у перерізах трубопроводів

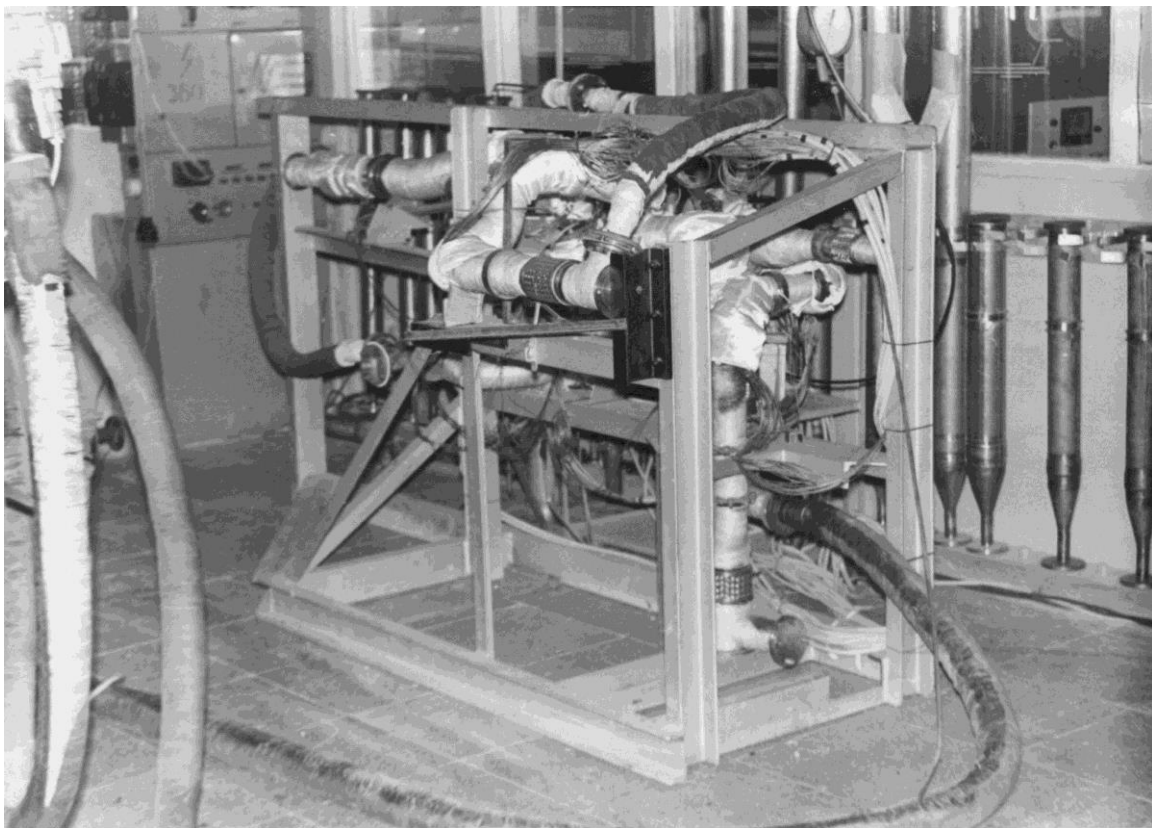


Рисунок 4.34 – Стенд найбільш навантажених трубопроводів СПП
(крило й фюзеляж)

4.6 Льотні випробування повітряних роздавальних мереж

Для підтвердження діючих в експлуатації навантажень у ПРМ, прийнятих при проектуванні й стендових випробуваннях, проводяться комплексні льотні випробування ПРМ на міцність.

Найповніший обсяг льотних досліджень повітряних роздавальних мереж виконано на ДП «АНТОНОВ» на літаку Ан-74 при його сертифікації з метою підтвердження реально діючих в експлуатації навантажень.

Льотні випробування – надзвичайно «дорогий» захід, тому вибору точок вимірювання передував комплекс розрахунків на міцність конструкції. Розрахунки на міцність літакової трубопроводної мережі СКП і ПО полягають у визначенні напружень у самому трубопроводі, відносних деформацій елементів конструкції, а також зусиль, переданих на каркас. При аналізі режимів експлуатації розглядаються всі види навантажень для вибору розрахункових випадків. Розрахункові випадки мають охоплювати основні режими роботи двигунів і мереж, які характеризуються максимальними значеннями параметрів повітря, що транспортується, а також мають включати найнесприятливіші (з погляду теплових навантажень) комбінації температур і тисків. На рисунку 4.35 показано монтаж повітряної мережі літака Ан-74, що складається:

- з СПП на двигуні з максимальними параметрами повітря:

$P_{надл} = 9 \text{ кгс/см}^2$, $t = 340 \text{ }^\circ\text{C}$ – 4-та ступінь компресора двигуна;

$P_{надл} = 19 \text{ кгс/см}^2$, $t = 440 \text{ }^\circ\text{C}$ – 7-ма ступінь компресора двигуна;

- ділянки СПП від первинного ППР до кранів системи ПО 3312, заслінки АРПП 4084, заслінки ПТС із параметрами:

$P_{надл} = 5,6 \text{ кгс/см}$, $t = 270 \text{ }^\circ\text{C}$;

- ділянки системи ПО повітрозбірника:

$P_{надл} = 5,3 \text{ кгс/см}$, $t = 280 \text{ }^\circ\text{C}$.

Основними навантаженнями, що діють на трубопроводи в експлуатації є:

- зусилля температурної самокомпенсації, спричинене тепловим розширенням матеріалу труб;

- внутрішній тиск у трубопроводі;

- монтажні зусилля, що виникають при складанні трубопроводів;

- зусилля, передані на трубопровід від опор при деформуванні планера літака (скручування й вигин крила, фюзеляжу в польоті й на землі);

- динамічні (вібраційні) навантаження, спричинені вібрацією планера при роботі двигунів.

При статичних розрахунках на міцність бортових енергетичних мереж трубопровід розглядався як багаторазова статично невизначена стрижнева система, сили й моменти в якій виникають від внутрішнього надлишкового тиску, зсуву опор, монтажних натягів, вагового навантаження й нагрівання. Для аналізу на міцність повітряних мереж літака Ан-74 використовувалося програмне забезпечення ДП «АНТОНОВ». У програмі типовими елементами, з яких набирається мережа трубопроводів, є трубчасті криволінійні й прямолінійні елементи й елементи із заданими характеристиками жорсткості, за допомогою яких моделювалися рухливі з'єднання, шарніри, компенсатори, опори.

Властивості жорсткості або піддатливості криволінійних ділянок трубопроводу враховувалися спеціальним коефіцієнтом гнучкості, величина якого залежить від геометричних характеристик і параметрів зовнішнього навантаження.

У результаті статичних розрахунків на міцність монтажів отримано величини напружень, переміщень розрахункових точок, зусиль в опорах кріплення до каркаса.

На підставі розрахунків на міцність і аналізів функціональної відмови безпеки мереж складено перелік трубопроводів і агрегатів СКП і ПО, включених до технічного завдання на літні випробування.

Вимірюванню підлягали статичні й динамічні складові напружень на трубопроводах, температура стінок трубопроводів, вібраційне навантаження в зонах розташування трубопроводів і агрегатів, лінійні переміщення торцевих поверхонь найбільш навантажених термічних компенсаторів.

Як первинні перетворювачі для вимірювань статичних, динамічних напружень і температур використовувалися високотемпературні тензодатчики типу ДНМТ-16-400 і термічні датчики типу ТС-300 і ДТМ-2 (на компенсаційних пластинах). На трубах з корозійностійкої сталі 12Х18Н9Т і титанових сплавів ВТ1-0, ПТ-7М було наклеєно 66 тензодатчиків і 20 термічних датчиків, а також 66 тензодатчиків і два термічні датчики на компенсаційних пластинах. Наклеювання датчиків на труби виконувалося клеєм ВК-54М за певною технологією.

Для реєстрації відносних деформацій (напружень) збирався півміст з двох тензодатчиків за трипровідною схемою, розміщених на трубі (активний датчик) і пластині (компенсаційний датчик), установлені в термічному ящику в салоні літака. Опір компенсаційного тензодатчика підібрано так, що він дорівнював опору відповідного активного тензодатчика для кожного вимірювального

півмосту. Компенсаційні пластини зроблено для сталевих труб з корозійностійкої сталі, а для титанових – з титанового сплаву.

У термічному ящику, де розташовувалися компенсаційні пластини, постійно підтримувалася температура в діапазоні 31...36 °С.

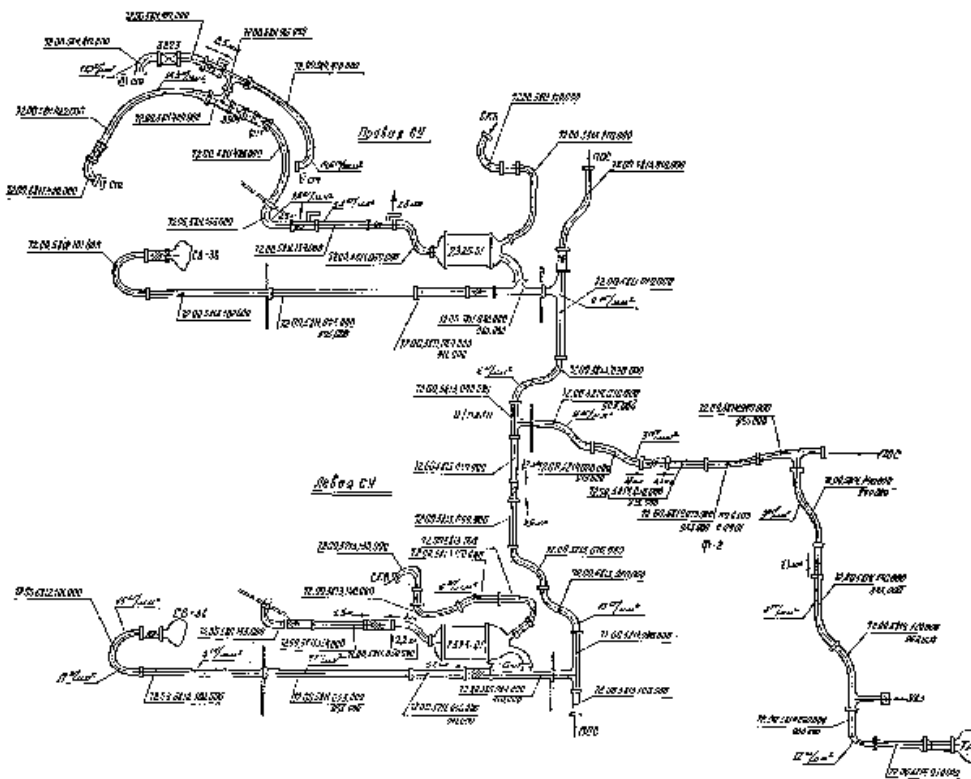


Рисунок 4.35 – Схема трубопроводів системи підготовки повітря літака Ан-74 розв'язки для встановлення вібродатчиків і датчиків переміщення.

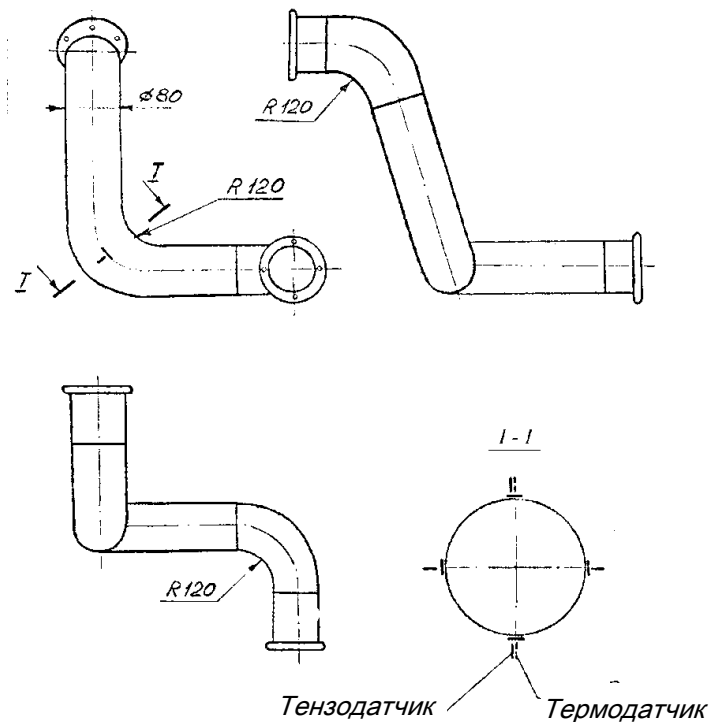


Рисунок 4.36 – Схема наклеювання тензометричних і термічних датчиків

При змінній температурі опір тензодатчика змінюється досить суттєво, тому основною похибкою тензодатчика є температурна похибка. Щоб розрахунковим шляхом компенсувати цю похибку, були зняті температурні характеристики тензодатчиків як активних, так і компенсаційних.

Тензодатчики підключалися до тензометричної апаратури 4АНЧ-22 бортового вимірювального комплексу «ГАММА-АЧБ» з реєстрацією параметрів температури на шлейфовому осцилографі ДО20-22.

Для вимірювання вібраційних прискорень на п'ятих елементах конструкції систем СПП і ПО встановлювалися датчики АВС-017-04 за трьома координатними осями. Реєстрація параметрів вібрацій здійснювалася вібраційною апаратурою АВП-1 бортового вимірювального комплексу «ГАММА-АЧБ».

Для вимірювання переміщень трубопроводів встановлено сім датчиків ДП-2СМ. Реєстрація параметрів переміщень здійснювалася вібраційною апаратурою ВІБ-6ТН на шлейфовому осцилографі ДО20-22.

На рисунках 4.36, 4.37 показано схеми наклеювання тензометричних і термічних датчиків на одному із препаратів трубопроводів і конструктивні

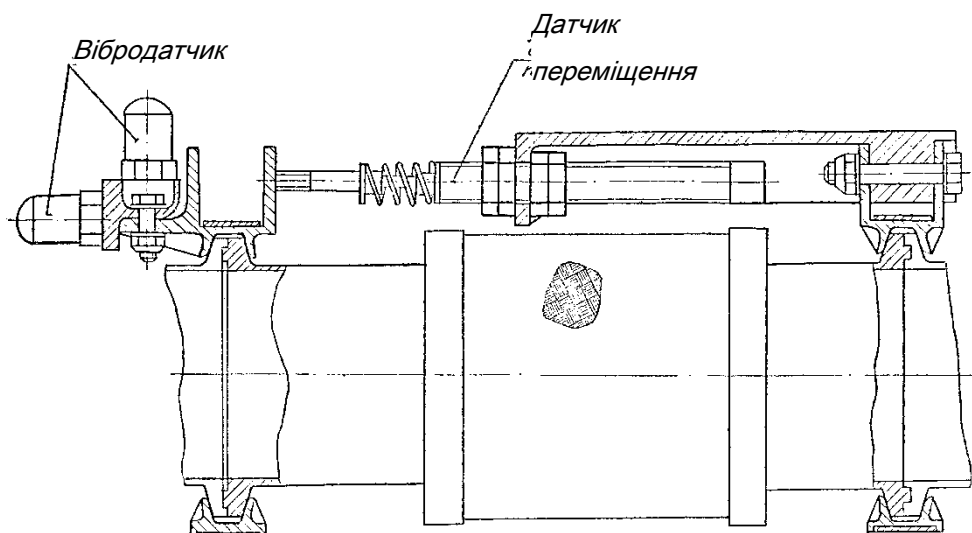


Рисунок 4.37 – Схема монтажу вібрдатчиків і датчиків переміщень

Випробування проводилися на типових профілях польоту. Крім вимірюваних параметрів фіксувалися параметри польоту (швидкість, висота,

перевантаження в центрі ваги, температура зовнішнього повітря, режим роботи двигунів).

Для перевірки відсутності відхилення температурних характеристик тензодатчиків у польоті від отриманих при таруванні через певний час проводилися повторні вимірювання по окремих тензодатчиках і їх показання порівнювалися з попередніми. Порівняння вимірювань дозволяло говорити про стійкість температурної характеристики тензодатчиків і наявність похибки вимірювання статичних напружень.

Результати льотних випробувань із запису напружень (статичної й динамічної складових) і вібраційних прискорень реєструвалися на магнітну стрічку.

При такому способі реєстрації сигналу була потрібна відповідна наземна апаратура відтворення й оброблення. Характер записуваних сигналів (випадкові стаціонарні варіаційні процеси) і більші потоки інформації визначили вибір технічних засобів і алгоритмів аналізу на базі наявних систем оброблення подібного класу, тому оброблення записаної польотної інформації проводилася на спеціалізованому комплексі, що включає наземну систему відтворення ГАММА-АНЧ і систему оброблення даних типу ПЛЮРИМАТ, а при обробленні статичної складової напруження використовувалася, крім того, ЕОМ.

За основу методики оброблення записів динамічної складової напружень і вібраційного прискорення була прийнята розроблена на ДП «АНТОНОВ» раніше методика, яка була дороблена відповідно до особливостей записаного сигналу вібраційного навантаження.

Результатом експрес-аналізу цих процесів виявився вібраційний годограф (функція змінення середніх квадратичних значень процесу за часом польоту), за яким були отримано таблиці середніх за режим середніх квадратичних значень процесу.

Для нормованих режимів (зльоту, крейсерських з максимальними заміряними значеннями вібраційних прискорень, посадки) проведено

спектральний аналіз діючих значень процесів, отримані їх основні статистичні характеристики.

Для записів вібраційних прискорень проводилося подальше оброблення із визначення діючих значень амплітуд вібраційних прискорень у нормованих смугах частот і визначалася відповідність отриманих значень діючим нормативам.

Реєстрація таких параметрів як температура, зусилля й переміщення проводилася на осцилографі, тому при аналізі застосовувалися ручні методи оброблення осцилограм.

Особливість записів статичної складової напружень високотемпературних трубопровідних мереж («гаряча тензометрія») полягала в тому, що сигнал з тензодатчиків поряд з деформаціями від статичних напружень містить деформації, спричинені зміненням температури конструкції, причому кожний тензодатчик має свою температурну характеристику. Температурна поправка для деяких тензодатчиків може становити до 50...100 % від вимірюваного сигналу.

Задача оброблення таких процесів полягала:

- у зведенні сигналу до фізичних значень за коефіцієнтами зусилля й тарувальними залежностями тензодатчиків з урахуванням поправок реєстраційної та обробної апаратури;
- обчисленні середніх значень відносних деформацій;
- обчисленні температурних поправок, визначених за заданими тарувальними залежностями тензодатчиків;
- обчисленні діючих значень.

Для реалізації цієї задачі було створено відповідне математичне забезпечення.

Так, для визначення тарувальних залежностей вимірювальної апаратури проводилося наземне тарування тензодатчиків, для чого визначалася залежність

$$U = F(\Delta R / R),$$

де U – сигнал, записаний на магнітній стрічці; $\Delta R/R$ – додатковий опір, що підключається послідовно до активного тензодатчика з опором R ; R – опір активного тензодатчика.

Зведення зареєстрованих значень відносних деформацій у мілівольтах до фізичних величин здійснювалося за формулою

$$\Delta R/R = (V_0 - V_i) / K_{\text{еп}} \cdot \Delta V_{\text{еп}} / \Delta V_{\text{кк}} \cdot K_{\text{—ц}},$$

де V_0 – умовний нуль відліку; V_i – поточне значення записаного сигналу;

$K_{\text{тар}}$ – тарувальний коефіцієнт; $\Delta V_{\text{тар}}$ – калібрований викид під час тарування; $\Delta V_{\text{зан}}$ – калібрований викид під час запису; $K_{\text{підсил}}$ – коефіцієнт підсилення магнітного реєстратора.

Для одержання діючих значень статичних напружень проводилося внесення поправок на температурні деформації тензодатчиків для кожного півмосту. Величину поправок обчислювали за формулою

$$\Delta A_t = \{ (\Delta R/R)_{t_{0\text{ел}}}^A - (\Delta R/R)_{t_p}^A \} - \{ (\Delta R/R)_{t_{0\text{ел}}}^k - (\Delta R/R)_{t_p}^k \},$$

де $(\Delta R/R)_t^A$ і $(\Delta R/R)_t^k$ – величини температурних характеристик, відповідно, активного й компенсаційного тензодатчиків за температури, що відповідає запису "0" електричної $t_{0\text{ел}}$ й робочої t_p .

Величину заміряних відносних деформацій визначалися за формулою

$$e = (\Delta R/R - \Delta A_t) \cdot k_{\text{чутл}},$$

де $k_{\text{чутл}}$ – чутливість тензодатчика.

Величину напружень обчислювали за формулою

$$\sigma = E \cdot e,$$

де E – модуль пружності матеріалу.

Оскільки оброблення «гарячої» тензометрії потребує узгоджених за часом значень двох параметрів, то технологія оброблення залежить від способів реєстрації кожного з цих параметрів.

З урахуванням засобів реєстрації й наземних засобів оброблення для розшифрування «гарячої» тензометрії літака Ан-74 було вибрано дворівневу систему оброблення ПЛЮРИМАТ – ЕОМ. У зв'язку з наявністю в системі ПЛЮРИМАТ багатоканального аналого-цифрового перетворювача й спеціальних функцій статистичного аналізу на цій системі проводилося багатоканальне режимне статистичне оброблення записів відносних деформацій.

Однак через обмежені можливості самого процесора цієї системи і її малих часових ресурсів проводити наступне оброблення на цій системі було неможливим. Подальше оброблення проводилося на ЕОМ. Після занесення в пам'ять ЕОМ відносних деформацій і відповідних їм значень температур проводилося обчислення діючих значень напружень з урахуванням температурних поправок і одержання вихідних таблиць, що документують.

Статистична обробка записів напружень проводилася для кожного перерізу трубопроводів у трьох залікових польотах, в яких досліджувалися змінення значень напружень і температур залежно від включених споживачів, режиму роботи двигунів і висоти польоту.

При проведенні льотних випробувань отримано значення статичних напружень (колових і поздовжніх), що виникають у трубопроводах СПП і СП. Для тонкостінних трубопроводів найбільш характерним є плоский напружений стан з осями головних деформацій по твірній і колу, тому там, де можна було робити вимірювання, проведено розрахунки максимальних напружень для плоского напруженого стану трубопровідних мереж.

На рисунку 4.38 наведено приклад результатів спектрального аналізу вібраційних напружень, на рисунку 4.39 – приклад результатів оброблення записів статичних напружень.

Як приклад на рисунку 4.40 графічно зображено заміряні при льотних випробуваннях статичні напруження за режимами для різних польотів. За характером деформування заміряні значення напружень близькі до розрахункових. За абсолютними значенням вони на 10...50 % нижче розрахункових.

Отримані результати з уточнення статичних і вібраційних напружень дозволяють уточнити й остаточно визначити ресурс ПРМ.

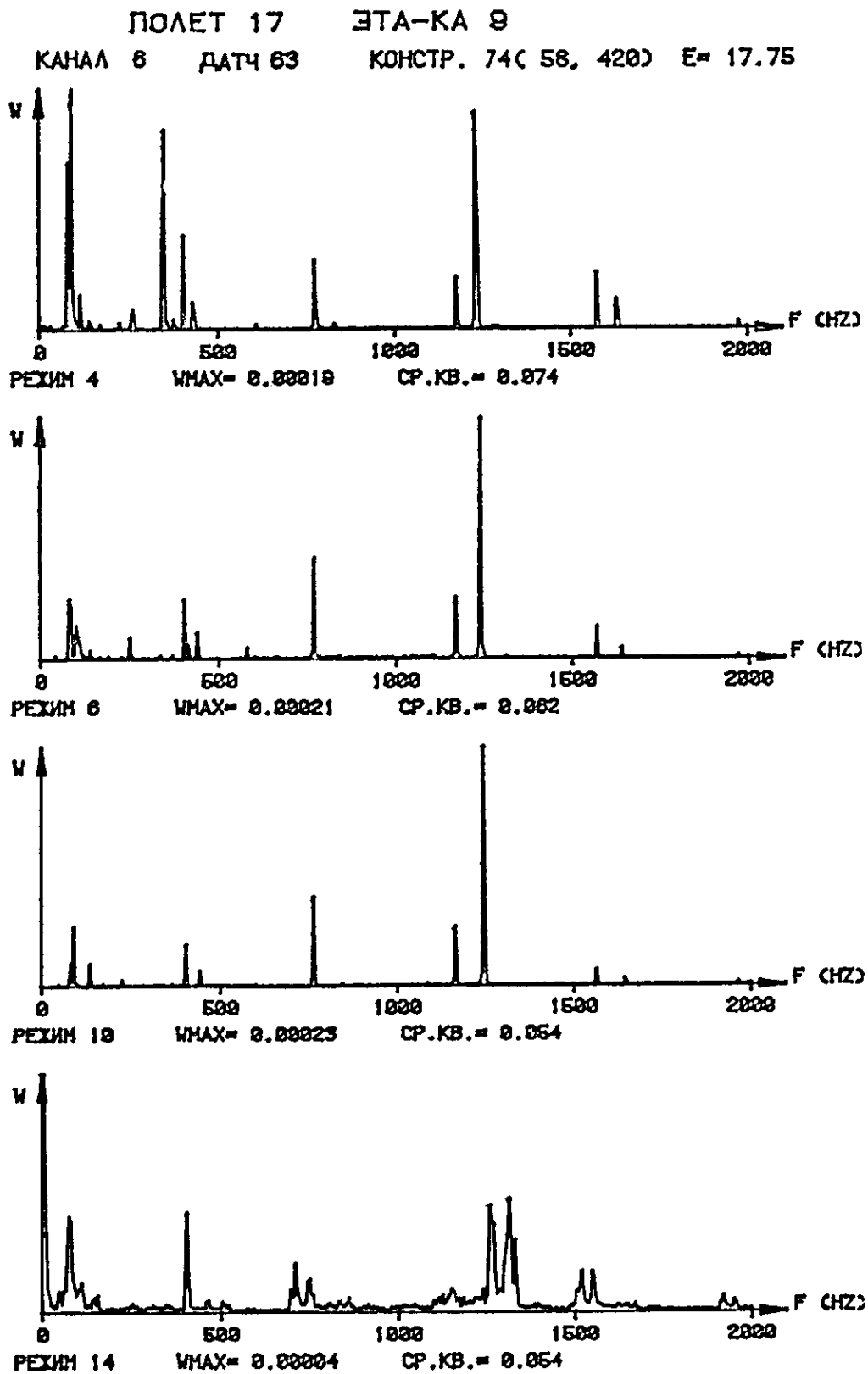


Рисунок 4.38 – Значення вібраційних напружень у трубопроводах, заміряні в процесі льотних випробувань літака Ан-74

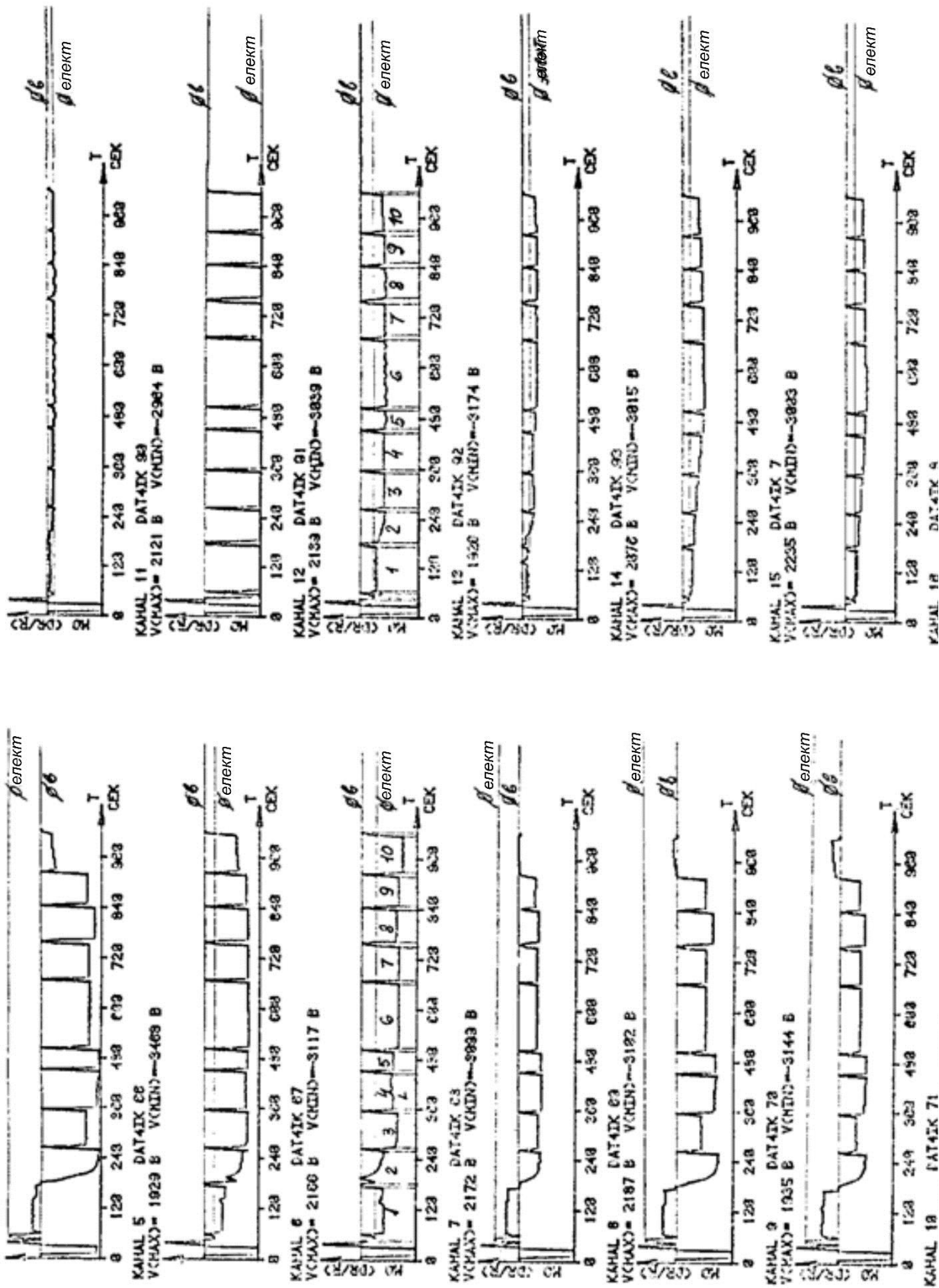


Рисунок 4.39 – Величина статистичних напружень у трубах

4.7 Висновки

1. У розділі розроблено методику оцінювання втомної довговічності трубопроводів ПРМ за змінними повторно-статичними навантаженнями, пов'язаними зі зміненням тисків у трубопроводах за цикл «земля-повітря-земля», а також з урахуванням віброприскорень у різних зонах ПРМ.

2. Для реалізації цієї методики й наближення її адекватності до стендових ресурсних випробувань трубопроводів у розділі подано дослідження впливу матеріалів, конструкції й технології виготовлення трубопроводів на їх втомні характеристики.

3. Результати випробувань на втому трубопроводів зі сталі 12Х18Н10Т показали:

3.1. Отримано межі втоми зразків зварених з'єднань за кімнатної й підвищеної температур, у тому числі й при малих товщинах – 1,0 мм і 0,5 мм.

3.2. При випробуванні на однаковому рівні напружень опір утоми (N) гладких зразків вище опору втоми зразків звареного з'єднання. При кімнатній температурі умовна границя втоми на базі 10^7 циклів гладких зразків – приблизно 33 МПа, зразків зварених з'єднань, виконаних АрДЕЗА, – приблизно 16 МПа, а з'єднань, виконаних АрДЕЗ, – приблизно 130...140 МПа.

3.3. Опір утоми зразків при температурі 440 °С нижче, ніж при кімнатній температурі.

При температурі 440 °С втомна довговічність на заданій базі випробувань отримана при менших напруженнях, ніж при кімнатній температурі, зокрема при $N = 10^7$ циклів зниження величини становить 19...22 %, при $N = 10^6$ циклів – приблизно до 6 %.

3.4. При випробуванні на однакових рівнях напруження (у дослідженому діапазоні напружень $\sigma_{\max} = 140...300$ МПа) при кімнатній та підвищених температурах опір утоми зварених з'єднань, виконаних автоматичним зварюванням, в 1...4 рази більше, ніж з'єднань, виконаних ручним зварюванням. При ручному зварюванні отримано втому довговічність 10^6 циклів при напруженнях на 15...17 % менших, ніж при автоматичному зварюванні, для довговічності 10^7 циклів зниження величини напруження становить приблизно 7 %.

3.5. При температурах 20 °С і 300 °С статична міцність зразків зварених з'єднань із матеріалів товщиною 1,0 мм і 0,5 мм приблизно однакова (відмінність в 1,1 раза).

При температурі 300 °С опір утоми гладких зразків і зразків зварених з'єднань товщиною 1,0 мм вище, ніж зразків товщиною 0,5 мм.

3.6. Піскоструминна обробка поверхні після зварювання не виявляє впливу на статичну міцність зразків.

Утомна довговічність двох партій зразків приблизно однакова (смуги розкиду довговічності зразків з наведеним обробленням на всіх режимах навантажень частково або повністю перекриваються).

3.7. При випробуванні на рівні $\sigma_{\max} = 300$ МПа втомна довговічність зразків (N) при навантаженні із частотою 150 Гц більш ніж в 4 рази перевищує довговічність зразків, отриманих при частоті 36,7 Гц.

4. Дослідження втомних характеристик плоских і трубчастих зразків з технічно чистого титанового сплаву ВТ1-0 показали:

4.1. Опір утоми зварених з'єднань при температурі випробувань 300 °С значно нижче опору втоми основного матеріалу. Наприклад, якщо у зразків товщиною 1,0 мм при $\sigma_{\max} = 210$ МПа довговічність зразків з АрДЕЗА й АрДЕЗ в 2,2...3,9 раза менше довговічності гладких зразків, то при $\sigma_{\max} = 180$ МПа ця відмінність перевищує порядок.

4.2. Опір утоми зварених з'єднань, виконаних РЕЗ і ТЕЗ, надзвичайно низький – нижче опору втоми основного матеріалу в 6...10 разів.

4.3. Результати випробувань зварених з'єднань для різних варіантів термічної обробки показали, що помітного впливу на втомну довговічність зразків режим термічної обробки не виявляє, що може бути пояснено високим ступенем концентрації напружень, яку спричиняє зварений шов.

4.4. Характеристики втоми матеріалу при випробуваннях на циліндричних зразках при плоскому вигині вище, ніж на плоских зразках при пульсуючому навантаженні при розтягненні-стисненні.

4.5. Утомна міцність досліджуваних матеріалів при круговому вигині суттєво нижче, ніж при плоскому.

4.6. Утомна міцність не знижується у зазначеному діапазоні двохосьових статичних розтягувальних напружень.

4.7. У дослідженому діапазоні $\sigma_{\max} = 140...200$ МПа однакова база

випробувань з довговічності для одношовних кілець $d_y = 100$ мм, $t = 0,8$ мм досягається за напружень, на 40 МПа більших, ніж для розгорнутих. Умовна границя втоми (10^7 циклів) одношовних труб – приблизно 140 МПа. Умовна границя втоми розгорнутих кілець $d_y = 63$ мм, $t = 0,5$ мм становить приблизно 120...130 МПа.

5. Випробування зразків з титанового сплаву ПТ-7М виявило:

5.1. Опір утоми гладких зразків вище опору втоми зварених з'єднань. Автоматичне зварювання (порівняно з ручним) підвищує втомну довговічність (\bar{N}) на порядок і більше, і залежить від рівня навантаження.

Напруження, за яких відбувається руйнування на базі випробувань $10^6 \dots 10^7$ циклів, для гладких зразків вище, ніж для зразків зварених з'єднань АрДЕЗА, на 16...18 %, з АрДЕЗ – на 62...65 % при температурі 20 °С і зразків з АрДЕЗА – на 30 % і більше, з АрДЕЗ – на 60 % при температурі 300 °С.

5.2. При температурах випробувань 20 °С і 300 °С у дослідженому інтервалі напружень $\sigma_{\max} = 120 \dots 320$ МПа відпал зразків зварених з'єднань, виконаних ручним та автоматичним зварюванням, не приводить до значного збільшення втомної довговічності (довірчі інтервали на середнє логарифмічне значення довговічності частково або повністю перекриваються). Для автоматичного зварювання виявляється така тенденція: на високих рівнях навантаження зразки з термічною обробкою мають декілька кращі характеристики втомної міцності, а при низьких рівнях – навпаки.

5.3. Для кільцевих розгорнутих фрагментів зі сплаву ПТ-7М доведено таке:

а) міцність кілець $d_y = 63$ мм і $d_y = 100$ мм, $t = 0,5$ мм при кімнатній температурі практично однакова ($\sigma_p = 50,3$ МПа); руйнівне напруження при температурі 300 °С в 1,2 раза нижче σ_p при кімнатній температурі;

б) при $\sigma_{\max} \leq 20$ МПа у дослідженому діапазоні діаметрів кілець вплив масштабного фактора на опір утоми незначний; умовна границя втоми (на базі 10^7 циклів) кілець $d_y = 63$ мм і $d_y = 100$ мм – приблизно 100...120 МПа;

в) підвищена температура (300 °С) значно впливає на опір утоми кілець тільки при випробуваннях на високих рівнях напруження. Так, при температурах 20 °С і 300 °С кільця зруйнувалися на базі випробувань 10^5 циклів при напруженнях $\sigma_{\max} = 310$ МПа і $\sigma_{\max} = 210$ МПа відповідно; на базі випробувань 10^6 циклів відмінність за напруженням становить вже приблизно 2 МПа, а умовні

межі втоми для зазначених вище температур приблизно однакові.

6. За результатами випробувань на втому зварених швів зі сплаву АМГЗМ можна зробити такі висновки:

6.1. Оцінювання впливу технології з'єднання на витривалість проведено на трьох типах зразків: чистому матеріалі АМГЗМ, звареному АрДЕЗ і звареному АрДЕЗА. Результати показали, що найвища втомна міцність отримана на чистому сплаві АМГЗМ, що пояснюється високою концентрацією напружень, внесених як ручним, так і автоматичним АрДЕЗ.

6.2. При оцінюванні впливу температури 120 °С на втомну міцність доведено, що температура не внесла помітних змінень на розташування кривих витривалості.

6.3. Оцінювання впливу старіння в 2000 годин при температурі 120 °С, проведена на тих же типах зразків, що й у п. 6.1 і п. 6.2, показала, що границя витривалості на базі 10^7 циклів підвищилась на 20 МПа на чистому матеріалі, а на зварених з'єднаннях залишилася такою ж.

7. У підрозділі 4.4 вперше подано комплексні дослідження трубопроводів з полімерних композиційних матеріалів, що мають гарну перспективу застосування у ПРМ.

Випробування на втому зразків з матеріалу Т-10-8 зі сполучним СП-97 показали, що при температурах 20 °С і 150 °С на базі 10^7 циклів вони мають границю втоми 120...140 МПа.

8. Створено стенди ресурсних випробувань монтажів трубопроводів, на базі яких проведено перевірку математичних моделей розрахунків на міцність і адекватність, а також підтверджено закладені в конструкцію їх ресурсні характеристики.

9. Розрахункові залежності й результати випробувань на втому, наведені в цьому розділі, спрямовані не тільки на забезпечення ресурсних характеристик трубопроводів, але й можуть бути використані при розв'язанні задач оптимізації, викладених у шостому розділі.

ГЛАВА 5

МЕТОДОЛОГІЯ ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА

Особлива увага до систем протиобледеніння (СПО) літака пов'язана з такими факторами:

- висока частка в енергетичному балансі літака;
- відмова, пов'язана з безпекою виконання польотів.

При проєктуванні систем протиобледеніння вирішуються дві задачі:

1. «Зовнішня» задача СПО:

- дослідження зон осідання льоду;
- визначення рівня енергетичних витрат на захист літака від обледеніння;
- аналіз аеродинамічних характеристик літака при осіданні льоду;
- вибір і визначення обсягу захисту протиобледеніння літака.

2. «Внутрішня» задача СПО:

- проєктування розподільної системи гарячого повітря;
- проєктування протиобліднювачів для поверхонь, які підлягають захисту від обледеніння.

5.1 Математична модель нестационарних процесів тепло- і масообміну на зовнішній поверхні протиобліднювачів літальних апаратів у вологому повітрі («зовнішня» задача)

5.1.1 Постановка задачі та розрахункова схема

Математична модель дає змогу виконувати розрахунки для різних варіантів розрахункових теплопередавальних схем, що істотно відрізняються щодо теплового відношення і програмної реалізації, які визначаються такими можливими станами зовнішньої поверхні літального апарата (ЛА):

- суха (без води і льоду);
- змочена плівкою води (частково або по всій ширині кроку гофра);
- покрита шаром льоду (частково або по всій ширині кроку гофра);
- покрита шаром льоду, який зовні змочений плівкою води (частково або по всій ширині кроку гофра).

Розрахункова схема математичної моделі вибрана таким чином, що стало можливим на її основі створити надійний однаковий алгоритм, який охоплює всі можливі зазначені вище стани поверхні ЛА для всіх існуючих на сьогоднішній день типів повітряно-теплових систем протиобледеніння (ПТ СПО) як постійної, так і циклічної дії.

Крім того, математична модель дозволяє виконувати зручну стиковку і спільну роботу з внутрішніми задачами для електротеплових систем протиобледеніння (ЕТ СПО).

Схему розбиття поверхні протиобліднювача на елементарні відрізки подано на рисунку 5.1. Поверхня, що захищається, умовно розбивається за твірною профілю на елементарні відрізки Δx різної довжини з початком відліку відрізків від характерної точки профілю (для ПТ СПО – точка вдування, для ЕТ СПО – точка теплового ножа).

За координатою Z поверхня розбивається на відрізки Δz , які у конкретному випадку дорівнюють кроку гофра. Розбиття на відрізки Δx і Δz для «зовнішньої» задачі має повністю відповідати розбиттю, прийнятому у «внутрішній» тепловій задачі.

Стикування «внутрішньої» і «зовнішньої» задач здійснюється таким чином: у процесі розрахунку «внутрішньої» задачі на кожному відрізку Δx (для кожного часового розрахункового кроку $\Delta \tau$) здійснюється звернення до блока «зовнішньої» задачі.

На рисунку 5.2 наведено розрахункову схему поверхні протиобліднювача (ППр), покритої шаром льоду і плівкою води.

Шар льоду в границях F вважається елементарною ланкою із скупченими параметрами і описується нестационарним рівнянням збереження енергії, яке розв'язується відносно температури льоду спільно з уже наявною системою аналогічних рівнянь для обшивки ППр, повітря в гофрі та стінки гофра методом прогону, що характеризується високою сталістю розрахунку. Необхідно зазначити, що специфіка нестационарних процесів тепломасообміну на поверхні ППр в умовах польоту у вологому повітрі така, що до математичної сталості їх розрахунку ставляться високі вимоги.

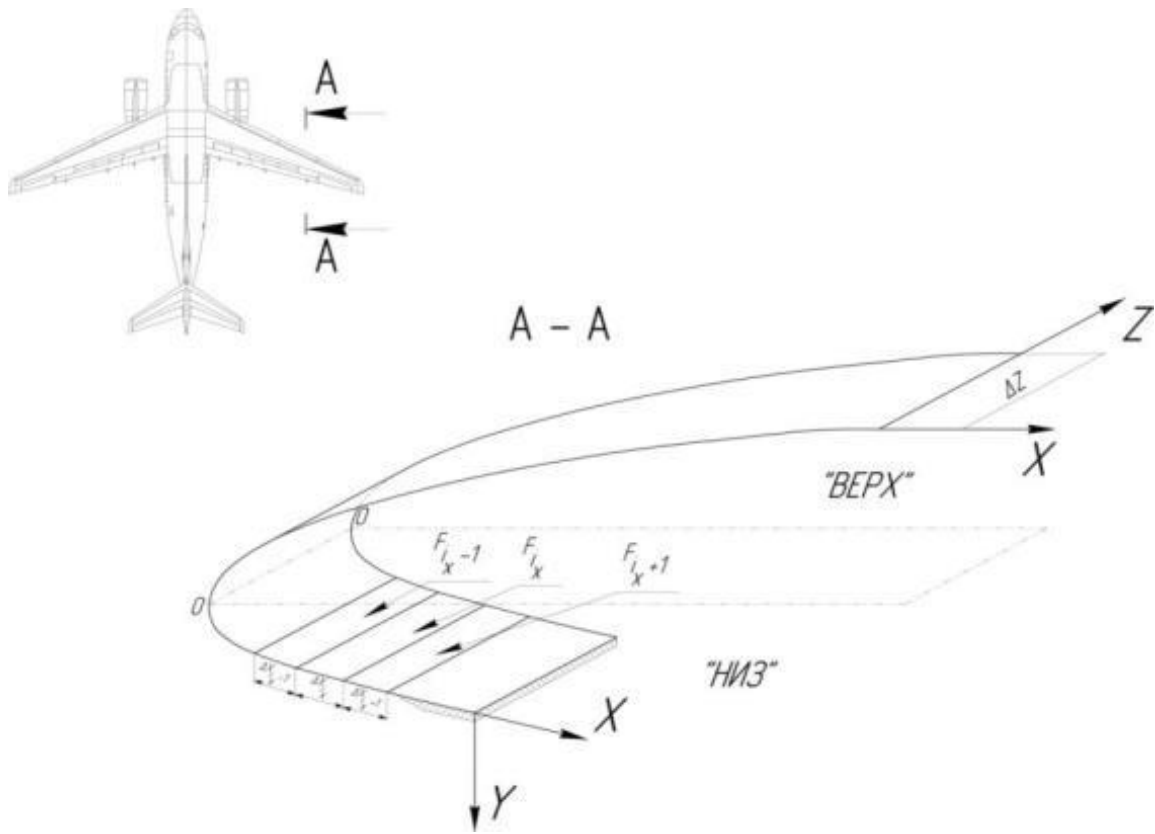


Рисунок 5.1 – Схема розбиття поверхні протиобліднювача на елементарні площинки ΔF_i

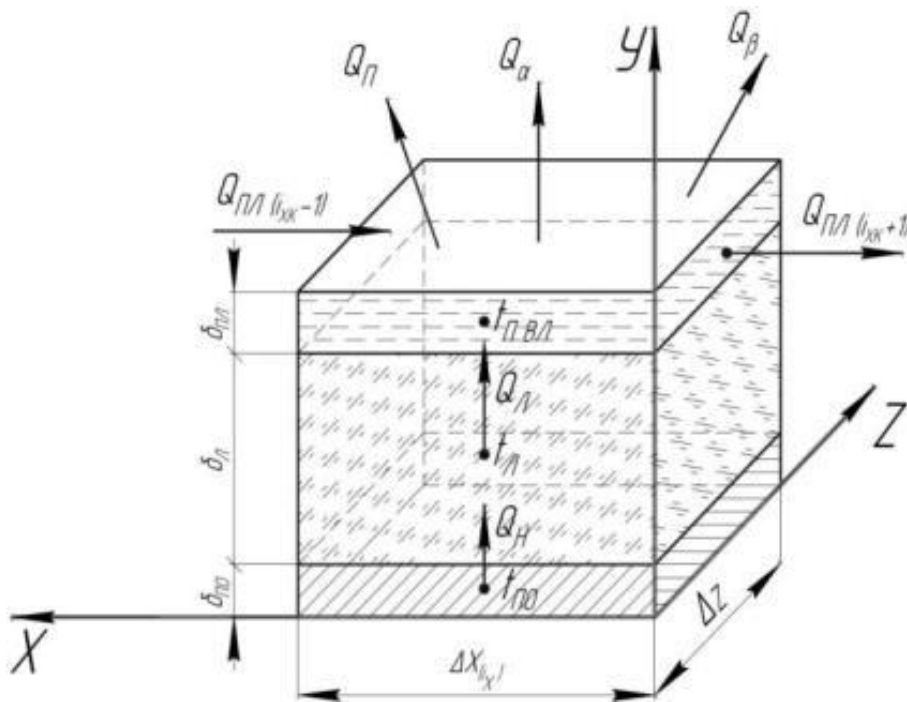


Рисунок 5.2 – Тепловий баланс на елементі поверхні протиобліднювача $\Delta F_{вл}$ ($\xi_{вл} = \xi_l$)

Змочена поверхня ППр, що покрита плівкою води, розглядається як самостійна ланка із скупченими параметрами, через яку здійснюється тепломасообмін між зовнішнім повітрям і ППр. У математичній моделі передбачено, що водяна плівка може знаходитися як на поверхні льоду, так і безпосередньо на поверхні обшивки протиобліднювача залежно від конкретних умов роботи СПО.

Для елементарної поверхні F (покритої кригою, водою або сухою, крім випадків часткового по Δz змочування і часткового по Δz обледеніння) в моделі вважається таке:

- зовнішня поверхня обшивки ППр формально завжди покрита шаром льоду змінної товщини, яка може змінюватися від нуля до свого максимального значення; при нульовому значенні розрахунок для льоду виконується як для умовної безінерційної «прозорої» (у тепловому відношенні) стінки;

- зовнішня поверхня за наявності льоду або його відсутності формально завжди покрита плівкою води змінної товщини, яка також може змінюватися від нуля до свого максимального значення; аналогічно при нульовому значенні розрахунок виконується як для умовної безінерційної «прозорої» (у тепловому відношенні) стінки.

На рисунку 5.3 показано схему розрахунку для випадків часткового змочування і часткового обледеніння зовнішньої поверхні ППр, які можуть мати місце при збіганні водяної плівки в окремі струмочки. Для цих випадків лід і вода розглядаються як елементарні ланки із скупченими параметрами тільки для обледенілої та змоченої частин поверхні F відповідно. При цьому ділянки поверхні F , вільні від льоду і води, імітуються відповідними тепловими потоками.

Такий підхід дозволив створити порівняно простий, однаковий і надійний алгоритм для розрахунку всіх можливих станів ЛА, що є важливим для розв'язання нестационарної, розподіленої «зовнішньої» задачі, коли умови течії, випаровування і замерзання води на поверхні ППр істотно змінюються не тільки по поверхні, але й у часі.

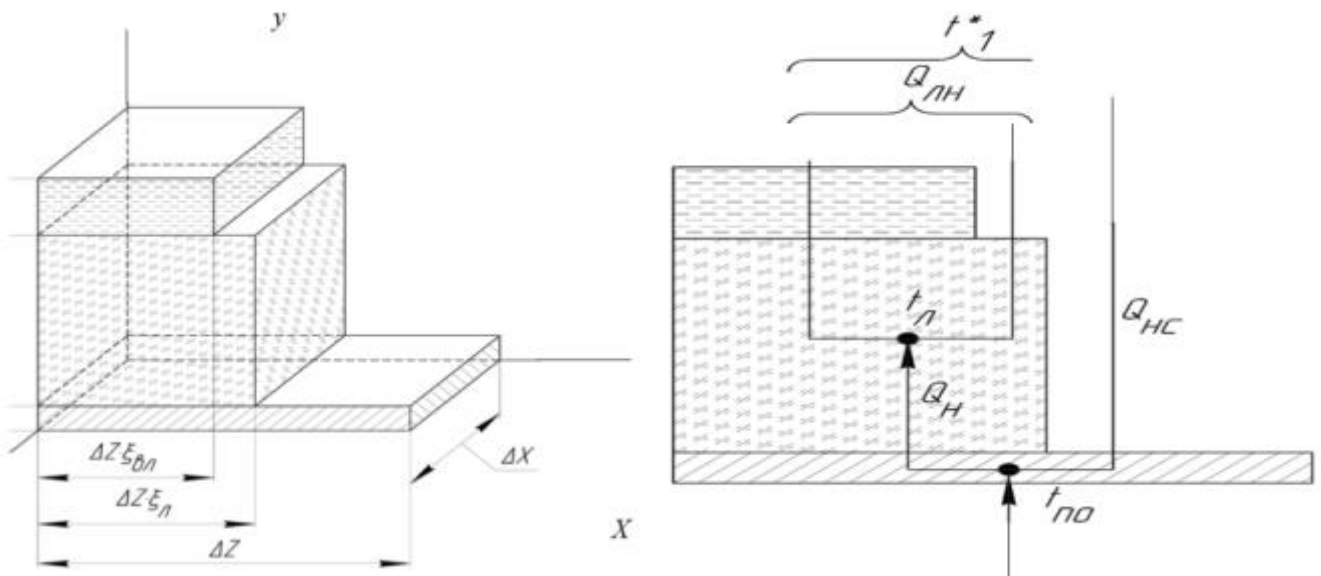


Рисунок 5.3 – Розрахункова схема елемента поверхні для часткового обледеніння ($0 < \xi_{ел} < 1$; $0 < \xi_l < 1$; $\xi_{ел} \neq \xi_l$)

Розрахунковий елемент моделі (див. рисунок 5.2) має такі межі:

- внутрішньою межею є зовнішня поверхня обшивки ППр, через яку здійснюється теплообмін з внутрішньою частиною ПОС; граничною умовою для задачі теплопровідності є значення температури ПО (параметр «внутрішньої» задачі); для «внутрішньої» задачі – температура льоду (параметр «зовнішньої» задачі);

- зовнішньою межею є поверхня плівки води, через яку здійснюється тепломасообмін із зовнішнім середовищем; граничними умовами є температура зовнішнього повітря і коефіцієнт конвективної тепловіддачі в «сухому повітрі» (для задачі теплопровідності), а також водність хмари і коефіцієнт уловлювання (для розрахунку масообміну);

- через бічні межі здійснюється масообмін (по плівці води) з попереднім і наступним відрізками Δx , а саме через ту межу, яка ближче до критичної точки, затікає вода з попереднього відрізка Δx , а через протилежну – йде на наступний Δx ; граничними умовами є значення витрати води з попереднього на наступний відрізки Δx .

Масообмін на зовнішній межі визначається такими потоками маси:

- $G_{ул}$ – масова витрата води у вигляді переохолоджених крапель, які осідають на поверхні ΔF з потоку повітря (масова швидкість уловлювання), кг/с;
- G_{β} – витрата води у вигляді пари, що уходить з водяної плівки (масова швидкість випаровування), кг/с;
- $G_{вин}$ – масова швидкість винесення води з поверхні плівки, кг/с.

Теплообмін на зовнішній межі визначається такими тепловими потоками:

- Q_n – тепловий потік на нагрівання води, що осіла на поверхні, Вт;
- Q_β – тепловий потік на випаровування, Вт;
- Q_α – тепловий потік, що відводиться шляхом конвективного перенесення,

Вт.

Масообмін і теплообмін на межі «лід – водяна плівка» визначаються відповідно:

- G_{zm} – масовою витратою води, яка замерзає і перетворюється на шар льоду (масова швидкість замерзання), кг/с;

- Q_l – тепловим потоком від шару льоду до плівки, Вт.

Теплообмін на внутрішній межі «лід – обшивка ПО» визначається тепловим потоком Q_n (Вт), переданим від металу ППр до льоду. Потік Q_n залежить від двох змінних пов'язаних параметрів – температури обшивки ППр (параметр «внутрішньої» задачі) і температури льоду (параметр «зовнішньої» задачі).

Тепломасообмін на бічній межі розрахункового елемента, яка розташована ближче до критичної точки (на рисунку 5.2 на лівій межі), визначається:

- $G_{nl(ixk-1)}$ – масовою витратою води, що затікає з попереднього (у напрямку течії плівки) відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$;

- $Q_{nl(ixk-1)}$ – тепловим потоком на нагрівання зазначеної витрати води, що затекла з попереднього відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$, Вт.

Тепловий потік внаслідок замерзання води, що осіла, Q_{zm} (Вт), з методологічної точки зору може розглядатися у вигляді джерел тепла, рівномірно розподілених у плівці води, що замерзає.

Початковою умовою є стан теплової рівноваги теплопередавальної системи (метал ПО, лід, вода) при непрацюючій СПО і сухому атмосферному повітрі. При цьому температура всіх елементів системи дорівнює температурі зовнішнього повітря (з урахуванням повного гальмування):

$$t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p} t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}. \quad (5.1)$$

Товщини льоду і водяної плівки дорівнюють нулю.

5.1.2 Основні припущення математичної моделі

При розробленні моделі припускають:

- у границях елементарного відрізка Δx і часового кроку $\Delta \tau$ лід і вода

розглядаються як елементарні шари із скупченими параметрами;

- не враховується осідання на поверхню кристалів льоду;
- перетікання тепла теплопровідністю для води і льоду враховуються тільки у напрямку осі Y , перетіканнями у напрямку осей X і Z нехтують;

- теплофізичні властивості плівки води вважаються постійними;
- теплофізичні властивості льоду (крім густини) вважаються постійними;
- густина льоду визначається щодо температури за інтерполяційною квадратичною залежністю;

- вважається, що переохолоджена вода з повітряного потоку, осівши на зовнішню поверхню обшивки, миттєво перетворюється на «рівноважний» стан (лід або вода);

- змочена частина поверхні $\Delta F_{вл}$ покрита плівкою води рівномірної товщини, незмочена частина вважається сухою; частка змоченої поверхні визначається коефіцієнтом змочування $\xi_{вл}$, одержаним експериментально-розрахунковим шляхом;

- обмерзла частина поверхні $\Delta F_{л}$ покрита шаром льоду рівномірної товщини, визначається коефіцієнтом обледеніння $\xi_{л}$ під час розрахунку в міру замерзання води;

- у границях змоченої частини елементарної поверхні $\Delta F_{вл}$ температура і товщина плівки вважаються постійними протягом розрахункового кроку $\Delta\tau$;

- у границях обмерзлої частини елементарної поверхні $\Delta F_{л}$ температура і товщина льоду вважаються постійними протягом $\Delta\tau$;

- під час прогрівання шару льоду передбачається, що у момент часу досягнення температури $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ на межі «поверхня ПО – лід» зникають сили зчеплення льоду з металом і лід скидається з поверхні $\Delta F_{л}$;

- вкрита водяною плівкою поверхня вважається в границях $\Delta F_{вл}$ плоскою;

- силами ваги та інерцією плівки нехтують; в'язкість води знаходиться у функції від температури за табличними даними із застосуванням лінійної інтерполяції;

- течія плівки відбувається під дією повітряного потоку за твірною профілю у напрямку від критичної точки до меж затікання води;

- здування води з поверхні плівки враховується за допомогою експериментального поправкового коефіцієнта $K_{сд}$;

- течія плівки вважається турбулентною внаслідок турбулізуючого впливу хмарних крапель;

- величиною швидкості течії плівки нехтують порівняно зі швидкістю

повітряного потоку;

- пружність насиченої водяної пари визначається у функції від температури за табличними даними, апроксимованими залежністю

$$e = A \cdot 2,78^{(0,0727 \cdot t \cdot (1 - \frac{t}{300}))}, t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p} t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}, \quad (5.2)$$

де A – сталий коефіцієнт.

5.1.3 Основні розрахункові формули

Теплові потоки, які враховуються у розрахунку для змоченого i_x -го розрахункового елемента поверхні ПО у кожний момент часу τ :

- *тепловий потік, що відводиться шляхом конвективного перенесення:*

$$Q_a = A_c \cdot (t_{нвл} - t_1^*), t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}, \quad (5.3)$$

де

$$t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p} A_a = a_c \cdot \Delta F_{вл}, t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}, \quad (5.4)$$

де a_c – коефіцієнт конвективної тепловіддачі для сухого повітря; $t_{нвл}$ – температура поверхні; t_1^* – місцева рівноважна температура прилежого шару, яка для наших умов може бути подана у вигляді

$$t_1^* = t_0 + \frac{(V_0^2 - V_1^2)}{2 \cdot c_p} + r^* \cdot \frac{V_1^2}{2 \cdot c_p} \cdot t^* = t_0 + \frac{V_0^2}{2 \cdot c_p}; \quad (5.5)$$

- *тепловий потік на випаровування*

$$Q_\beta = \Delta F_{вл} \cdot \alpha_c \cdot \frac{0,622 \cdot L_U}{c_p} \cdot \frac{(e_n - e_1^*)}{P}, \quad (5.6)$$

де e_n і e_1^* – пружність водяної пари відповідно при температурі поверхні та при рівноважній температурі повітря у прилежому шарі:

$$P = P_n + \Delta P_{дин}. \quad (5.7)$$

Тут $\Delta P_{дин}$ – швидкісний напір:

$$\Delta P_{дин} = \frac{P_e \cdot V_0^*}{2}. \quad (5.8)$$

Відповідно до закону газового стану

$$P_B = \frac{P}{R \cdot (t_1^* + 273)} = \frac{P_n \cdot P}{R \cdot (t_1^* + 273)}, \quad (5.9)$$

де P – місцевий відносний тиск.

Тоді тепловий потік на випаровування

$$Q_{\beta} = \Delta F_{\text{вл}} \cdot \alpha_c \cdot \frac{0,622 \cdot L_U}{c_p} \cdot \frac{(L_n - L_1^*)}{\left(P_n + \frac{P_H \cdot P}{R_H \cdot (t_1^* + 273)}\right)}; \quad (5.10)$$

- тепловий потік на нагрівання води, що осіла на i_x -й елементарній ділянці

ПО:

$$Q_n = C_{\beta} \cdot \varepsilon \cdot \omega \cdot V_0 \cdot (t_{\text{нвл}} - t_1^* - \Delta t_{\text{в.кін}}) = A_n \cdot (t_{\text{нвл}} - (t_1^* + \Delta t_{\text{в.кін}})), \quad (5.11)$$

де $\Delta t_{\text{в.кін}}$ – підігрівання води внаслідок перетворення кінетичної енергії крапель на тепло:

$$\Delta t_{\text{в.кін}} = \frac{V_0^2}{2 \cdot c_{\varepsilon}}, \quad (5.12)$$

де c_{ε} – питома теплоємність;

- тепловий потік на нагрівання (охолодження) води, що затікає з попереднього відрізка $\Delta x_{(ixk-1)}$:

$$Q_{\text{нл}(ixk-1)} = c_{\varepsilon} \cdot (t_{\text{нвл}} - t_{(ixk-1)}) \cdot G_{\text{нл}(ixk-1)} = A_{\text{нл}} \cdot (t_{\text{нвл}} - t_{(ixk-1)}); \quad (5.13)$$

- тепловий потік внаслідок замерзання води на вологій поверхні

$$Q_{\text{зм}} = G_{\text{зм}} \cdot L_{\text{л}} \quad \text{при } t_{\text{н}} < 0 \text{ } ^\circ\text{C}; \quad (5.14)$$

- тепловий потік від обшивки ПО та льоду

$$Q_{\text{н}} = (t_{\text{но}} - t_{\text{нвл}}) \cdot \Delta F \cdot \frac{2}{\left(\frac{\delta_{\text{но}}}{\lambda_{\text{но}}} + \frac{\delta}{2\lambda_{\text{л}}}\right)}, \quad Q_{\text{зм}} = G_{\text{зм}} \cdot L_{\text{л}} \text{ при } t_{\text{н}} < 0 \text{ } ^\circ\text{C}, \quad (5.15)$$

де $t_{\text{но}}$ і $t_{\text{л}}$ – температура обшивки ПО та льоду відповідно;

- тепловий потік від середини товщини льоду

$$Q_{\text{дн}} = (t_{\text{д}} - t_{\text{нвл}}) \cdot \Delta F_{\text{вл}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{\delta}{2\lambda_{\text{л}}} + \frac{\delta_{\text{нл}}}{\lambda_{\text{в}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{вл}}}\right)} = A_{\text{лн}} (t_{\text{л}} - t_1^*). \quad Q_{\text{зм}} = G_{\text{зм}} \cdot \quad (5.16)$$

$$L_{\text{л}} \text{ при } t_{\text{н}} < 0 \text{ } ^\circ\text{C}.$$

Масові витрати на ділянці Δx , які враховуються у розрахунку в кожний момент часу τ :

- масова швидкість уловлювання крапель води з атмосферного повітря

$$G_{\text{ул}} = \varepsilon \cdot \omega \cdot V_0 \cdot \Delta F_{\text{вл}} \cdot Q_{\text{зм}} = G_{\text{зм}} \cdot L_{\text{л}} \text{ при } t_{\text{н}} < 0 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (5.17)$$

- масова швидкість винесення води з поверхні плівки

$$G_{вин} = G_{ул} \cdot K_{з0} \cdot Q_{зМ} = G_{зМ} \cdot L_{л} \text{ при } t_n < 0 \text{ } ^\circ\text{C}; \quad (5.18)$$

де $K_{з0}$ – експериментальний коефіцієнт здування;

- масова швидкість випаровування з поверхні

$$G_{\beta} = \frac{Q_{\beta}}{L_U} \cdot Q_{зМ} = G_{зМ} \cdot L_{л} \text{ при } t_n < 0 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (5.19)$$

- витрата води у пливці на виході з відрізка Δx

$$G_{пл} = G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)} - G_{\beta} - G_{зМ} \cdot Q_{зМ} = G_{зМ} \cdot L_{л} \text{ при } t_n < 0 \text{ } ^\circ\text{C}. \quad (5.20)$$

Витрата води, що затекла з попереднього відрізка Δx , дорівнює витраті на виході з попереднього відрізка Δx .

Температура вологої поверхні (води у пливці) визначається з балансного рівняння збереження енергії у нетрадиційній постановці:

$$A_{\tau} \cdot (t_n - t_{it-1}) = \Sigma Q = Q_{л} - Q_{\alpha} - Q_{\beta} - Q_n - Q_{пл(іхк-1)} + Q_{зМ}. \quad (5.21)$$

Якщо у результаті розрахунку виявиться, що $t_{нвл} < 0$, то це означає, що частина води (або вся вода) має замерзнути з виділенням теплоти замерзання $Q_{зМ}$, оскільки на поверхні не може існувати переохолоджена вода. Зобразимо балансне рівняння у вигляді

$$A_{\tau}(t_n - t_{it-1}) = A_{л}(t_{л} - t_{нвл}) + A_{\alpha}(t_{нвл} + t_1^*) - Q_{\beta}^* + A_n((t_1^* + \Delta t_{в.кін}) - t_{нвл}) + A_{пл}(t_{н(іхк-1)} - t_{нвл}) + Q_{зМ}, \quad (5.22)$$

де

$$A_{\tau} = \frac{\Delta F_{вл} \cdot \delta_{пл} \cdot c_{\epsilon} \cdot P_{\epsilon}}{\Delta \tau}; \quad (5.23)$$

$$A_{л} = \frac{2 \cdot \Delta F_{вл}}{\frac{\delta_{л}}{\lambda_{л}} + \frac{\delta_{пл}}{\lambda_{в}}}; \quad (5.24)$$

$$A_{II} = c_{\epsilon} \cdot \epsilon \cdot w \cdot V_0; \quad (5.25)$$

$$A_{пл} = c_{\epsilon} \cdot G_{пл(іхк-1)}; \quad (5.26)$$

$$A_{\alpha} = \Delta F \cdot \alpha_c. \quad (5.27)$$

Після перетворення рівняння може бути зведено до вигляду

$$t_{нвл} \cdot (A_{\tau} + A_{л} + A_{\alpha} + A_n + A_{пл}) = A_{\tau} \cdot t_{нвл(it-1)} + A_{л} \cdot t_{л} + A_{\alpha} \cdot t_1^* - Q_{\beta} + A_n \cdot (t_1^* + \Delta t_{в.кін}) + A_{пл} \cdot t_{нвл(іхк-1)}. \quad (5.28)$$

Позначимо через SQ праву частину рівняння (3.28), а через SA – множник

при $t_{нвл}$ в лівій частині рівняння (3.28). Тоді

$$t_{нвл} = \frac{SQ + Q_{зм}}{SA}. \quad (5.29)$$

SA завжди має додатне скінчене значення, оскільки є сумою сталих коефіцієнтів.

SQ може мати як податні, так і від'ємні значення, оскільки містить змінні величини.

Якщо $SQ > 0$, то це означає, що на поверхні вода переохолоджена і має замерзнути (частково або повністю).

Якщо при цьому

$$|SQ| \leq L_l \cdot G_{yl} - G_{вин} + G_{нл(іхк-1)} - G_{\beta}), \quad (5.30)$$

тобто якщо плівка внаслідок цього переохолодження вимерзне не вся, а частково, то теплота замерзання буде дорівнювати переохолодженню $Q_{зм} = |SQ|$, температури води і льоду, що утворився, будуть дорівнювати 0°C .

В іншому випадку замерзне вся вода на поверхні, тобто

$$G_{зм} = (G_{yx} - G_{вин} + G_{нл(іхк-1)} - G_{\beta}) - G_{\beta}). \quad (5.31)$$

При цьому виділиться теплота замерзання

$$G_{зм} = L_l \cdot G_{зм} < |SQ|, \quad (5.32)$$

тобто вода замерзне, не досягнувши температури 0°C .

У праву частину рівняння (3.28) має бути додана величина $G_{зм}$, тоді температура вологої поверхні

$$t_{нвл} = \frac{SQ + Q_{зм}}{SA}. \quad (5.33)$$

Масова швидкість замерзання

$$G_{зм} = \frac{Q_{зм}}{L_l}. \quad (5.34)$$

Температура льоду для $\xi_{вл} = 1$ і $\xi_l = 1$, що визначається на i -му відрізьку Δx у кожний момент часу τ .

Середня температура у середині товщини льоду визначається з балансного рівняння збереження енергії у нестационарній постановці:

$$\Delta F_{вл} \cdot \frac{\delta_l \cdot P_l \cdot C_l}{\Delta \tau} \cdot (t_l - t_{л(i\tau-1)}) = Q_n - Q_{лн} + G_{зм} \cdot C_l (t_{нвл} - t_l). \quad (5.35)$$

Рівняння може бути подано у вигляді

$$A_{\tau l} \cdot (t_l - t_{l(i\tau-1)}) = A_{лн} \cdot (-t_l + t_1^*) + A_{зм} \cdot (t_{нвл} - t_l) \quad (5.36)$$

і потім зведено до форми Коші, зручної для розв'язання методом прогону спільно з уже наявною в блоці «ТПС» системою аналогічних рівнянь для обшивки ПО, повітря у гофрі та стінки гофра:

$$a \cdot t_{no} - c \cdot t_l + b \cdot t_1^* = f, \quad (5.37)$$

де $a = A_n$; $b = A_{лн}$;

$$c = A_{\tau l} + A_n + A_{лн}; \quad (5.38)$$

$$f = -A_{\tau l} \cdot t_{l(i\tau-1)}; \quad (5.39)$$

$$A_n = \frac{2 \cdot \Delta F_l}{\frac{\delta_{no}}{\lambda_{no}} + \frac{\delta_l}{\lambda_l}}; \quad (5.40)$$

$$A_{лн} = \frac{\Delta F_l}{\frac{\delta_l}{\lambda_l} + \frac{\delta_{нл}}{\lambda_{\beta}} + \frac{1}{\alpha_{вл}}}; \quad (5.41)$$

$$A_{\tau l} = \frac{\Delta F_l \cdot \delta_l \cdot P_l \cdot C_l}{\Delta \tau}; \quad (5.42)$$

$$A_{зм} = G_{зм} \cdot C_l. \quad (5.43)$$

Як коефіцієнт тепловіддачі від вологої поверхні до зовнішнього повітря $\alpha_{вл}$ можна вважати умовну величина, що характеризує інтенсивність відведення тепла від вологої поверхні до зовнішнього повітря, в напрямку y , яку можна подати у вигляді

$$\alpha_{вл} = \frac{Q_{\alpha} + Q_{\beta} + Q_n}{t_{нвл} - t_1^*}. \quad (5.44)$$

Середня товщина льоду на i_x -му відрізку Δx у кожен момент часу τ визначається відповідно до рівняння збереження маси з балансного співвідношення:

$$\delta_l = \delta_{l(i\tau-1)} + \frac{G_{зм} \cdot \Delta \tau}{P_l \cdot \Delta F \cdot \xi_l}, \quad (5.45)$$

де $\delta_{l(i\tau-1)}$ – товщина льоду в попередній момент часу.

Товщина плівки води визначається формулою

$$\delta_{пл} = \sqrt{\frac{G_{пл} \cdot \mu_{\phi} \cdot 2}{P_{\phi} \cdot h_{2\phi} \cdot \xi_{вл} \cdot Ft_r}}, \quad (5.46)$$

де

$$G_{пл} = G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(іхк-1)} - C_{\beta} - G_{зм}, \quad (5.47)$$

Ft_r – тертя повітряного потоку; C_f – коефіцієнт тертя, який для турбулентної течії визначається так:

$$C_f = \frac{0,0592}{Re_{пов}^{0,2}}. \quad (5.48)$$

Коефіцієнт змочування $\xi_{вл}$ для випадків неповного змочування поверхні ΔF , коли $0 < \xi_{вл} < 1$

Водяна плівка утворюється у результаті уловлювання хмарних крапель поверхнею, підігрітою до позитивної температури. Під дією повітряного потоку плівка тече по поверхні у напрямку від критичної точки до меж затікання води. В міру течії вона здувається і випаровується (частково або повністю), а потрапивши на поверхню, що має негативну температуру, замерзає. При досягненні певної мінімальної товщини цілісність плівки порушується, і вона збігається в окремі струмочки, які поступово звужуються і можуть поширюватися на значні відстані. Визначення $\xi_{вл}$ при неповному змочуванні становить значні труднощі, у той же час його величина істотно впливає на тепловий стан обшивки ПО, оскільки інтенсивність охолодження вологій поверхні значно вище, ніж сухої.

Р. Х. Тенешевим на лабораторному стенді для умов, близьких до натуральних, була зафіксована картина збігання водяної плівки. Зазначені результати були оформлені автором у вигляді наближеної графічної залежності $\xi_{вл} = f(S)$, де S – відстань за твірною профілю від межі зони уловлювання (рисунок 5.4). У границях зони уловлювання автор рекомендує вважати $\xi_{вл} = 1$.

Зазначена графічна залежність і рекомендації були взяті за основу визначення $\xi_{вл}$, а саме в зоні осідання $\xi_{вл} = 1$; за границями зони осідання $\xi_{вл}$ визначається за двома лінійними залежностями, що апроксимують експериментальну криву:

$$\begin{aligned} & - \xi_{вл} = f(S) \text{ – для } S \leq 0,0147 \text{ м; } \xi_{вл} = 1 - 50 \cdot S; \\ & - \xi_{вл} = f(S) \text{ – для } S > 0,014 \text{ м; } \xi_{вл} = 0,27 - 0,5 \cdot S, \end{aligned}$$

де S має розмірність «м». Крім цього, були введені деякі поправки.

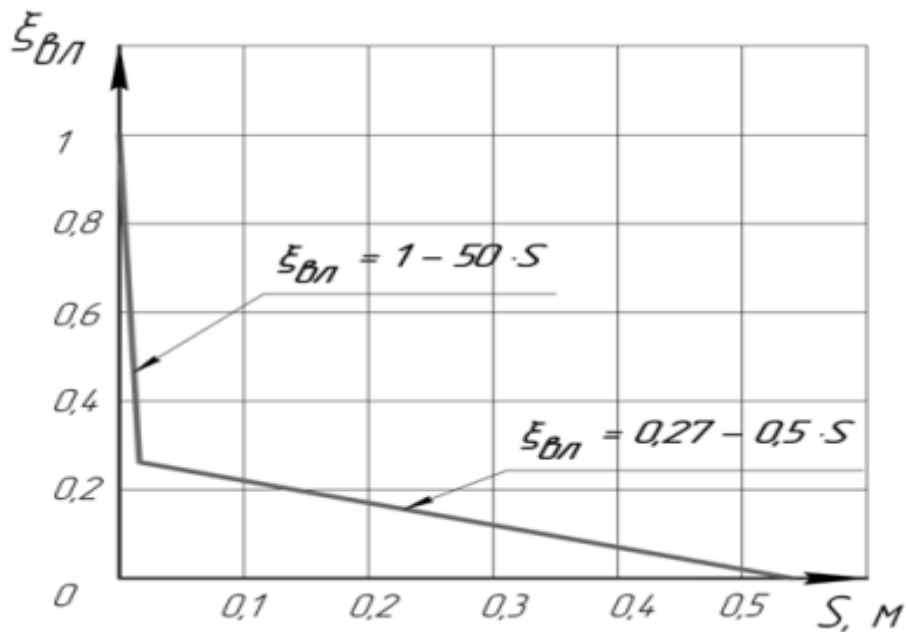


Рисунок 5.4 – Лінійна апроксимація експериментальних орієнтовних значень коефіцієнта змочування поверхні обшивки протиобліднювача: S – відстань за твірною профілю від межі осідання крапель у напрямку до межі розтікання води

Аналіз умов і результатів лабораторного експерименту показав, що досліди проводилися для відносно невисоких значень теплового потоку і великих витрат води (у наших позначеннях Q_n і $G_{пл}$).

В той же час для більш високих Q_n і нижчих $G_{пл}$ картина течії плівки може істотно відрізнятись, оскільки, наприклад, в області точки вдування, де Q_n високий, а $\xi_{вл} = 1$ (відповідно до рекомендацій), може виявитися, що тепловий потік на випаровування, розрахований за формулою (5.6), значно перевищує величину теплового потоку, необхідного для випаровування всієї води, що потрапила на поверхню $Q_{\beta} > L_U \cdot (G_{ул} - G_{вин} + G_{пл(i,k-1)})$, тобто буде порушений закон збереження маси. У зв'язку з цим до програми внесено коригування, що не дозволяє Q_{β} набувати значень вище зазначеної величини. Також обмежується мінімальна розрахункова товщина плівки, за якої плівка існувати вже не може і вироджується в окремі краплі та плями.

Крім того, передбачається додаткове коригування величин $\xi_{вл}$ і $K_{зд}$ на основі порівняння результатів розрахунку з льотними випробуваннями ДП «АНТОНОВ» у вологому повітрі.

Температура льоду для випадків неповних змочування та обледеніння, коли $0 < \xi_l < 1$ і $\xi_{вл} \neq \xi_l$. Розрахункову схему елемента поверхні для такого випадку

наведено на рисунку 5.3.

Розрахунок температури льоду ідентичний розрахунку для випадку повного змочування і можливого повного обледеніння ($\xi_{вл} = 1$ і $\xi_l = 1$), за винятком виразу для розрахунку теплового потоку від льоду до зовнішнього повітря $Q_{лн}$. Відповідно до рисунка 5.3 потік $Q_{лн}$ дорівнює сумі двох потоків (перший через «суху» поверхню льоду, а другий – через «вологу» поверхню льоду) і визначається формулою

$$Q_{лн} = A_{лн2} \cdot (t_1 - t_l), \quad (5.49)$$

де

$$A_{лн2} = \frac{\Delta F \cdot \xi_{вл}}{\frac{\delta_l}{2 \cdot \lambda_n} + \frac{\delta_{пл}}{\lambda_g} + \frac{1}{\alpha_{вл}}} + \frac{\Delta F \cdot (\xi_l - \xi_{вл})}{\frac{\delta_l}{2 \cdot \lambda_n} + \frac{1}{\alpha_c}}. \quad (5.50)$$

Тепловий потік від обшивки ПО до зовнішнього повітря і льоду для випадку неповного обледеніння елементарної поверхні ΔF ($0 < \xi_l < 1$)

Відповідно до розрахункової схеми, наведеної на рисунку 5.3, тепловий потік дорівнює сумі двох потоків - до льоду (Q_n) і до повітря ($Q_{нс}$):

$$Q_{н\Sigma} = Q_n + Q_{нс}, \quad (5.51)$$

де

$$Q_n = \frac{\Delta F \cdot \xi_l \cdot 2}{\left(\frac{\delta_{но}}{\lambda_{но}} + \frac{\delta_l}{\lambda_l}\right)}; \quad (5.52)$$

$$Q_{нс} = \frac{\Delta F \cdot (1 - \xi_l)}{\left(\frac{\delta_l}{\lambda_l} + \frac{1}{\alpha_c}\right)}. \quad (5.53)$$

5.1.4 Послідовність розрахунку

1. Вихідним станом теплопередавальної системи є стан температурної рівноваги за умови обтікання сухим атмосферним повітрям (вологості повітря присвоюється нульове значення) за відсутності нагрівання, включаючи тепловий ніж (тепловим потужностям присвоюються нульові значення). У цьому стані всім розрахунковим елементам (ППр, лід, вода) задається температура атмосферного повітря (з урахуванням гальмування потоку). Для всієї поверхні літального апарата (ЛА), включаючи і «хвостики», присвоюються нульові значення товщинам водяних плівок і льоду.

2. Потім параметрам вологого повітря присвоюються значення, що відрізняються від нуля, і розрахунок виконується для вологого повітря без обігрівання СПО (включаючи і тепловий ніж). Протягом даного режиму відбувається початкове льодоутворення на поверхні ЛА. Розрахунок виконується для деякого заданого проміжку часу $\tau_{\beta x}$.

3. Далі включається постійне або циклічне нагрівання, і розрахунок триває при заданих значеннях теплової потужності нагрівачів (основного і теплового ножів). При циклічному нагріванні передбачається починати розрахунок з гарячого циклу (тривалість гарячого і холодного циклів, а також кількість циклів задаються).

Розроблена модель за необхідності може бути також використана для виконання розрахунків СПО у сухому повітрі. У цьому випадку послідовність розрахунку аналогічна:

1. Вихідним станом теплопередавальної системи є стан температурної рівноваги за умови обтікання сухим атмосферним повітрям (вологості повітря присвоюється нульове значення) за відсутності нагрівання, включаючи і тепловий ніж (тепловим потужностям присвоюються нульові значення). У цьому стані всім розрахунковим елементам (ППр, лід, вода) задається температура атмосферного повітря (з урахуванням гальмування потоку). Для поверхні ЛА, включаючи і «хвостики», присвоюються нульові значення товщинам водяних плівок і льоду.

2. Далі включається постійне або циклічне нагрівання, і розрахунок триває при заданих значеннях теплової потужності нагрівачів (основного і теплового ножів). При циклічному нагріванні передбачається починати розрахунок з гарячого циклу (тривалість гарячого і холодного циклів, а також кількість циклів задаються).

Таким чином, у результаті виконаної роботи:

- розроблено математичну модель нестандартних процесів теплообміну на зовнішній поверхні, яку можна розглядати як один з методів дослідження систем протиобледеніння;

- розроблено програмний блок на основі запропонованої математичної моделі, що забезпечує розв'язання «зовнішньої» задачі;

- для розв'язання «зовнішньої» задачі за допомогою запропонованої моделі використовуються математичні програми, наявні в ДП «АНТОНОВ»;

- стикування і спільна робота із зазначеними програмами здійснюється за

допомогою звернення на кожному елементарному відрізку Δx (в границях кожного розрахункового часового кроку) до програмного блока «зовнішньої» задачі, який розроблено на основі цієї математичної моделі;

- розроблений програмний блок із запропонованою моделлю також дозволяє виконувати розрахунки постійних і циклічних ПТ СПО і ЕТ СПО в сухому повітрі, що необхідно для порівняння з результатами льотних випробувань у сухому повітрі.

5.2 Методика автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються

5.2.1 Розрахунковий елемент і припущення, взяті при розрахунку протиобліднювачів в «сухому» повітрі та в умовах природного обледеніння

Методика визначає порядок виконання розрахунків для протиобліднювачів поверхонь крила і хвостового оперення на стаціонарному тепловому режимі та за будь-якого поєднання зовнішніх факторів, а саме:

- тепловий розрахунок протиобліднювачів повітряно-теплової системи протиобледеніння (ПТ СПО) у «сухому» повітрі;

- розрахунок мас води, що осіла на протиобліднювачі, в умовах природного обледеніння (УПО);

- тепловий розрахунок протиобліднювачів ПТ СПО в УПО;

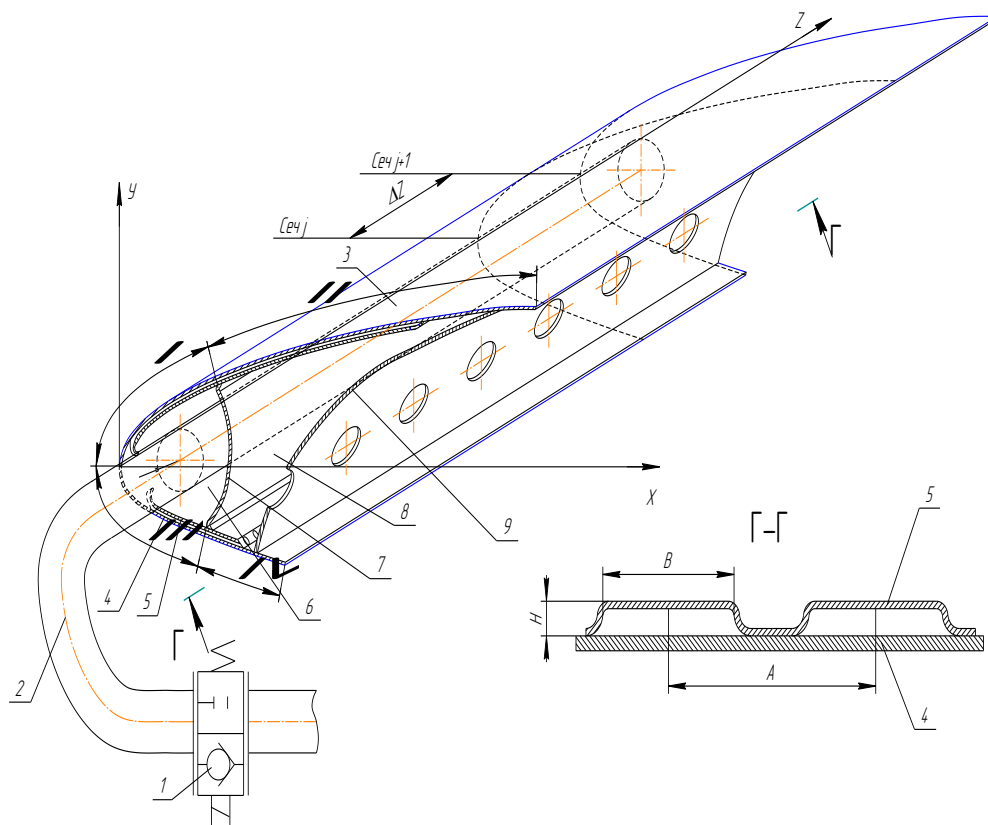
- розрахунок мас води, що випарувалася і затекла.

Попередньо виконуються:

- розрахунок геометричних характеристик профілю та конструктивних елементів, необхідних для розрахунку параметрів обтікання і теплового розрахунку;

- розрахунок параметрів обтікання профілю і параметрів уловлювання хмарних крапель.

Об'єктом дослідження є ПТ СПО агрегату (елемента), що містить протиобліднювачі з льодом (або без нього), гофри, камеру, канал, роздавальну і підвідні трубопроводи, циклічні клапани.



- 1 – циклічний клапан; 2 – підвідна труба; 3 – роздавальна труба;
 4 – протиобліднювач; 5 – гофр; 6 – камера; 7 – стінка камери; 8 – канал;
 9 – стінка каналу; A , B , H – крок, ширина і висота гофрів, відповідно;
 ΔZ – ділянка між двома розрахунковими (j і $j+1$) перерізами по вісі Z

Рисунок 5.5 – Розрахунковий елемент повітряно-теплової системи протиобледеніння

Розрахунковий елемент – ділянка конструкції ПТ СПО від входу гарячого повітря у роздавальну трубу по вісі Z до останнього розрахункового перерізу (рисунок 5.5).

Ділянки у розрахунковому перерізі (у площині XOY):

- I ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача від лобової точки до стінки камери по верхній поверхні протиобліднювача;
- II ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача від лобової точки до стінки камери по нижній поверхні протиобліднювача;
- III ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача між стінками камери і каналу по верхній поверхні протиобліднювача;
- IV ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача між стінками камери і каналу по нижній поверхні протиобліднювача.

У результаті розрахунків одержуємо:

- повну температурну характеристику протиобліднювачів у «сухому» повітрі та в УПО з урахуванням теплопровідності матеріалу в будь-які задані

моменти часу, в тому числі й на стаціонарному режимі;

- температуру гарячого повітря в гофрах залежно від варіантів конструктивного виконання протиобліднювачів (розрахункової схеми);

- швидкісні та теплові характеристики «зовнішнього» (холодного) і «внутрішнього» (гарячого) потоків повітря;

- маси води, що осіла і випарувалася, а також води, що затекла за поверхні, які обігриваються.

Загальні припущення, взяті при розрахунку протиобліднювачів у «сухому» повітрі та в умовах природного обледеніння:

1. При розрахунках місцевих коефіцієнтів тепловіддачі на поверхні аеродинамічного профілю в критичній його точці носок замінюється вписаним циліндром і плоскою пластиною на решті частині профілю.

2. Для урахування впливу кривизни аеродинамічного профілю у рівняння обтікання плоскої пластини замість швидкості потоку, що набігає, вводиться швидкість повітря на аеродинамічному профілі.

3. Урахування впливу змінення температури поверхні профілю за його довжиною на коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі досягається введенням значення ефективної температури T_{ef} за формулою Еккерта.

4. Теплофізичні характеристики повітря розраховуються за значенням ефективної температури T_{ef} .

5. Густина повітря визначається за барометричним тиском на розрахунковій висоті та значенням T_{ef} .

6. Залежність барометричного тиску незбуреного потоку повітря P_n , кгс/см², від висоти польоту має вигляд

$$P_n = P_o (1 - 0,225694 \cdot 10^{-4} \cdot H)^{5,2533}, \quad (5.54)$$

де $P_o = 1,033$ кгс/см².

7. Для дозвукових польотів ($V < 0,8M$) і висоти польотів до 20 км теплофізичні характеристики повітря – коефіцієнт динамічної в'язкості, питома теплоємність, коефіцієнт теплопровідності – не залежать від барометричного тиску.

8. Коефіцієнт відновлення у примежовому шарі вважається сталим по всій поверхні профілю і дорівнює $r = 0,88$.

9. Крок, ширина і висота гофра вважаються постійними на розрахунковій ділянці.

10. Розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі гарячого повітря в гофрах на ламінарному режимі течії (до значення числа Рейнольдса $Re = 2300$, визначеного

за характерним розміром, що дорівнює $2h$) проводиться за табульованим теоретичним рішенням Newton, Reynolds and Kraus, одержаним для умов ламінарної течії рідин на початковій ділянці плоскої труби (постійної висоти) при постійній густині теплового потоку на одній стінці та такій, що дорівнює нулю, – на іншій.

11. Змінність теплофізичних параметрів впоперек примежового шару при охолодженні повітря в гофрі не впливає на коефіцієнти тепловіддачі при розрахунку їх за дійсним значенням температури гарячого повітря.

12. Для врахування видування гарячого повітря вводиться коефіцієнт змінення внутрішньої тепловіддачі, що враховує вплив удару струменя гарячого повітря.

13. Коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі для турбулентного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \geq 10000$) визначаються за формулами течії в трубах з урахуванням збільшення тепловіддачі на гідродинамічній початковій ділянці та введенням величини еквівалентного діаметра гофра.

14. Коефіцієнти тепловіддачі для перехідного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($2300 < Re_i < 10000$) визначаються за інтерполяційною логарифмічною прямою (пряма з'єднує значення логарифмів критеріїв Нуссельта ($\lg Nu$), розрахованих для значень критеріїв Рейнольдса $Re = 2300$ і $Re = 10000$).

15. Розрахунок коефіцієнта тепловіддачі $\alpha_{кан}$ у каналі протиобліднювача проводиться за формулами вимушеної конвекції при швидкості повітря в каналі $V_{кан} > 0,1$ м/с або за формулами вільної конвекції при $V_{кан} \leq 0,1$ м/с.

16. Коефіцієнт тепловіддачі в камері протиобліднювача $\alpha_{кам}$, зважаючи на відсутність методики розрахунку, на основі оцінювальних розрахунків вважається таким: $\alpha_{кам} = 30 \dots 50$ Вт/(м²·К).

17. Критична точка профілю (точка гальмування потоку) у загальному випадку не збігається з лобовою точкою і точкою вдування гарячого повітря.

18. Зона уловлювання хмарних крапель відлічується від лобової точки профілю.

19. Здування води, що осідає на профіль протиобліднювача, враховується введенням безрозмірного розрахункового коефіцієнта здування хмарних крапель $K_{зд}$.

20. Величина змоченої поверхні протиобліднювача залежить від водності хмари і враховується введенням коефіцієнта змочуваності $K_{зм}$.

21. Для циклічної ПОС (рисунок 5.6) при розрахунку теплообміну в УПО спочатку розраховуються маса і товщина льоду за час холодної частини циклу

(ножа). Теплообмін з шаром льоду визначається до моменту скидання льоду.

Після скидання льоду шар льоду вважається «прозорим» шаром, тобто з нульовою товщиною. При цьому передбачається, що на відрізок часу прогрівання протиобліднювача від початкової температури (початку гарячого циклу, ділянка 1-2) до температури 0°C (до моменту часу скидання льоду, ділянка 2-3) товщина льоду змінюється незначно.

22. Час розрахунку для СПО постійної дії відповідає часу виникнення усталеного режиму для гарячої частини циклу; час холодної частини циклу при цьому дорівнює нулю.

23. При розрахунку теплообміну в УПО враховуються такі питомі теплові потоки:

- q_{α} – питомий конвективний тепловий потік, що передається від протиобліднювача (або льоду) до зовнішнього повітря;

- q_{β}^* – питомий тепловий потік від аеродинамічного нагрівання до протиобліднювача або льоду;

- q_n – питомий тепловий потік на нагрівання водяної плівки, що осідає на протиобліднювачі;

- q_{β} – питомий тепловий потік на випаровування водяної плівки, що осідає на протиобліднювачі.

24. При розрахунку теплообміну в УПО не враховуються такі питомі теплові потоки:

- від кінетичного нагрівання рідини;

- від випромінювання поверхні протиобліднювача;

- від кристалізації переохолоджених крапель на поверхні.

25. Розрахунок нестационарного теплового стану ПТ СПО агрегату (елемента) виконується числовими методами, основаними на дискретизації часу і простору.

26. Припущення дискретизації, взяті при розрахунку нестационарного теплового стану ПТ СПО числовими методами:

- елементарні об'єми (за твірною S) повітря, металу, льоду (води) розглядаються як ланки із скупченими параметрами з розрахунковою точкою в геометричному центрі об'єму;

- температура протиобліднювача і температура повітря в гофрі в межах елементарної розрахункової ділянки ΔS за твірною профілю змінюються за лінійним законом;

- температури льоду, стінки протиобліднювача, гофра, стінки камери,

каналу, розподільної труби вважаються постійними в межах елементарного об'єму по вісі Z ;

- для протиобліднювача розраховується двовимірна задача, тобто теплові потоки враховуються у напрямку твірної протиобліднювача S , а також по нормалі до нього;

- перетікання тепла по льоду враховуються тільки по нормалі до нього;

- теплова інерційність повітря в гофрі та розподільній трубі не враховується;

- теплофізичні характеристики повітря і металу постійні в межах розрахункового кроку часу;

- теплофізичні характеристики льоду, крім густини, постійні; густина визначаються залежно від температури;

- кількість переданого тепла по нормалі до поверхні протиобліднювача на ділянці ΔS віднесено до кроку гофра;

- комплекс рівнянь для розглянутого елемента розв'язується методом прогону в явному вигляді, тобто в розрахунку використовуються всі змінні параметри в поточному часовому кроці (а не з попереднього, як в інших числових методах), що забезпечує дуже високу сталість розрахунку.

5.2.2 Побудова геометричної моделі конструктивних елементів повітряно-теплової системи протиобледеніння, що входять до розрахункового елемента

Основні вимоги до задання геометрії розрахункового елемента, реалізовані у такій математичній моделі:

1. Профіль по довжині елемента передбачається геометрично подібним (відносна товщина $\bar{C} = const *$; $\bar{Y} = F(\bar{X}) = const *$), тобто хорда змінюється по довжині елемента за лінійним законом.

2. Розрахунок елемента виконується у необхідних (розрахункових) перерізах по довжині елемента (осі Z , див. рисунок 5.5). Склад елементів профілю перерізу XOY показано на рисунку 5.5.

3. Першим розрахунковим перерізом є переріз входу гарячого повітря у розподільну трубу, він може бути вибраний довільно. Для того, щоб останній переріз міг бути заданий довільно і виконувалася вимога змінення витрати повітря по довжині протиобліднювача за лінійним законом, задається загальна довжина розподільної труби (див. рисунок 5.5).

4. Розрахунковою ділянкою ΔZ по довжині елемента (осі Z) є ділянка між

двома розрахунковими перерізами ($j, j + 1$).

5. Довжини розрахункових ділянок по осі Z і їх кількість (N_j) задаються довільно (наприклад, у місцях установлення датчиків температур при льотних випробуваннях).

6. Для визначення геометричних параметрів елементів кожного розрахункового перерізу профілю по осі Z і побудови перерізів ПОС задаються координати стінок камери і каналу в першому ($j = 1$) і останньому ($j = N_j$) розрахункових перерізах. Положення стінки камери і каналу на профілі задається, відповідно, трьома координатами:

- проєкцією на вісь X координат стінок верхньої поверхні;
- проєкцією на вісь X координат стінок нижньої поверхні;
- координатами стінок по осі X для $Y = 0$.

Вважається, що змінення цих параметрів по довжині елемента (осі Z) виконується за лінійним законом.

7. Матеріал і товщина стінок елементів (3, 4, 5, 7, 9) на всіх розрахункових ділянках N_j задаються постійними.

8. Геометричні параметри гофрів (крок, ширина, висота) розрахункової ділянки (між перерізами j і $j + 1$) вважаються постійними, але для кожної розрахункової ділянки можуть бути змінними і задаються окремо для верхньої та нижньої поверхонь у кожному розрахунковому перерізі.

9. Проєкція на протиобліднювач точки видування гарячого повітря з розподільної труби задається змінною в кожному j -му розрахунковому перерізі.

Точка видування є початком відліку руху гарячого повітря уздовж поверхні протиобліднювача в перерізі (по осі S).

10. Для розрахунку конструкцій ПОС, в яких гофри відстоять від точки видування більш ніж на характерний розмір ($2H$, де H - висота гофра), додатково задаються координати точок входу гарячого повітря в гофри (змінними для кожного розрахункового перерізу елемента по осі Z окремо для верхньої і нижньої поверхонь профілю).

11. Для розрахунку теплового стану різних конструктивних виконань ПОС, в тому числі ПОС з безгофровими ділянками, для кожного j -го перерізу задаються координати початку і кінця відсутності гофра.

Побудова геометричних характеристик перерізів повітряно-теплових систем протиобледеніння:

1. Автоматизована геометрична побудова ПТ СПО кожного розрахункового перерізу виконується за загальними вихідними даними елемента і за даними кожного перерізу відповідно до вимог, зазначених у п. 2.

2. Для визначення теплового стану ПТ СПО у розрахункових перерізах елемента по осі Z послідовно будуються геометричні характеристики всіх конструктивних елементів, що входять до перерізу профілю.

3. За заданими вихідними (від 0 до 100 % по вісі X) координатами профілю у вигляді значень $Y_{зад,i} = f(\bar{X}_{зад,i})$, хордами на вході та виході розрахункового елемента, куту стрілоподібності та довжинах ділянок між його розрахунковими перерізами (по передній кромці елемента) для кожного перерізу визначаються методом подібності хорда та абсолютні координати профілю $Y_{роз,j,i} = f(X_{роз,j,i})$.

Перерахунок координат по довжині протиобліднювача (вісі S) виконують за формулою

$$\Delta S_{зад j,i} = S_{зад j,i-1} + \Delta S_{зад j,i}, \quad (5.55)$$

де

$$\Delta S_{зад j,i} = \sqrt{(X_{зад,i} - X_{зад,i-1})^2 + (Y_{зад,i} - Y_{зад,i-1})^2}. \quad (5.56)$$

4. Будується розрахункова поверхня протиобліднювача – поверхня ПОС:

- виконується розбиття поверхні СПО на елементарні розрахункові відрізки $\Delta S_{роз,j,i}$ з початком координат в лобовій точці (точці, відносно якої задано вихідний профіль), і заданими неявно (фіксованими) значеннями координат елементарних відрізків $X_{роз,j,i}$, після чого за значеннями $Y_{зад,i} = f(\bar{X}_{зад,i})$ методом сплайн-інтерполяції визначаються значення $Y_{роз,j,i} = f(\bar{X}_{роз,i})$ і $S_{роз,j,i} = f(\bar{X}_{роз,i})$;

- до моменту побудови СПО визначаються значення відносних тисків

$P_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$ і локальних коефіцієнтів уловлювання хмарних крапель

$E_{лок,ie} = f(S_{ie})$ у відповідних дискретних точках (i_p й i_e) та по різних осях (відповідно, \bar{X} і \bar{S});

- методом сплайн-інтерполяції виконується перерахунок цих параметрів у вигляді функцій $\bar{P}_{роз,j,i} = f(S_{роз,j,i})$ і $E_{роз,j,i} = f(S_{роз,j,i})$;

- за вихідними значеннями координат камери і каналу методом подібності для кожного перерізу визначаються межі кінця камери і каналу на верхній та нижній поверхнях ($S_{кам.в j}, S_{кам.н j}, S_{кан.в j}, S_{кан.н j}$).

5. На побудовану розрахункову ($S_{роз,j,i}$) сітку кожного j -го перерізу накладаються (вставляються) такі додаткові координати точок, що характеризують ПОС перерізу:

5.1. Координати точок, що задаються:

- точка видування гарячого повітря;

- координати входу гарячого повітря в гофри для верхньої і нижньої

поверхонь;

- координати входу гарячого повітря в гофри по верхній і нижній поверхнях;

- додаткові точки (наприклад, координати точок препарування);

- початкова і кінцева координати відсутності гофра.

5.2. Розрахункові точки:

- кінець зони осідання хмарних крапель по верхній і нижній поверхнях;

- критична точка;

- межі кінця камери і каналу по верхній і нижній поверхнях.

6. Оскільки розрахунок теплового стану ПОС («зовнішня» задача) має виконуватися у системі координат по осі S з початком координат у критичній точці, то виконується перерахунок всіх заданих і попередньо розрахованих параметрів (розподіл тиску $P = f(X)$, локальних коефіцієнтів $E_{лок} = F(S)$) відносно критичної точки по осі S .

7. Будується розрахунковий j -й переріз профілю по ділянках k відносно осі S (кількість ділянок $N_k = 4$). При цьому виконується розбиття на елементарні розрахункові відрізки ΔS .

8. Розбиття перерізу поверхні протиобліднювача (по вісі S) на ділянки виконується відповідно до схеми, поданої на рисунку 5.5, де межі ділянок визначаються положенням стінок камери і каналу на верхній і нижній поверхнях профілю:

- I ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача від точки видування до стінки камери по верхній поверхні протиобліднювача;

- II ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача від точки видування до стінки камери по нижній поверхні протиобліднювача;

- III ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача між стінками камери і каналу по верхній поверхні протиобліднювача;

- IV ділянка – відрізок поверхні протиобліднювача між стінками камери і каналу по нижній поверхні протиобліднювача.

9. Спочатку початком координат є лобова точка (відносно якої задано вихідний профіль), у подальшому виконується перебудова координат відносно критичної точки з першою точкою i -ї розрахункової ділянки ($S_{j,k} = S_{1,1}$) в точці видування гарячого повітря (результати теплового розрахунку видаються відносно лобової та критичної точок).

10. Після розбиття профілю на елементарні відрізки по ділянках відносно осі S обчислюються такі геометричні характеристики елементів перерізу ПОС:

- висота стінки камери;

- висота стінки каналу;
- площа камери;
- площа каналу;
- діаметр еквівалентного каналу;
- діаметр еквівалентного циліндра.

11. Визначаються теплофізичні характеристики матеріалів (густина, теплоємність, теплопровідність) розрахункового елемента: стінок підвідної і розподільної труб, протиобліднювача, гофра, стінки між камерою і каналом, зовнішньої стінки каналу, ізоляції. Ці параметри задаються неявно (у вигляді типу матеріалів). Самі ж теплофізичні характеристики вказуються у банку даних матеріалів (текстовому файлі), який поповнюється у міру появи нових матеріалів.

Методи розрахунку деяких конструктивних параметрів системи протиобледеніння в розрахункових перерізах по осі Z

1. Обчислення критичної точки.

Відповідно до методики, описаної в підрозділі 5.4, визначаються значення відносних тисків $\bar{P}_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$. Координата критичної точки визначається через рівняння параболи поблизу екстремуму функції $\bar{P}_{ip} = f(\bar{X}_{ip})$.

2. Обчислення висоти стінки камери і висоти стінки каналу.

В загальному вигляді конструкцію стінок камери подано на рисунку 5.6.

Кривизною стінок камери і каналу нехтують.

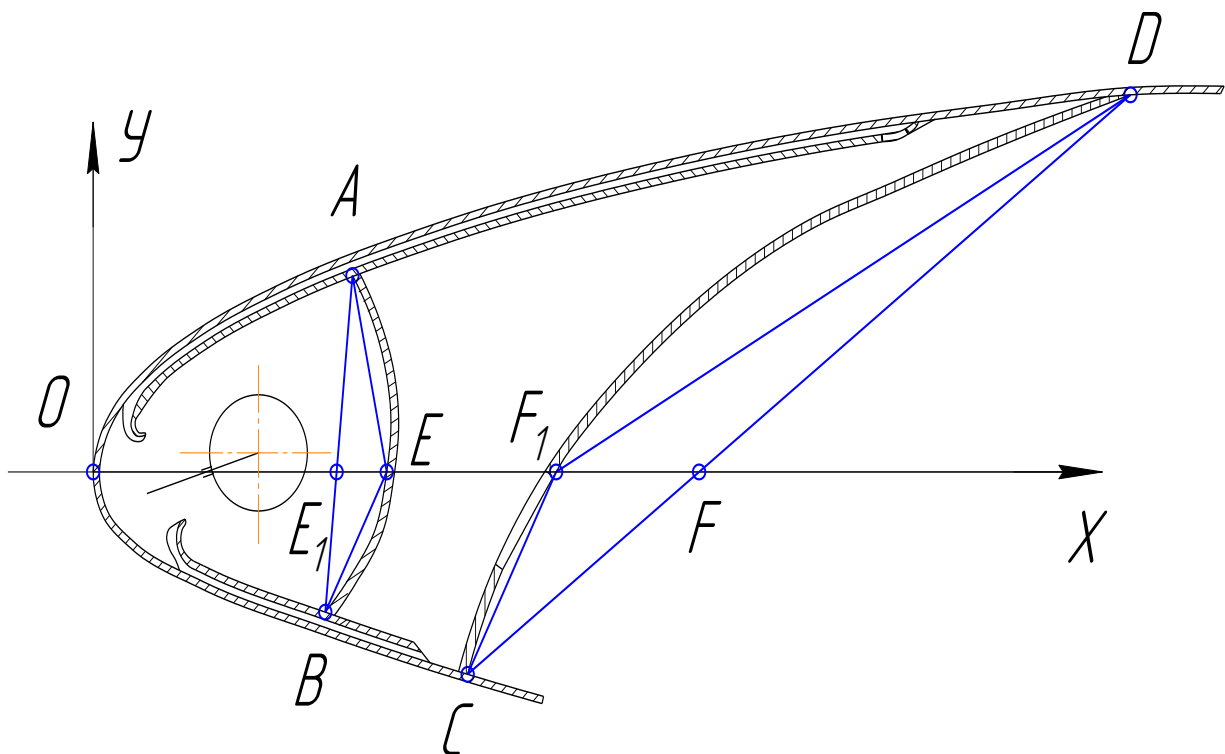


Рисунок 5.6 – Схема обчислень висоти стінок камери і каналу

Висоту стінки камери $h_{ст.кам}$ обчислюють за формулою

$$h_{ст.кам} = AE + BE, \quad (5.57)$$

де

$$AE = \sqrt{AE_1^2 + EF_1^2}; \quad (5.58)$$

$$BF = \sqrt{BE_1^2 + EF_1^2}. \quad (5.59)$$

Висоту стінки каналу обчислюють за формулою

$$h_{ст.кан} = AE + BE, \quad (5.60)$$

де

$$AE = \sqrt{AE_1^2 + EF_1^2}; \quad (5.61)$$

$$BF = \sqrt{BE_1^2 + EF_1^2}. \quad (5.62)$$

3. Обчислення площі камери.

Площа прохідного перерізу камери обчислюється як сума елементарних площ у камері відносно осі OX , розрахованих окремо для верхньої $S_{кам.в}$ і нижньої $S_{кам.н}$ поверхонь профілю без площі розподільної труби $S_{роз.тр}$:

$$S_{кам} = S_{кам.в} + S_{кам.н} - S_{роз.тр}, \quad (5.63)$$

де

$$S_{кам.в} = \sum_{i=N_{кам.в}}^I \Delta S_{кам.в_i} + S_{\Delta E_1 AE}; \quad (5.64)$$

$$S_{кам.н} = \sum_{i=N_{кам.н}}^I \Delta S_{кам.н_i} + S_{\Delta E_1 BE}; \quad (5.65)$$

$$S_{роз.тр} = \pi \cdot d_{роз.тр}^2. \quad (5.66)$$

Елементарні площі розраховують за формулою трапецій.

4. Обчислення площі каналу.

Площа каналу обчислюється як сума елементарних площ у каналі, розрахованих за формулою трапецій відносно осі OX окремо для верхньої $S_{кан.в}$ і нижньої $S_{кан.н}$ поверхонь профілю:

$$S_{кан} = S_{кан.в} + S_{кан.н}, \quad (5.67)$$

де для увігнутих стінок

$$S_{кан.в} = \sum_{i=N_{кан.в}}^I \Delta S_{кан.вi} - S_{\Delta F_1 DF} ; \quad (5.68)$$

$$S_{кан.н} = \sum_{i=N_{кан.н}}^I \Delta S_{кан.нi} - S_{\Delta F_1 CF} ; \quad (5.69)$$

для опуклих стінок

$$S_{кан.в} = \sum_{i=N_{кан.в}}^I \Delta S_{кан.вi} + S_{\Delta F_1 DF} ; \quad (5.70)$$

$$S_{кан.н} = \sum_{i=N_{кан.н}}^I \Delta S_{кан.нi} + S_{\Delta F_1 CF} . \quad (5.71)$$

5. Еквівалентний діаметр камери $D_{екв.кам}$ і еквівалентний діаметр каналу $D_{екв.кан}$ визначаються за відповідними значеннями площ камери і каналу:

$$D_{екв.кам} = \sqrt{\frac{\pi \cdot S_{кам}}{4}} ; \quad (5.72)$$

$$D_{екв.кан} = \sqrt{\frac{\pi \cdot S_{кан}}{4}} . \quad (5.73)$$

6. Обчислення діаметра еквівалентного циліндра.

Діаметр еквівалентного циліндра $D_{екв.цил}$ визначається через рівняння кола з умови, що через три точки можна провести тільки одне коло. Першою такою точкою вважається лобова точка, дві інші визначаються, виходячи з умови вписаного кола (із заданою точністю для верхньої і нижньої поверхонь).

5.2.3 «Зовнішня» задача

Під «зовнішньою» задачею розуміють визначення всіх параметрів, які є вихідними для математичної моделі нестационарного тепломасообміну.

«Зовнішня» задача містить:

- розрахунок місцевих відносних швидкостей обтікання аеродинамічного профілю \bar{P} ;
- розрахунок зон уловлювання хмарних крапель і коефіцієнтів уловлювання (загального і місцевих);
- розрахунок зовнішніх коефіцієнтів тепловіддачі на поверхні

протиобліднювача $\alpha_{нв}$;

- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в гофрі α_g ;
- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в каналі $\alpha_{кан}$;
- розрахунок коефіцієнтів тепловіддачі в камері $\alpha_{кам}$;
- розрахунок спаду температури в підвідній трубі;
- розрахунок мас води, що осіла, випарувалася і затекла.

5.2.4 Математична модель розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі

Визначення швидкісних і теплофізичних характеристик для розрахунку коефіцієнтів зовнішньої тепловіддачі $\alpha_{нв}$

У кожному i -му перерізі верхньої (нижньої) поверхні протиобліднювача визначається місцева швидкість на межі примежового шару:

$$V_{1i} = V_0 \sqrt{1 - \bar{P}_i}, \quad (5.74)$$

де \bar{P}_i визначається при розрахунку місцевих відносних швидкостей обтікання.

Швидкість за наявності стрілоподібності профілю визначається формулою

$$V_0 = V_{снр} \cdot \cos \chi. \quad (5.75)$$

Ефективна температура на межі примежового шару

$$T_{еф.і} = \frac{(t_{нв} + 273) + T_{но.і}}{2}. \quad (5.76)$$

Визначаються теплофізичні характеристики потоку повітря (зовнішнього), що набігає, ρ , μ , c_p , λ (густина, в'язкість, теплоємність і теплопровідність відповідно) і критерії подібності Рейнольдса (Re) і Прандтля (Pr):

$$\rho_i = \frac{P_n}{RT_{еф.і}} = \frac{P_n}{29,2 \cdot T_{еф.і}}, \quad (5.77)$$

де $[P_n] = \text{кгс/м}^2$;

$$\mu_i = 16,79 \sqrt{1 + 0,003665 t_{еф.і}} (1 + 0,0008 t_{еф.і})^2 \cdot 10^{-6}. \quad (5.78)$$

Тут $t_{еф.і} = (T_{еф.і} - 273)$, °C; $c_p = 1000$ Дж/(кг·°K) для діапазону температур $-50 \dots +100$ °C;

$$\lambda_i = 0,0203 \frac{398}{T_{ef,i} + 125} \left(\frac{T_{ef,i}}{273} \right)^{1,5}; \quad (5.79)$$

$$Re_i = \frac{V_i \cdot l_i \cdot \rho_i}{\mu_i}; \quad (5.80)$$

$$Pr_i = \frac{\mu_i \cdot Cp}{\lambda_i}, \quad (5.81)$$

де l_i – характерний розмір поверхні, який визначається для критичної точки як $l_i = D_{екв}$, а для всіх інших точок $l_i = S_i$ і означає довжину за твірною профілю від критичної точки до i -го перерізу.

Розрахункові формули коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі для критичної точки

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi < 30^\circ$ і величиною критерію Рейнольдса $Re_i < 2 \cdot 10^5$:

$$\alpha_0 = 1,04 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}. \quad (5.82)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi < 30^\circ$ і величиною критерію Рейнольдса $2 \cdot 10^6 > Re_i > 2 \cdot 10^5$:

$$\alpha_0 = 0,026 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}. \quad (5.83)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі:

$$\alpha_0 = 0,063 \frac{\lambda_i}{D_{екв}} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33} \quad (5.84)$$

- для крила і хвостового оперення з кутом стрілоподібності $\chi \leq 30^\circ$ і величиною критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^6$;

- із стрілоподібністю $\chi > 30^\circ$ і величиною критерію Рейнольдса $Re_i > 2 \cdot 10^5$;

- для перерізів, розташованих в зоні дії гвинтів, які створюють високу початкову турбулентність.

Розрахунок коефіцієнта зовнішньої тепловіддачі на поверхні протиобліднювача

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i для кожного i -го перерізу за дійсним значенням швидкості потоку, що набігає, і за критерієм Прандтля.

Визначається відстань за твірною профілю від критичної точки до перерізу, в якому критерій Рейнольдса $Re_i = 0,5 \cdot 10^6$:

$$S_{лi} = S_i + \frac{Re_{л} - Re_i}{Re_{i+1} - Re_i} \cdot (S_{i+1} - S_i), \quad (5.85)$$

де

$$Re_i = \frac{V_i \cdot S_i \cdot \rho_i}{g \cdot \mu_i}, \quad (5.86)$$

$$Re_{i+1} = \frac{V_{i+1} \cdot S_{i+1} \cdot \rho_{i+1}}{g \cdot \mu_{i+1}}. \quad (5.87)$$

Визначається відстань за твірною профілю від критичної точки до перерізу, в якому критерій Рейнольдса $Re_T = 2 \cdot 10^8$:

$$S_T = \frac{Re_T \cdot \mu_i}{V_i \cdot \rho_i}. \quad (5.88)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони ламінарної течії ($S_i < S_{л}$) за формулою

$$\alpha_{нвi} = 0,332 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,5} Pr_i^{0,33}. \quad (5.89)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для зони турбулентної течії ($S_i > S_m$):

$$\alpha_{нвi} = 0,0285 \frac{\lambda_i}{S_i} Re_i^{0,8} Pr_i^{0,33}. \quad (5.90)$$

Визначається коефіцієнт зовнішньої тепловіддачі на поверхні профілю для перехідного режиму ($S_{л} < S_i < S_m$) за апроксимаційною прямою, що з'єднує значення $\alpha_{лЛ}$ і $\alpha_{лТ}$:

$$\alpha_{нвi} = \alpha_{нвл} + \Delta\alpha_{нвi}, \quad (5.91)$$

де

$$\Delta\alpha_{нвi} = C(S_i - S_{л}); \quad (5.92)$$

$$C = \frac{\alpha_{нвТ} - \alpha_{нвл}}{S_T - S_{л}}. \quad (5.93)$$

На ділянці переходу від ламінарної течії до турбулентної коефіцієнти

тепловіддачі на профілі апроксимуються прямою, що з'єднує значення коефіцієнта тепловіддачі в кінці зони ламінарного обтікання і значення коефіцієнта тепловіддачі на початку зони турбулентного обтікання.

Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі гарячого повітря в гофрі α_2

Визначаються критерії Рейнольдса Re_i і Прандтля Pr_i в кожному i -му перерізі гофра:

$$Re_i = \frac{G_n \cdot d_{екв}}{3600 \cdot b \cdot h \cdot \mu_i}, \quad (5.94)$$

де $d_{екв} = 2h$ – характерний розмір.

Теплофізичні характеристики μ_i , λ_i залежно від температури гарячого повітря в гофрі визначають за формулами, наведеними вище.

Для перерізу видування гарячого повітря ($S_i < S_{вд}$) береться повна витрата повітря $G_{n\Sigma} = G_{n.вер} + G_{n.ниж}$, для інших перерізів – або $G_{n.вер}$, або $G_{n.ниж}$.

Проводиться аналіз критерію Рейнольдса Re_i і вибір розрахункових формул; для значень критерію Рейнольдса $Re_i \leq 2300$ визначаються значення критерію

Пекле $Pe_i = Re_i \cdot Pr_i$, а також комплекс $\frac{1}{Pe_i} \cdot \frac{(S_i - S_{вд})}{2h}$.

Критерій Нуссельта (Nu) для ламінарного режиму течії повітря визначається за таблицею 5.1.

Для перерізу профілю протиобдільювача, на якому виконується вхід гарячого повітря в гофр ($S_i = S_{вд}$), відношення $\frac{S_i - S_{вд}}{2h}$ вважається таким, що дорівнює 1.

У таблиці 5.1 наведено результати розв'язання рівняння теплопередачі на початковій гідродинамічній ділянці плоскої труби при постійному тепловому потоці на одній стінці і такому, що дорівнює нулю на іншій. Відносна довжина гідродинамічної початкової ділянки вважається такою: $\frac{L_{н.дин}}{d_{екв}} = 0,0113 Re$.

Визначаються коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в i -му перерізі для ламінарного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \geq 2300$):

$$\alpha_{2i} = Nu_i \frac{\lambda_i}{d_{екв}}. \quad (5.95)$$

Таблиця 5.1 – Значення критерію Нуссельта (Nu) для ламінарного режиму течії повітря

$\frac{S_i - S_{вд}}{(Pe \cdot d_{екв}) \cdot 10^4}$	Критерій Нуссельта (Nu)	$\frac{S_i - S_{вд}}{(Pe \cdot d_{екв}) \cdot 10^4}$	Критерій Нуссельта (Nu)
1	52,6	20	14,0
2	39,4	30	10,0
3	31,4	50	9,6
5	25,0	100	7,7
8	20,2	200	6,8
10	18,5	300	5,9
12	16,5	от 500	5,4

Визначаються коефіцієнти внутрішньої тепловіддачі в i -му перерізі для турбулентного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($Re_i \leq 10000$):

$$\alpha_{2i} = \frac{\lambda_i}{d_{екв}} \cdot 0,022 Re_i^{0,8} \cdot Rr_i^{0,43} \cdot \varepsilon_{Li}, \quad (5.96)$$

де ε_{Li} - коефіцієнт, що враховує збільшення тепловіддачі на гідродинамічній початковій ділянці гофра:

$$\varepsilon_{Li} = \frac{1,38}{\left[\frac{(S_i - S_{вд})}{d_{екв}} \right]^{0,12}} \quad (5.97)$$

при $\frac{(S_i - S_{вд})}{d_{екв}} > 15$, $\varepsilon_{Li} = 1$.

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі в i -му перерізі для перехідного режиму течії гарячого повітря в гофрі ($2300 < Re_i < 10000$) за інтерполяційною логарифмічною прямою, що з'єднує значення логарифмів критеріїв Нуссельта $\lg Nu$), які розраховані для значень критеріїв Рейнольдса $Re = 2300$ і $Re = 10000$.

Розрахунок коефіцієнта внутрішньої тепловіддачі в каналі протиобдільювача $\alpha_{кан}$

Для середовищ, в яких критерій Прандтля $Pr > 0,5$, в тому числі й для повітря, при розрахунку середнього коефіцієнта тепловіддачі використовується формула:

$$\overline{Nu} = C(PrGr)^n, \quad (5.98)$$

де коефіцієнти C і n визначаються за таблицею 5.2.

Таблиця 5.2 – Коефіцієнти C і n для розрахунку за формулою (5.98)

$Pr \cdot Gr$	C	n
До 10^{-3}	0,45	0
Від 10^{-3} до $5 \cdot 10^2$	1,18	0,125
Від $5 \cdot 10^2$ до $2 \cdot 10^7$	0,54	0,250
Понад $2 \cdot 10^7$	0,135	0,333

Задаються значення температури повітря в каналі й перепад температури між гофром (або протиобліднювачем) і температурою повітря в каналі:

$$t_{кан} = (t_{нв} + 50) \text{ } ^\circ\text{C}; \quad (5.99)$$

$$\Delta t = |t_{23} - t_{кан}| = |t_n - (50 \dots 70) \text{ } ^\circ\text{C} + (t_{нн} + 50) \text{ } ^\circ\text{C}|. \quad (5.100)$$

Визначається добуток критеріїв Прандтля і Грасгофа:

$$Pr \cdot Gr = \frac{g \cdot l^3}{\nu \cdot a_n} \cdot \beta \cdot \Delta t = A \cdot l^3 \cdot \Delta t, \quad (5.101)$$

де a_n – коефіцієнт температуропровідності повітря, ν – швидкість повітря в каналі, м/с; l – вигнутий розмір, м (він дорівнює довжині за твірною профілю на ділянці каналу); A – комплекс (визначається за таблицею 5.3 залежно від температури повітря в каналі):

$$A = \frac{g \cdot \beta}{\nu \cdot a_n} \quad (5.102)$$

Таблиця 5.3 – Комплекс A залежно від температури повітря в каналі

$t_{кан}, \text{ } ^\circ\text{C}$	0	50	100	200	300
$A \cdot 10^8$	1,4000	0,6440	0,3380	0,1170	0,0408

Визначається середній коефіцієнт тепловіддачі повітря в каналі

$$\overline{\alpha}_{кан} = \overline{Nu} \frac{\lambda}{l}. \quad (5.103)$$

Визначаються коефіцієнти тепловіддачі повітря в каналі:

- для верхньої поверхні профілю вважається $\bar{\alpha}_{кан в} = \bar{\alpha}_{кан} \cdot 0,7$;

- для нижньої поверхні профілю вважається $\bar{\alpha}_{кан н} = \bar{\alpha}_{кан} \cdot 1,3$.

При швидкості повітря в каналі ($V_{кан} > 0,1$ м/с) розрахунок коефіцієнта тепловіддачі в каналі здійснюється за формулою вимушеної конвекції:

$$\bar{\alpha}_{кан} = B \left(\frac{\rho \cdot V_{кан}}{D_{кан}} \right)^{0,5}, \quad (5.104)$$

де B – комплекс (визначається за таблицею 5.4);

$D_{кан}$ – еквівалентний діаметр каналу, м:

$$B = 0,67 \frac{\lambda \cdot Pr^{0,33}}{\mu^{0,5}}; \quad (5.105)$$

$$D_{кан} = \frac{4F_{кан}}{\Pi}. \quad (5.106)$$

Таблиця 5.4 – Комплекс B залежно від температури повітря в каналі

$t_{кан}, ^\circ\text{C}$	0	50	100	200	300
B	2,94	3,16	3,6	3,72	4,05

Розрахунок коефіцієнта тепловіддачі в камері протиобліднювача $a_{кам}$

У камері протиобліднювача існують струминна течія повітря на виході з роздавальних отворів і невпорядкована вихрова течія в решті її частини, тому теоретично розрахувати коефіцієнт тепловіддачі не є можливим. За результатами вимірювань температури стінки камери і температури гарячого повітря в камері та проведених розрахунків оцінна середня величина становить $a_{кам.сер} = 30 \dots 50$ Вт/мм².

Розрахунок місцевих відносних швидкостей і відносних тисків обтікання аеродинамічного профілю

Для розв'язання рівнянь з пошуку місцевої швидкості на аеродинамічному профілі та розподілу відносних тисків $\bar{P} = f(\bar{X})$ використовується метод вихрового шару.

Розподіл швидкостей і відносних тисків у потоці виконується за значенням кута атаки, проте обтікання профілю визначає значення коефіцієнта піднімальної сили, тому розподіл швидкостей і відносних тисків за необхідним значенням C_y

визначається методом послідовних наближень за заданим початковим значенням кута атаки.

Порівняння розрахованих величин швидкості на поверхні крила за даними вказівками відповідно до методики і програмами, що використовуються в ДП «АНТОНОВ», з урахуванням стисливості потоку дає хороший збіг результатів.

Розрахунок зон уловлювання хмарних крапель і коефіцієнтів уловлювання (загального і місцевих) на аеродинамічних поверхнях залежно від їх геометрії і граничних умов системи «аеродинамічна поверхня – аерозольний потік»

Основою методики розрахунку зон уловлювання хмарних крапель по верхній $S_{улв}$ і нижніх $S_{улн}$ поверхнях протиобліднювача, місцевих $E_{локi}$ і загального $E_{ул}$ коефіцієнтів уловлювання є припущення, наведені в роботі Г. А. Павловець «Методы расчета обтекания сечений крыла идеальным несжимаемым потоком» (Труды ЦАГИ. – М.: 1971. Вып. 1344. С. 345 – 346).

Динаміка руху краплі в полі аеродинамічного профілю описується системою нелінійних звичайних диференціальних рівнянь. При їх розв'язанні використовується метод Рунге–Кутта з автоматичним вибором кроку.

Одне з основних припущень полягає в тому, що розглядається політ в монодисперсній хмарі з діаметром переохолоджених крапель води $d_{крап} = \text{const}$.

Реально в хмарах існує спектр крапель з діаметрами від $d_{крап} = 4 \dots 20$ мкм до $d_{крап} = 200 \dots 400$ мкм і більше.

Однак аналіз результатів випробувань літаків в УПО дозволяє зробити висновок, що розрахунки зон уловлювання загальної кількості води (льоду), що осіла на аеродинамічний профіль, проведені при $d_{крап} = d_{крап.сер.ар} \approx 18 \dots 25$ мкм (за результатами вимірювань в польотах), задовільно збігаються з експериментальними вимірюваннями зон уловлювання і мас льоду (за замальованою і привезеною на землю формою льоду).

У створеній математичній моделі виконується розрахунок параметрів уловлювання профілю в монодисперсному потоці.

Розбиття поля руху краплі на області наведено на рисунку 5.7.

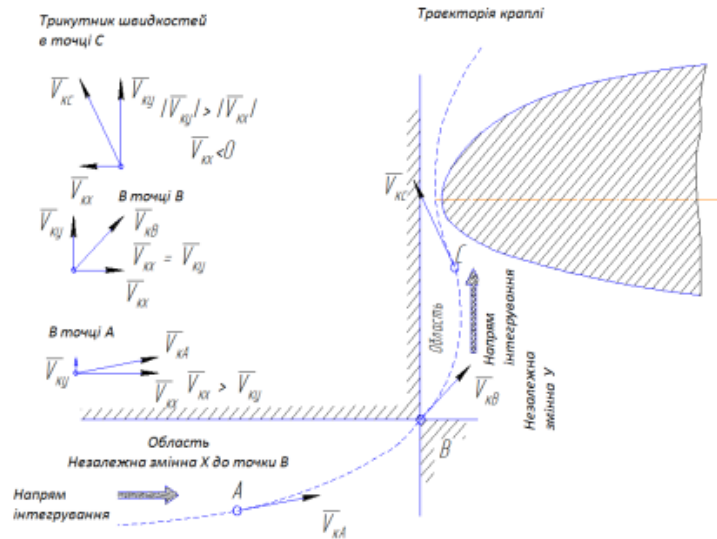


Рисунок 5.7 – Розбиття поля руху краплі на області

Розрахунок траєкторії хмарних крапель виконується методом «прогнозу-корекції» зі змінним кроком інтегрування, у результаті чого формуються значення координат точок зіткнення траєкторій крапель з носовою частиною профілю і визначається кількість траєкторій, що зіткнулися з профілем (кількість точок уловлювання), причому за малої кількості точок уловлювання розрахунок зон і коефіцієнтів уловлювання не виконується.

При визначенні координат меж зон уловлювання здійснюється розрахунок положення точки дотику траєкторії, що пролетіла повз профіль, з контуром профілю. Розрахунок виконується шляхом побудови кубічних парабол, що інтерполують ділянку контуру профілю і ділянку траєкторії, на якій відстань між траєкторією і профілем мінімальна. Потім за аналітичними формулами обчислюються відстань між цими параболою і координати точок, відстань між якими мінімальна.

Розподіл зон уловлювання і локальних коефіцієнтів уловлювання показано на рисунку 5.8.

Цей метод не завжди дає стале розв’язання.

Для підвищення сталості розв’язання виконано уточнення розрахункової методики з визначення місцевих коефіцієнтів уловлювання, що дозволило одержати прийнятну точність рівності загального коефіцієнта уловлювання $E_{заг}$

та суми добутку $\sum_{N_{ek}}^I E_{ул_i}$.

При точному розв’язанні має виконуватися рівність

$$E_{лок} = \sum_{N_{ek}}^I E_{улi} . \quad (5.107)$$

На розрахункові значення $E_{улi} = f(S_i)$ значно впливає точність задання вихідних значень координат $Y_{зад.i} = f(X_{зад.i})$, що характеризують гладкість профілю. Тому за наявності викидів $E_{улi} = f(S_i)$ після уточненого розрахунку виконується згладжування одержаної функції $E_{улi} = f(S_i)$.

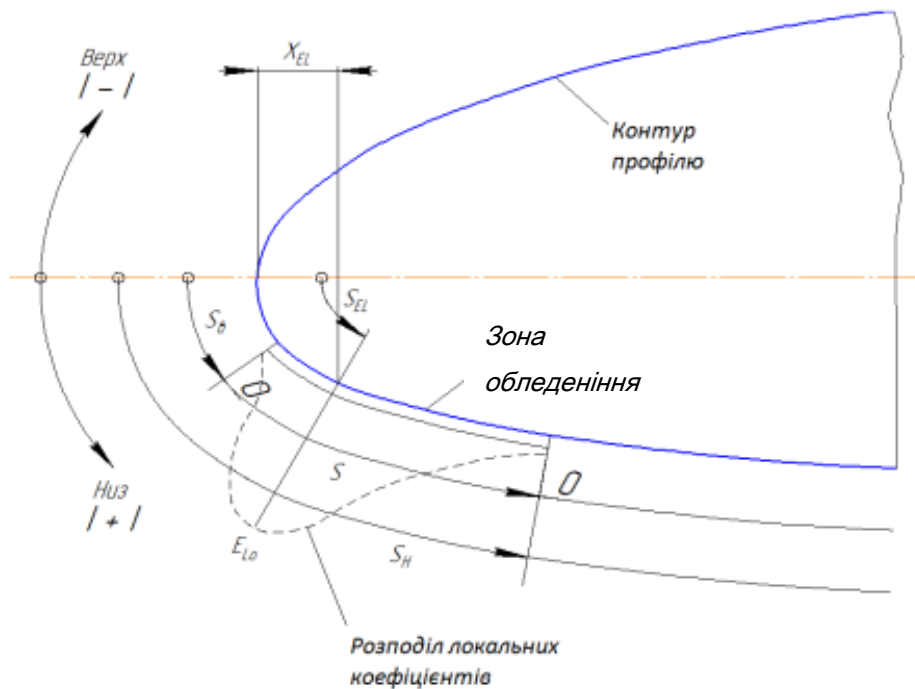


Рисунок 5.8 – Визначення зон уловлювання крапель на контурі профілю

Розрахунок мас води, що осіла, випарувалася і затекла

Визначається теплота паротворення хмарних крапель L_U , Дж/кг:

$$L_U = (-0,0025 \cdot t_{нв} + 2,4975) \cdot 10^6. \quad (5.108)$$

Визначається розрахунковий коефіцієнт здування хмарних крапель $K_{зд.p}$:

$$K_{зд.p} = K'_{зд} \cdot K_{зд}, \quad (5.109)$$

де $K'_{зд}$ – емпіричний коефіцієнт здування, що враховує вплив негативного тиску на профілі протиобліднювача на здування води, що осіла (визначається за таблицею);

P	-0,7...-0,5	-0,2...0,0	0,0...1,0
$K'_{зд}$	0,6	0,9	1,0

Тут $K_{зд}$ – коефіцієнт здування, що залежить від температури зовнішнього повітря

($K_{30} = 1$ при $t_{нв} \leq 20$ °C):

$$K_{30} = -0,02t_{нв} + 0,6. \quad (5.110)$$

Визначається коефіцієнт змочування поверхні ξ_{3M} за зоною уловлювання:

$$\xi_{3M} = \xi_{3M1} \cdot [-0,5(S_i - S_{ул}) + 0,27]. \quad (5.111)$$

У зоні уловлювання коефіцієнт змочування поверхні визначається залежно від водності ω хмари $\xi_{3M1} = f(\omega)$.

Для кожного розрахункового перерізу i за твірною профілю масова густина осідання води визначається формулою

$$m_i = K_{30.p} \cdot e_i \cdot \bar{E}_{лок.i} \cdot v_0 \cdot \omega \cdot 10^{-3}. \quad (5.112)$$

Для кожної розрахункової ділянки між перерізами i та $i+1$ масова швидкість води, що осіла на кроці гофра A :

$$M_{i,i+1}^{oc} = \frac{m_{i+1} + m_i}{2} |S_{i+1} - S_i| \cdot A \cdot 3600. \quad (5.113)$$

Для кожної розрахункової ділянки між перерізами i та $i-1$ масова швидкість води, що осіла на кроці гофра A :

$$M_{i,i-1}^{oc} = \frac{m_{i-1} + m_i}{2} |S_{i-1} - S_i| \cdot A \cdot 3600. \quad (5.114)$$

Стосовно критичної точки сумарні маси води, що осіла на верхній і нижній поверхнях протиобліднювача, визначають за формулами

- на верхніх ділянках $i, i+1$:

$$M_{oc}^e = \sum_0^{S_g} M_{i,i+1}^{oc} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (5.115)$$

- на нижніх ділянках $i, i-1$:

$$M_{oc}^H = \sum_0^{S_H} M_{i,i-1}^{oc} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (5.116)$$

- у перерізі $S_{кр} = 0$:

$$M_{oc}^{кр} = 0. \quad (5.117)$$

Масову швидкість води, що випарувалася на кроці гофра, визначають за формулами:

- на верхніх ділянках $i, i+1$:

$$M_{i,i+1}^{sun} = \frac{q_{\beta i} + q_{\beta i+1}}{2} \cdot \frac{1}{L_U} |S_{i+1} - S_i| \cdot A; \quad (5.118)$$

- на нижніх ділянках $i, i - 1$:

$$M_{i,i-1}^{sun} = \frac{q_{\beta i} + q_{\beta i-1}}{2} \cdot \frac{1}{L_u} |S_{i-1} - S_i| \cdot A, \quad (5.119)$$

де

$$q_{\beta i} = \alpha_{li} \cdot \xi_i \cdot \frac{0,622 \cdot Lu}{1000} \cdot \frac{(e_{ПВЛi} - e_{HB})}{P_H + \bar{P}_i \cdot \frac{P_H}{29,3(t_{HB} + 273)} \cdot \frac{V_0^2}{2 \cdot 9,81}}. \quad (5.120)$$

$$e(t) = 610 \exp \left[7,27 \cdot 10^{-2} \cdot t \left(1 - \frac{t}{300} \right) \right]. \quad (5.121)$$

Сумарні маси води, що випарувалася з верхньої і нижньої поверхонь визначаються формулами:

- на верхніх ділянках $i, i + 1$:

$$M_{sun}^g = \sum_0^{S_g} M_{i,i+1}^{sun} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (5.122)$$

- на нижніх ділянках $i, i - 1$:

$$M_{sun}^H = \sum_0^{S_H} M_{i,i-1}^{sun} \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (5.123)$$

- в перерізі $S_{кр} = 0$:

$$M_{sun}^{кр} = 0. \quad (5.124)$$

Розрахунок маси води, що осіла, випарувалася і затекла, проводиться окремо для верхньої і нижньої поверхонь протиобліднювача.

Лід утворюється на поверхні протиобліднювача, починаючи із перерізу, в якому маса води, що затекла, більше нуля, а температура поверхні протиобліднювача менше нуля.

Маси води, що затекла у вигляді льоду, обчислюють за формулами:

- для ділянок верхньої поверхні:

$$M_{зат}^g = \sum_0^{S_g} (M_{i,i+1}^{oc} - M_{i,i+1}^{sun}) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{зат.i}^g \cdot \frac{\tau}{60}; \quad (5.125)$$

- для ділянок нижньої поверхні:

$$M_{зат}^H = \sum_0^{S_H} (M_{i,i-1}^{oc} - M_{i,i-1}^{sun}) \cdot \frac{\tau}{60} + M_{зат.i}^H \cdot \frac{\tau}{60}. \quad (5.126)$$

5.2.5 Математична модель нестационарних (що змінюються у часі) теплових процесів

Основні характеристики моделі

Подано математичну модель нестационарних (що змінюються у часі) теплових процесів в елементах ПТ ПОС (протиобліднювачі, гофрі, розподільній трубі, гарячій камері, каналі та металевих конструкціях останніх п'яти елементів). Перелічені елементи ПТ ПОС у тепловому відношенні взаємозв'язані та розглядаються в математичній моделі як єдина комплексна теплова система.

Модель на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, у сухому повітрі та в умовах природного обледеніння.

Математична модель призначена для розв'язання числовим методом, зоснованим на дискретизації теплових процесів у ПТ СПО за часом і трьома просторовими вимірами. Модель зведена до вигляду, зручного для розв'язання методом прогону, що характеризується високою сталістю розрахунку. Структура моделі дозволила створити на її основі відносно простий, надійний та однаковий алгоритм розрахунку ПТ СПО.

Граничними умовами на зовнішній межі теплової системи є:

- температура зовнішнього повітря (задається постійною або змінною у часі);
- товщина шару льоду (задається постійною або змінною по поверхні протиобліднювача).

Граничними умовами на внутрішній межі системи є:

- температура гарячого повітря на вході у вхідний шланг (задається);
- витрата гарячого повітря, що змінюється у часі (або характеристики циклічного клапана).

Розроблена математична модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції ПТ СПО може мати різне конструктивне виконання, а саме: з гофрами і без гофрів, з камерою і каналом або тільки з каналом, з ізоляцією на стінці каналу і камери або без неї. Розрахункову схему моделі показано на рисунках 5.9, 5.10 (умовно відсутні шари теплової ізоляції на зовнішніх поверхнях стінок камери і каналу, а також шар льоду на протиобліднювачі).

Підсистема, що містить обшивку протиобліднювача, гофри, розподільну

трубу, камеру, канал і теплову ізоляцію, розбивається по довжині агрегату (вісь Z) на відрізки (можуть бути різної довжини) з початком відліку від точки входу гарячого повітря в роздавальну трубу.

Підсистема, що містить шар льоду, обшивку протиобліднювача, повітря в гофрі та гофр, розбивається по довжині протиобліднювача (вісь S) на елементарні відрізки (можуть бути різної довжини) з початком відліку в точці входу повітря в гофр (див. рисунки 5.9, 5.10).

Модель дозволяє для конкретних розрахункових точок (див. рисунки 5.5 – 5.10) визначати для кожного часового кроку значення температур льоду, протиобліднювача, повітря в гофрі, гофра, повітря в розподільній трубі, повітря в камері, повітря в каналі.

Модель враховує теплопередавальні та теплоакумулювальні властивості зазначених елементів, а також інших елементів конструкцій (стінок камери, труби і каналу, а також теплової ізоляції). Останні непрямо впливають на тепловий стан системи (в основному завдяки акумуляції в них тепла в перехідному процесі), в них також визначаються нестационарні температури.

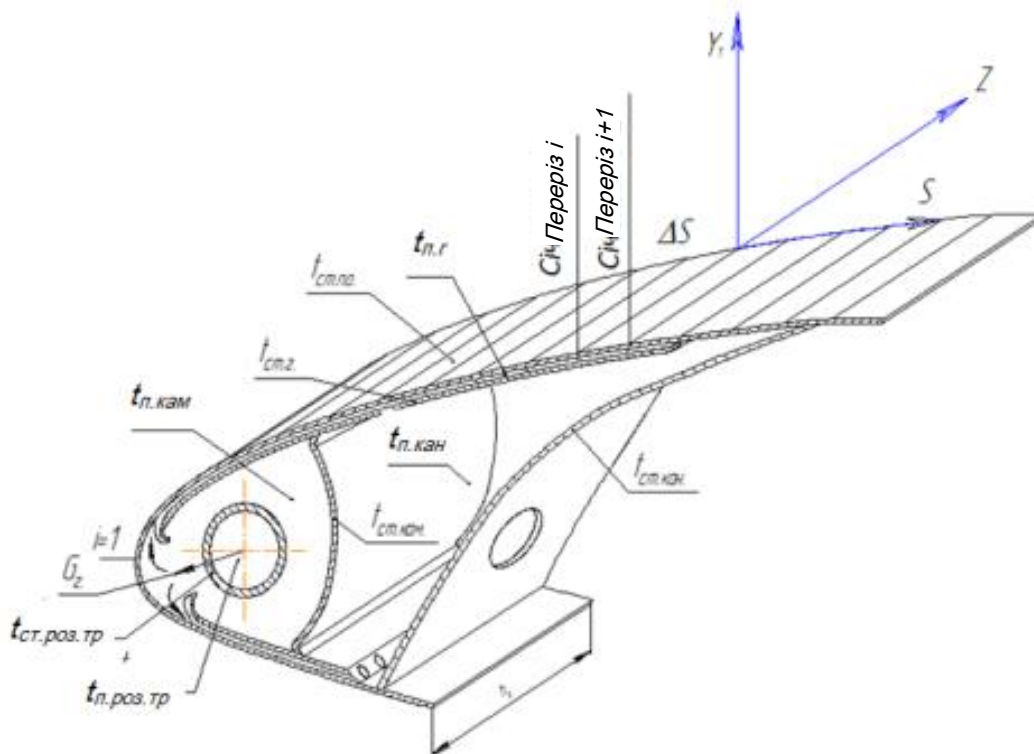


Рисунок 5.9 – Розрахункова схема фрагмента товщиною h_z для j -го перерізу по осі Z

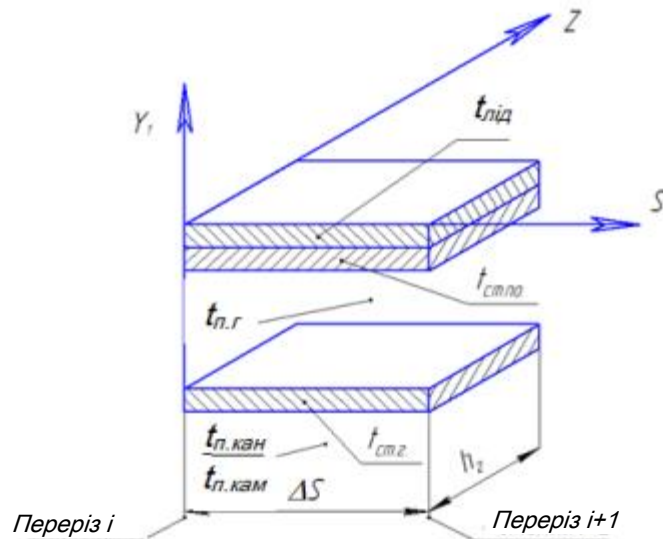


Рисунок 5.10 – Розрахункова схема фрагмента гофра шириною h_2 для j -го перерізу по осі S (твірна профілю)

Для аналізу теплового стану конструкції ПТ СПО і оцінювання збіжності розрахункових теплових балансів, що методично підтверджують достовірність розрахунку, визначаються (у кожен момент часу i в кожній розрахунковій точці) теплові потоки:

- від повітря в гофрі до гофра;
- від повітря в гофрі до протиобліднювача;
- від протиобліднювача до льоду;
- від льоду до зовнішнього повітря;
- від стінки гофра до повітря камери (каналу);
- від повітря в каналі до стінки каналу;
- від стінки каналу до зовнішнього повітря;
- від стінки камери до повітря в каналі;
- від повітря в камері до стінки;
- від повітря в розподільній трубі до стінки труби;
- від стінки труби до повітря в камері.

У моделі реалізовано найбільш повну конструктивну схему ПТ СПО (див. рисунок 5.9). Інші можливі варіанти виконання є окремими випадками і відрізняються від прийнятої схеми відсутністю таких елементів:

- стінки між камерою і каналом;

- гофра (по всій довжині або на окремих ділянках);
- теплової ізоляції на поверхнях стінки камери і каналу.

Відсутні елементи передбачаються в моделі «прозорими» в тепловому і гідравлічному відношенні, тобто хоча вони і розраховуються в загальному комплексі, але на результати розрахунку теплового стану системи не впливають. Аналогічно розглядається умова «прозорості» для шару льоду (якщо лід на зовнішній поверхні протиобліднювача відсутній). Такий підхід дозволив створити простий, однаковий і надійний алгоритм розв'язання для всіх можливих варіантів виконання ПТ СПО.

Структура задачі

Для розрахунку теплового стану ПТ СПО відповідно до розрахункової схеми (див. рисунки 5.5 – 5.7) потрібно застосувати тривимірну зв'язану задачу з розбиттям системи на елементарні розрахункові відрізки: по осі Z – на відрізки ΔZ ; по осі S – на відрізки ΔS ; по осі $Y1$ – на 4 елементарні розрахункові шари (лід, протиобліднювач, повітря гофра, гофр); по осі X – на 6 елементарних розрахункових шарів (повітря і стінки для каналу, камери і розподільної труби).

Подібна тривимірна зв'язана задача може привести до несталості розрахунку. У зв'язку з цим вона розділяється на дві більш прості, двовимірні сталі задачі.

Задача 1. Розглядається тепловий стан фрагмента шириною, яка дорівнює кроку гофра, що містить шар льоду, протиобліднювач, повітря в гофрі та гофр (для перерізу j по осі Z на рисунках 5.6, 5.7) (розглядаються плоский переріз, перпендикулярний до передньої кромки, і об'єм на довжині, яка дорівнює кроку гофра). Враховується передача тепла у напрямку осей $Y1$ і S .

По осі S (за твірною профілю) цей фрагмент розбивається на елементарні відрізки ΔS (можливо різної довжини) з початком відліку від точки входу повітря в гофр (для верхньої і нижньої поверхонь) (див. рисунок 5.7).

По осі $Y1$ (по нормалі до твірної профілю) фрагмент розбивається на елементарні шари: гофр, повітря в гофрі, протиобліднювач, шар льоду.

На рисунку 5.8 подано розрахункову схему i -го (за твірною S) фрагмента, що відповідає елементарній поверхні протиобліднювача, що дорівнює добутку відрізка ΔS на крок гофра.

Нестационарний тепловий стан зазначеного i -го фрагмента в моделі визначається такими тепловими потоками:

- від льоду до зовнішнього повітря;
- від протиобліднювача до льоду;
- від гарячого повітря в гофрі до протиобліднювача;
- від гарячого повітря в гофрі до гофра;
- від гофра до повітря в каналі (або в камері залежно від координати по S);
- потоком тепла (перетіканням) по металу від i -го відрізка протиобліднювача до $(i + 1)$ -го та $(i - 1)$ -го відрізків;
- перенесенням тепла з потоком повітря в гофрі від входу до виходу з відрізка ΔS .

Крім того, в моделі враховуються потоки тепла, акумульованого льодом, металом протиобліднювача і гофром.

Основні припущення, взяті в моделі розглянутого i -го елемента:

- у межах кожного відрізка ΔS лід, протиобліднювач, повітря в гофрі та гофр вважаються елементарними ланками із скупченими параметрами;
- розрахункова точка знаходиться в геометричному центрі елементарної ланки;
- температура повітря в гофрі в межах ΔS змінюється за лінійним законом;
- температура металу в стінці протиобліднювача в межах відрізка ΔS змінюється за лінійним законом;
- температури льоду і гофра вважаються постійними по довжині відрізка ΔS ;
- теплова інерційність повітря в гофрі не враховується;
- перетікання тепла по льоду в напрямку вісі S не враховується;
- тепловий стан шарів фрагмента (протиобліднювача, льоду і гофра) в моделі описується рівняннями збереження енергії в нестационарній постановці;
- тепловий стан повітря в гофрі описується рівнянням збереження енергії в стаціонарній постановці;
- теплофізичні властивості металу і повітря вважаються постійними в межах розрахункового кроку часу $\Delta \tau$.

Основні розрахункові вирази. Відповідно до розглянутих допущень тепловий стан i -го фрагмента подано для поточного моменту часу рівняннями збереження енергії в скінченнорізницевому вигляді для гофра, повітря в гофрі, протиобліднювача і льоду (у порядку перелічення шарів), які розв'язуються щодо

температур у геометричному центрі кожного шару:

$$\begin{cases} A_2 \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,z.S}) = -Q_{z1} + Q_{z2}; \\ Q_{n,z} - Q_{01} + Q_{z1} = 0; \\ A_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.S}) = Q_{01} - Q_{02} - Q_{p01} - Q_{p02}; \\ A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}) = Q_{02} - Q_{лід}. \end{cases} \quad (5.127)$$

Розрахункові вирази для використаних теплових потоків:

- потік тепла, акумульований стінкою гофра:

$$Q_{ак,z} = A_2 \cdot (t_{cm,z} - t_{cm,z.S}); \quad (5.128)$$

- потік тепла, акумульований протиобліднювачем:

$$Q_{ак,no} = A_{01} \cdot (t_{cm,no} - t_{cm,no.S}); \quad (5.129)$$

- потік тепла, акумульований шаром льоду:

$$Q_{ак,лід} = A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}); \quad (5.130)$$

- тепловий потік від повітря камери (каналу) до гофра:

$$Q_{z2} = P_{z2} \cdot (t_{н.кам} - t_{cm,z}); \quad (5.131)$$

- тепловий потік від гофра до повітря в гофрі:

$$Q_{z1} = P_{z1} \cdot (t_{cm,z} - t_{n,z}); \quad (5.132)$$

- тепловий потік, що переноситься повітрям гофра від вхідного перерізу відрізка ΔS до вихідного (з урахуванням умови $t_{n,z} = 0,5 \cdot (t_{n,z.1} + t_{n,z.2})$):

$$Q_{n,z} = B_z \cdot (t_{n,z.1} - t_{n,z}); \quad (5.133)$$

- тепловий потік від повітря в гофрі до протиобліднювача:

$$Q_{01} = P_{01} \cdot (t_{n,z} - t_{cm,no}); \quad (5.134)$$

- тепловий потік від протиобліднювача до шару льоду:

$$Q_{02} = P_{02} \cdot (t_{cm.no} - t_{лід}); \quad (5.135)$$

- теплове перетікання від поточного відрізка ΔS_i до попереднього ΔS_{i-1} :

$$Q_{p01} = PP_{01} \cdot (t_{cm.no} - t_{cm.no.(i-1)}); \quad (5.136)$$

- теплове перетікання від поточного відрізка ΔS_i до наступного ΔS_{i+1} :

$$Q_{p02} = PP_{02} \cdot (t_{cm.no} - t_{cm.no.(i+1)}); \quad (5.137)$$

- тепловий потік від шару льоду до зовнішнього повітря:

$$Q_{лід} = P_{03} \cdot (t_{лід} - t_{нв}^*); \quad (5.138)$$

Підставляючи вирази (5.128) – (5.138) в систему рівнянь (5.127), одержуємо

$$\begin{aligned} A_2 \cdot (t_{cm.z} - t_{cm.z.S}) &= P_{z1} \cdot (t_{n.z} - t_{cm.z}) + P_{z2} \cdot (t_{n.кан} - t_{cm.z}); \\ B_2 \cdot (t_{n.z.1} - t_{n.z}) + P_{01} \cdot (t_{cm.no} - t_{n.z}) + P_{z1} \cdot (t_{cm.z} - t_{n.z}) &= 0; \\ A_{01} \cdot (t_{cm.z} - t_{cm.no.S}) &= P_{01} \cdot (t_{n.z} - t_{cm.no}) + P_{02} \cdot (t_{лід} - t_{cm.no}) + \\ &+ PP_{01} \cdot (t_{cm.no.(i-1)} - t_{cm.no}) + PP_{02} \cdot (t_{cm.no.(i+1)} - t_{cm.no}); \\ A_{02} \cdot (t_{лід} - t_{лід.S}) &= P_{02} \cdot (t_{cm.no} - t_{лід}) + P_{03} \cdot (t_{нв}^* - t_{лід}); \\ t_{n.z} &= 0,5 \cdot (t_{n.z.1} + t_{n.z.2}). \end{aligned} \quad (5.139)$$

Коефіцієнти, що входять у систему рівнянь (5.139), визначають за формулами

$$A_2 = \frac{C_{cm.z} \cdot \rho_{cm.z} \cdot \Delta F_z \cdot \delta_{cm.z}}{\Delta \tau}; \quad (5.140)$$

$$A_{01} = \frac{C_{cm.no} \cdot \rho_{cm.no} \cdot \Delta S \cdot h_z \cdot \delta_{cm.no}}{\Delta \tau}; \quad (5.141)$$

$$A_{02} = \frac{C_{лід} \cdot \rho_{лід} \cdot \Delta S \cdot h_z \cdot \delta_{лід}}{\Delta \tau}; \quad (5.142)$$

$$B_z = 2 \cdot G_z \cdot C_{n.z}; \quad (5.143)$$

$$P_{z1} = \frac{F_2}{\frac{\delta_{cm.z.}}{2 \cdot \lambda_{cm.z.}} + \frac{1}{\alpha_2}}; \quad (5.144)$$

$$P_{z2} = \frac{F_2}{\frac{\delta_{cm.z.}}{2 \cdot \lambda_{cm.z.}} + \frac{1}{\alpha_{кан.}}}; \quad (5.145)$$

$$P_{01} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{cm.no}}{2 \cdot \lambda_{cm.no}} + \frac{1}{\alpha_2}}; \quad (5.146)$$

$$P_{02} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{cm.no}}{2 \cdot \lambda_{лид}} + \frac{\delta_{cm.no}}{2 \cdot \lambda_{лид}}}; \quad (5.147)$$

$$P_{03} = \frac{\Delta S \cdot h_2}{\frac{\delta_{лид}}{2 \cdot \lambda_{лид}} + \frac{1}{\alpha_{нев}}}. \quad (5.148)$$

Зведемо систему рівнянь до форми Коші:

$$\left\{ \begin{array}{l} t_{н.кан} \cdot P_{z2} - t_{cm.z.} \cdot (A_2 + P_{z2} + P_{z1}) + t_{н.z.} \cdot P_{z1} = -A_2 \cdot t_{cm.z.S}; \\ t_{cm.z.} \cdot P_{z1} - t_{н.z.} \cdot (B_2 + P_{01} + P_{z1}) + t_{cm.no} \cdot P_{01} = -B_2 \cdot t_{н.z.1}; \\ t_{н.z.} \cdot P_{01} - t_{cm.no} \cdot (A_{01} + P_{01} + P_{02} + PP_{01} + PP_{02}) + t_{лид} \cdot P_{02} = \\ \quad = -(A_{01} \cdot t_{cm.no.S} + t_{cm.no.(i-1)} \cdot PP_{01} + t_{cm.no.(i+1)} \cdot PP_{02}); \\ t_{cm.no} \cdot P_{02} - t_{лид} \cdot (A_{02} + P_{02} + P_{03}) + t_{нев}^* \cdot P_{03} = -t_{лид.S} \cdot A_{02}. \end{array} \right. \quad (5.149)$$

Додатковим індексом S тут позначено параметри, що належать до попереднього розрахункового кроку часу.

Зведемо систему рівнянь (5.149) до вигляду, зручного для розв'язання методом прогону:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 \cdot y_0 - C_1 \cdot y_1 + B_1 \cdot y_2 = -F_1; \\ A_2 \cdot y_1 - C_2 \cdot y_2 + B_2 \cdot y_3 = -F_2; \\ A_3 \cdot y_2 - C_3 \cdot y_3 + B_3 \cdot y_4 = -F_3; \\ A_4 \cdot y_3 - C_4 \cdot y_4 + B_4 \cdot y_5 = -F_4. \end{array} \right. \quad (5.150)$$

Вхідні у систему рівнянь (5.150) змінні у в методі прогону є температурами в

розрахункових шарах і на межах:

$$\left\{ \begin{array}{l} y_0 = t_{кан}; \\ y_1 = t_{см.з}; \\ y_2 = t_{н.з}; \\ y_3 = t_{см.но}; \\ y_4 = t_{лід}; \\ y_5 = t_{не}^* . \end{array} \right. \quad (5.151)$$

Сталі коефіцієнти прогону мають вигляд:

$$\begin{array}{ll} A_1 = P_{22}; & A_3 = B_2; \\ D_1 = A_2; & D_3 = A_{01}; \\ B_{1l} = P_{2l}; & B_3 = P_{02}; \\ C_1 = A_1 + D_1 + B_1; & C_3 = A_3 + D_3 + B_3 + PP_{01} + PP_{02}; \\ F_1 = D_1 \cdot t_{см.з.S}; & F_3 = D_3 \cdot t_{см.но.S} + t_{см.но.(i-1)} \cdot PP_{01} + t_{см.но.(i+1)} \cdot PP_{02}; \end{array} \quad (5.152)$$

$$\begin{array}{ll} A_2 = P_{2l} = B_l; & A_4 = B_3; \\ D_2 = B_2; & D_4 = A_{02}; \\ B_2 = P_{01}; & B_4 = P_{03}; \\ C_2 = A_2 + D_2 + B_2; & C_4 = A_4 + D_4 + B_4; \\ F_2 = D_2 \cdot t_{н.зl}; & F_4 = t_{лід.S} \cdot A_{02}. \end{array}$$

Система рівнянь (5.150) для розглянутого i -го елемента розв'язується стандартним методом прогону в явному вигляді. При розрахунку використовуються всі змінні параметри з поточного часового кроку (а не з попереднього кроку, як в інших числових методах). Це забезпечує дуже високу (наближається до абсолютної) сталість розрахунку в напрямку прогону, тобто навіть при малих товщинах шарів можливим є сталий розрахунок з великими кроками часу.

В даному випадку прогін застосовано для напрямку, нормальному до поверхні протиобліднювача, оскільки у цьому напрямку може виникати несталість розв'язання при використанні інших числових методів.

За відсутності на поверхні льоду і (або) відсутності стінки між камерою і каналом і (або) гофрів (по всій довжині або на окремих ділянках) зазначені відсутні елементи розглядаються як «прозорі» у тепловому відношенні (введенням умов прозорості). У цьому випадку «прозорі» елементи беруть участь у розрахунку, але не впливають на тепловий стан системи.

Граничні умови. Вихідним тепловим станом розглянутого фрагмента, так само як і всієї ПТ СПО, в нульовий момент часу є теплова рівновага при температурі, яка дорівнює температурі зовнішнього повітря з урахуванням гальмування потоку. Тобто всім розрахунковим змінним температурам присвоюється це початкове значення.

Температура повітря в гофрі на вході в поточний i -й відрізок ΔS дорівнює температурі на виході з попереднього відрізка ΔS .

Щодо зовнішнього повітря, а також повітря в камері та каналі мають місце граничні умови третього роду, тобто задаються значення коефіцієнтів тепловіддачі й температури, а саме: $\alpha_{нв}$, α_2 , $\alpha_{кам}$, $\alpha_{кан}$, $\alpha_{роз.тр}$, $t_{нв}^*$, $t_{н.роз.тр}$, $t_{н.кам}$, $t_{н.кан}$, $t_{н.2}$.

Коефіцієнти тепловіддачі, а також температура зовнішнього повітря з урахуванням гальмування визначаються в окремому блоці.

Температура повітря в камері та каналі визначається розрахунком для кожного j -го перерізу по осі Z на попередньому розрахунковому кроці часу. За наявності льоду на зовнішній поверхні його товщина і форма задаються змінними за твірною протиобліднювача.

Щодо гарячого повітря на вході у верхні та нижні гофри (для $i = 1$) граничною умовою є температура гарячого повітря, що надходить з отвору розподільної труби (з урахуванням можливого підсмоктування повітря з камери), а саме:

$$t_{n,z1 (i=1)} = E_j \cdot t_{н.кам} + (1 - E_j) \cdot t_{н.роз.тр}, \quad (5.153)$$

де E_j – частка можливого «підсмоктування» з камери, що задається.

Температура і витрата повітря для j -го перерізу по осі Z отвору труби та витрата і температура гарячого повітря на вході в розподільну трубу задаються.

Результати розрахунку. Результатами нестационарного розрахунку циклічної ПТ СПО є значення в кожній розрахунковій точці й в кожен момент часу (або вибіркові розрахункові точки і моменти часу) температур протиобліднювача, льоду, повітря в гофрі та гофра.

Результатами розрахунку ПТ СПО постійної дії є значення в кожній розрахунковій точці (у момент часу гарячого циклу, що відповідає виходу на усталений режим) температур протиобліднювача, повітря в гофрі та стінки гофра.

Крім того, результатами розрахунку є:

- сумарний тепловий потік від гофрів (верхніх і нижніх) до повітря камери;
- сумарний тепловий потік від гофрів (верхніх і нижніх) до повітря каналу.

Ці два сумарних потоки використовуються в задачі 2 при розрахунку температур повітря в камері та каналі.

Задача 2. Розглядається тепловий стан фрагмента, що містить розподільну трубу, камеру і канал, а також стінки цих елементів і теплову ізоляцію на стінках камери і каналу (див. рисунок 5.5, 5.6). Враховується передача тепла у напрямку осей Z і X .

Обидві задачі в тепловому відношенні взаємозв'язані. Результати розрахунку першої задачі передаються в другу задачу, де використовуються як вхідні дані, і навпаки. Обмін розрахунковою інформацією між задачами здійснюється з відставанням на один розрахунковий крок часу. Розділення на дві задачі і передача параметрів виконано таким чином, щоб була забезпечена загальна сталість розрахунку всієї системи.

По осі Z цей фрагмент умовно розбивається (починаючи від точки вдування гарячого повітря в трубу) на відрізки ΔZ (можливо різної довжини).

По осі X фрагмент розбивається на елементарні шари: стінку каналу з тепловою ізоляцією, повітря в каналі, стінку камери з ізоляцією, повітря камери, стінку розподільної труби, повітря в трубі (див. рисунок 5.5).

Для кожного j -го перерізу по осі Z розглядається фрагмент шириною, яка дорівнює кроку гофра (див. рисунок 5.6).

Розрахункові точки знаходяться в геометричних центрах елементарних об'ємів, одержаних в результаті зазначеного розбиття на елементарні відрізки і шари.

Нестаціонарний тепловий стан фрагмента в моделі визначається такими тепловими потоками:

- від зовнішнього повітря до стінки каналу;
- від гофрів до повітря камери;
- від гофрів до повітря каналу;
- від стінки між камерою і каналом до повітря в камері та в каналі;

- від стінки розподільної труби до повітря в камері;
- перенесенням тепла в каналі (у напрямку осі Z) з потоком повітря з відрізка каналу ΔZ (наступного даного фрагмента);
- перенесенням тепла з потоком відпрацьованого (в гофрі) повітря в канал;
- перенесенням тепла в камеру «підсмоктування» частини гарячого повітря з розподільної труби;
- потоками тепла, акумульованого повітрям у камері та каналі, металом стінок камери, каналу і розподільної труби і тепловою ізоляцією на стінках камери та каналу.

Основні припущення, взяті в моделі j -го фрагмента. Витрата повітря в розподільній трубці змінюється за лінійним законом від максимального значення на початку труби до нуля в кінці.

У межах кроку гофра повітря в трубці, камері та каналі, а також стінки труби, камери і каналу вважаються ланками зі скупченими параметрами.

Розрахункова точка знаходиться в геометричному центрі ланки.

Температура повітря для всіх перелічених елементів вважається постійною по довжині кроку гофра.

Теплова інерційність повітря в роздавальній трубці не враховується.

Для всіх перелічених стінок враховуються тільки теплові потоки за нормаллю до поверхні, перетіканнями по металу нехтують.

Теплофізичні властивості повітря і металу вважаються постійними в межах кроку часу.

Вважається, що стінка камери (стінка каналу) складається з металу і матеріалу теплової ізоляції, тобто розглядається умовна стінка, теплофізичні властивості якої визначаються властивостями складових (металу та ізоляції) в співвідношенні, пропорційному їх товщинам. Те ж саме стосується і стінки каналу, покритої шаром ізоляції.

Усі елементи, крім повітря в розподільній трубці, описуються рівняннями збереження енергії в нестационарній постановці.

Повітря в трубці описується стаціонарним рівнянням збереження енергії.

Основні розрахункові вирази. Відповідно до взятих припущень розглянутий j -й фрагмент товщиною, яка дорівнює кроку гофра, подано в моделі на кожному часовому кроці рівняннями збереження енергії в скінченнорізницевого вигляді для всіх елементів, починаючи від зовнішньої стінки каналу, а саме: для стінки

каналу з тепловою ізоляцією, повітря каналу, стінки між камерою і каналом з ізоляцією, повітря камери, стінки розподільної труби. Рівняння розв'язуються щодо температури в центрі кожного елемента:

$$\begin{cases} Q_{ак.ст.кан} = Q_{кан.1} + Q_{кан.2}; \\ Q_{ак.п.кан} = -Q_{кан.1} + Q_{кан.2} - Q_{\Sigma_2-кан} + Q_{в.г-кан} + Q_{н.г-кан} + Q_{п. кан}; \\ Q_{ак.ст.кам} = -Q_{кам.2} + Q_{кан.1}; \\ Q_{ак.в.кам} = Q_{підс} - Q_{кам.1} + Q_{роз.тр.1} - Q_{\Sigma_2-кам}; \\ Q_{ак.роз.тр} = -Q_{роз.тр.1} + Q_{роз.тр.2}. \end{cases} \quad (5.154)$$

Теплові потоки, що входять в систему рівнянь (5.154), визначаються формулами:

- тепловий потік від повітря в каналі до стінки каналу:

$$Q_{кан.1} = P_{кан.1} \cdot (t_{п.кан} - t_{ст.кан}); \quad (5.155)$$

- тепловий потік від зовнішнього повітря до стінки каналу:

$$Q_{кан.2} = P_{кан.2} \cdot (t_{нв} - t_{ст.кан}); \quad (5.156)$$

- тепловий потік від повітря в камері до стінки камери:

$$Q_{кам.1} = P_{кам.1} \cdot (t_{п.кам} - t_{ст.кам}); \quad (5.157)$$

- тепловий потік від стінки камери до повітря в каналі:

$$Q_{кам.2} = P_{кам.2} \cdot (t_{ст.кам} - t_{п.кам}); \quad (5.158)$$

- тепловий потік від стінки розподільної труби до повітря в камері:

$$Q_{роз.тр.1} = P_{роз.тр.1} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{п.кам}); \quad (5.159)$$

- тепловий потік від повітря в розподільній трубі до її стінки:

$$Q_{роз.тр.2} = P_{роз.тр.2} \cdot (t_{п.роз.тр} - t_{ст.роз.тр}); \quad (5.160)$$

- потік тепла, акумульованого стінкою каналу:

$$Q_{ак.ст.кан} = A_{ст.кан} \cdot (t_{ст.кан} - t_{ст.кан.S}); \quad (5.161)$$

- потік тепла, акумульованого повітрям каналу:

$$Q_{ак.п.кан} = A_{п.кан} \cdot (t_{п.кан} - t_{п.кан.S}); \quad (5.162)$$

- потік тепла, акумульованого перегородкою між камерою і каналом:

$$Q_{ак.ст.кам} = A_{ст.кам} \cdot (t_{ст.кам} - t_{ст.кам.S}); \quad (5.163)$$

- потік тепла, акумульованого повітрям у камері:

$$Q_{ак.п.кам} = A_{п.кам} \cdot (t_{п.кам} - t_{п.кам.S}); \quad (5.164)$$

- потік тепла, акумульованого стінкою розподільної труби:

$$Q_{ак.ст.роз.тр} = A_{ст.роз.тр} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{ст.роз.тр.S}), \quad (5.165)$$

де S – додатковий індекс, яким позначено параметри, що належать до попереднього часового кроку;

- тепловий потік, що надходить у канал разом з відпрацьованим повітрям з верхнього гофра:

$$Q_{в.г.-кан} = G_{г1} \cdot C_n \cdot (t_{н.в.г} - t_{н.кан}); \quad (5.166)$$

- те ж саме, але з нижнього гофра:

$$Q_{н.г.-кан} = G_{г2} \cdot C_n \cdot (t_{н.н.г} - t_{н.кан}); \quad (5.167)$$

- тепловий потік у камеру внаслідок можливого «підсмоктування» гарячого повітря з розподільної труби:

$$Q_{підс} = G_2 \cdot E_j \cdot (t_{п.роз.тр} - t_{п.кам}), \quad (5.168)$$

де E_j – відносна частка «підсмоктування» від сумарної витрати повітря на верхній і нижній гофри;

- перенесення тепла разом з потоком повітря в каналі (у напрямку осі Z):

$$Q_{п.кан} = C_{п.кан} \cdot G_{п.кан.вх} \cdot (t_{п.кан.вх} - t_{п.кам}), \quad (5.169)$$

де $G_{п.кан.вх}$ – витрата повітря в каналі в напрямку осі Z (для перерізу J).

Відповідно до припущення, що витрата повітря в розподільній трубі змінюється за лінійним законом від максимального значення G_Σ на початку труби до нуля в її кінці, одержимо

$$G_{п.кан.вх} = G_\Sigma \cdot \frac{Z_j}{l_{\Sigma роз.тр}} E_{від}, \quad (5.170)$$

де Z_j – відстань від початку розподільної труби до перерізу J ;

$E_{від}$ – відносна частка витрат повітря (в перерізі J каналу), що переміщується у напрямку осі Z , до сумарної витрати повітря, відпрацьованого на ділянці розподільної труби довжиною Z_j . Вважається, що величина $E_{від}$ стала по Z і

дорівнює відношенню витрати повітря, що викидається в атмосферу з останнього (по осі Z) перерізу каналу, до G_{Σ} (витрати повітря на початку розподільної труби).

Сталі коефіцієнти, що входять до наведених вище розрахункових виразів, визначають за формулами

$$A_{ст.кан} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.кан} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кан}}{\Delta\tau}; \quad (5.171)$$

$$A_{п.кан} = \frac{(c \cdot \rho \cdot F_n)_{п.кан} + h_2}{\Delta\tau}; \quad (5.172)$$

$$A_{ст.кам} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.кам} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кам}}{\Delta\tau}; \quad (5.173)$$

$$A_{п.кам} = \frac{(c \cdot \rho \cdot F_n)_{п.кам} + h_2}{\Delta\tau}; \quad (5.174)$$

$$A_{ст.роз.тр} = \frac{(c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{ст.роз.тр} + (c \cdot \rho \cdot \delta \cdot F)_{із.кам}}{\Delta\tau}; \quad (5.175)$$

$$P_{кан.1} = \frac{F_{ст.кан}}{\frac{\delta_{ст.кан}}{2\lambda_{ст.кан}} + \frac{\delta_{із.кан}}{2\lambda_{із.}} + \frac{1}{\alpha_{кан}}}; \quad (5.176)$$

$$P_{кан.2} = \frac{F_{ст.кан}}{\frac{\delta_{ст.кан}}{2\lambda_{ст.кан}} + \frac{\delta_{із.кан}}{2\lambda_{із.}} + \frac{1}{\alpha_{нв}}}; \quad (5.177)$$

$$P_{кам.2} = \frac{F_{ст.кам}}{\frac{\delta_{ст.кам}}{2\lambda_{ст.кам}} + \frac{\delta_{із.кам}}{2\lambda_{із.}} + \frac{1}{\alpha_{кам}}}; \quad (5.178)$$

$$P_{кам.1} = \frac{F_{ст.кам}}{\frac{\delta_{ст.кам}}{2\lambda_{ст.кам}} + \frac{\delta_{із.кам}}{2\lambda_{із.}} + \frac{1}{\alpha_{кам}}}; \quad (5.179)$$

$$P_{роз.тр.1} = \frac{F_{ст.роз.тр}}{\frac{\delta_{ст.роз.тр}}{2\lambda_{ст.роз.тр}} + \frac{1}{\alpha_{кам}}}; \quad (5.180)$$

$$P_{роз.тр.2} = \frac{F_{ст.роз.тр}}{\frac{\delta_{ст.роз.тр}}{2\lambda_{ст.роз.тр}} + \frac{1}{\alpha_{роз.тр}}}. \quad (5.181)$$

Підставивши у вихідну систему рівнянь (5.154) вирази для теплових потоків, одержимо

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{ст.кан} \cdot (t_{ст.кан} - t_{ст.кан.S}) = P_{кан.1} \cdot (t_{п.кан} - t_{ст.кан}) + P_{кан.2} \cdot (t_{нв} - t_{ст.кан}); \\ A_{п.кан} \cdot (t_{п.кан} - t_{п.кан.S}) = P_{кан.1} \cdot (t_{ст.кан} - t_{п.кан}) + P_{кам.2} \cdot (t_{ст.кам} - t_{п.кан}) - \\ \quad - Q_{\Sigma 2-кан} + C_n \cdot G_{21} \cdot (t_{п.в.г} - t_{п.кан}) + C_n \cdot G_{22} \cdot (t_{п.н.г} - t_{п.кан}) + Q_{п.кан}; \\ A_{ст.кам} \cdot (t_{ст.кам} - t_{ст.кам.S}) = P_{кам.2} \cdot (t_{п.кам} - t_{ст.кам}) + P_{кан.1} \cdot (t_{п.кам} - t_{ст.кам}); \\ A_{п.кам} \cdot (t_{п.кам} - t_{п.кам.S}) = P_{кам.1} \cdot (t_{ст.кам} - t_{п.кам}) + \\ \quad + P_{ст.роз.тр.1} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{п.кам}) - Q_{\Sigma 2-кам}; \\ A_{ст.роз.тр} \cdot (t_{ст.роз.тр} - t_{ст.роз.тр.S}) = P_{ст.роз.тр.1} \cdot (t_{п.кам} - t_{ст.роз.тр}) + \\ \quad + P_{ст.роз.тр.2} \cdot (t_{п.роз.тр} - t_{ст.роз.тр}). \end{array} \right. \quad (5.182)$$

Зведемо одержану систему рівнянь (5.182) до форми Коші:

$$\left\{ \begin{array}{l} t_{п.кан} \cdot P_{кан.1} - t_{ст.кан} \cdot (A_{ст.кан} + P_{кан.1} + P_{кан.2}) + t_{нв} \cdot P_{кан.2} = \\ \quad = -A_{ст.кан} \cdot t_{ст.кан.S}; \\ t_{ст.кан} \cdot P_{кан.1} - t_{п.кан} \cdot (A_{п.кан} + P_{кан.1} + P_{кам.2} + C_n \cdot (G_{21} + G_{22})) + t_{п.кам} \cdot P_{кам.2} = \\ \quad = -(A_{п.кан} \cdot t_{п.кан.S} - Q_{\Sigma 2-кан} + Q_{п.кан} + C_n \cdot (G_{21} \cdot t_{п.в.г} + G_{22} \cdot t_{п.н.г})); \\ t_{п.кан} \cdot P_{кам.2} - t_{ст.кам} \cdot (A_{ст.кам} + P_{кам.2} + P_{кам.1}) + t_{п.кам} \cdot P_{кам.1} = \\ \quad = -A_{ст.кам} \cdot t_{ст.кам.S}; \\ t_{ст.кам} \cdot P_{кам.1} - t_{п.кам} \cdot (A_{п.кам} + P_{кам.1} + P_{ст.роз.тр}) + t_{ст.роз.тр} \cdot P_{ст.роз.тр.1} = \\ \quad = -(A_{п.кам} \cdot t_{п.кам.S} - Q_{\Sigma 2-кам}); \\ t_{п.кам} \cdot P_{ст.роз.тр.1} - t_{ст.роз.тр} \cdot (A_{ст.роз.тр} + P_{ст.роз.тр.1} + P_{ст.роз.тр.2}) + \\ \quad + t_{п.роз.тр} \cdot P_{ст.роз.тр.2} = -A_{ст.роз.тр} \cdot t_{ст.роз.тр.S}. \end{array} \right. \quad (5.183)$$

Зведемо систему рівнянь (5.183) до вигляду, необхідного для розв'язання методом прогону:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 \cdot y_0 - C_1 \cdot y_1 + B_1 \cdot y_2 = -F_1; \\ A_2 \cdot y_1 - C_2 \cdot y_2 + B_2 \cdot y_3 = -F_2; \\ A_3 \cdot y_2 - C_3 \cdot y_3 + B_3 \cdot y_4 = -F_3; \\ A_4 \cdot y_3 - C_4 \cdot y_4 + B_4 \cdot y_5 = -F_4; \\ A_5 \cdot y_4 - C_5 \cdot y_5 + B_5 \cdot y_6 = -F_5. \end{array} \right. \quad (5.184)$$

Змінні параметри прогону є температурами в розрахункових точках і на межах фрагмента:

$$\left\{ \begin{array}{l} y_0 = t_{нв}; \\ y_1 = t_{ст.кан}; \\ y_2 = t_{н.кан}; \\ y_3 = t_{ст.кам}; \\ y_4 = t_{н.кам}; \\ y_5 = t_{ст.роз.тр}; \\ y_6 = t_{н.роз.тр}. \end{array} \right. \quad (5.185)$$

Сталі коефіцієнти прогону мають вигляд:

$$\begin{array}{ll} A_1 = P_{кан.2}; & D_3 = A_{ст.кам}; \\ D_1 = A_{ст.кан}; & C_3 = A_3 + D_3 + B_3; \\ B_1 = P_{кан1}; & F_3 = A_{ст.кам} \cdot t_{ст.кам.S}; \\ C_1 = A_1 + D_1 + B_1; & \\ F_1 = D_1 \cdot t_{ст.кан.S}; & \left\{ \begin{array}{l} A_4 = B_3; \\ B_4 = P_{ст.роз.тр.1}; \\ D_4 = A_{н.кам}; \\ C_4 = A_4 + D_4 + B_4; \\ F_4 = D_2 \cdot t_{н.кам.S} - Q_{\Sigma_2-кам}; \end{array} \right. \\ \\ A_2 = B_1; & \\ D_2 = A_{н.кан}; & \\ B_2 = P_{кам.2}; & \\ C_2 = A_2 + D_2 + B_2 + C_n \cdot (G_{21} + G_{22}); & \\ F_2 = D_2 \cdot t_{н.кан.S} - Q_{\Sigma_2-кан} + & \\ + C_n \cdot (G_{21} \cdot t_{н.в.2} + G_{22} \cdot t_{н.н.2}) + Q_{н.кан}; & \\ \\ A_3 = B_2; & \\ B_3 = P_{кам.1}; & \left\{ \begin{array}{l} A_5 = B_4; \\ B_5 = P_{ст.роз.тр.2}; \\ D_5 = A_{ст.роз.тр}; \\ C_5 = A_5 + D_5 + B_5; \\ F_5 = D_5 \cdot t_{ст.роз.тр.S}. \end{array} \right. \end{array} \quad (5.186)$$

Система рівнянь розв'язується методом прогону, що характеризується високою сталістю розрахунку.

За відсутності в схемі ПТ СПО окремих елементів (гофрів, стінки між камерою і каналом, теплової ізоляції на поверхнях стінки каналу і камери) вони вважаються «прозорими», тобто беруть участь у розрахунках, але не впливають на тепловий стан системи.

Граничні умови. На зовнішній поверхні каналу щодо зовнішнього повітря мають місце граничні умови третього роду, тобто там мають бути відомі

температура повітря і коефіцієнт тепловіддачі. Температура зовнішнього повітря задається, а коефіцієнт тепловіддачі визначається в окремому блоці.

Щодо гофрів як граничні умови використовується сумарний тепловий потік від гофрів. Сумарний тепловий потік від гофрів визначається в задачі 1 шляхом підсумовування теплових потоків за твірною протиобліднювача (для верхнього і нижнього гофрів).

Щодо вхідного у канал відпрацьованого в гофрах повітря задаються теплові потоки, що переносяться повітрям з нижнього і верхнього гофрів $Q_{н.г-кан}$ і $Q_{в.г-кан}$. Ці потоки визначаються при розрахунку фрагмента гофра в задачі 1.

Щодо вхідного у розподільну трубу повітря як граничні умови використовуються витрата і температура повітря, що надходить з підвідної труби, які задаються.

Вихідним тепловим станом розглянутого фрагмента, так само, як і для фрагмента гофра, є тепла рівновага при температурі загальмованого зовнішнього потоку повітря.

Температура повітря у кожному j -му перерізі розподільної труби визначається формулою

$$t_{н.роз.тр.j} = t_{н.кам} + (t_{н.роз.тр.j-1} - t_{н.кам}) \cdot \left(\frac{\Delta\tau}{l_{\Sigma роз.тр} - Z_{j-1}} \right)^{\frac{K \cdot \Pi \cdot l_{\Sigma роз.тр}}{C_n \cdot G_{\Sigma}}}, \quad (5.187)$$

де $t_{н.роз.тр.j-1}$ – температура повітря в $(j-1)$ -му перерізі по Z (на вході у відрізок ΔZ); Z_{j-1} – відстань від початку розподільної труби до $(j-1)$ -го перерізу (початок відрізка ΔZ); G_{Σ} – витрата повітря на вході в розподільну трубу; Π – периметр розподільної труби (у межах відрізка ΔZ), $l_{\Sigma роз.тр}$ – довжина розподільної труби; K – коефіцієнт теплопередачі від повітря в трубі до повітря в камері (у межах відрізка ΔZ):

$$K = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{роз.тр}} + \frac{1}{\alpha_{кан}} + \frac{\delta_{ст.роз.тр}}{\lambda_{ст.роз.тр}}}. \quad (5.188)$$

Схему умовного розбиття розподільної труби на розрахункові відрізки, що використана при виведенні формули (5.187), показано на рисунку 5.11.

Формула (5.187) дозволяє визначати температуру в кінці відрізка ΔZ розподільної труби залежно від значень цих параметрів (витрати і температури) на початку відрізка ΔZ .

Формула (5.187) одержана інтегруванням рівняння теплового балансу для нескінченно малого відрізка dl , розташованого в межах відрізка ΔZ .

При виведенні формули вважалося, що витрата повітря по довжині труби змінюється за лінійним законом на початку труби – до нуля в кінці труби. Також вважалося, що в межах ΔZ витрата змінюється за тим же законом. Відповідно до цих припущень витрата на початку відрізка ΔZ

$$G_1 = G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1}}{l_{\Sigma \text{роз.тр}}} \quad (5.189)$$

Аналогічно визначається витрата для поточної координати l , що знаходиться в межах відрізка ΔZ :

$$G = G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1} + l}{l_{\Sigma \text{роз.тр}}} \quad (5.190)$$

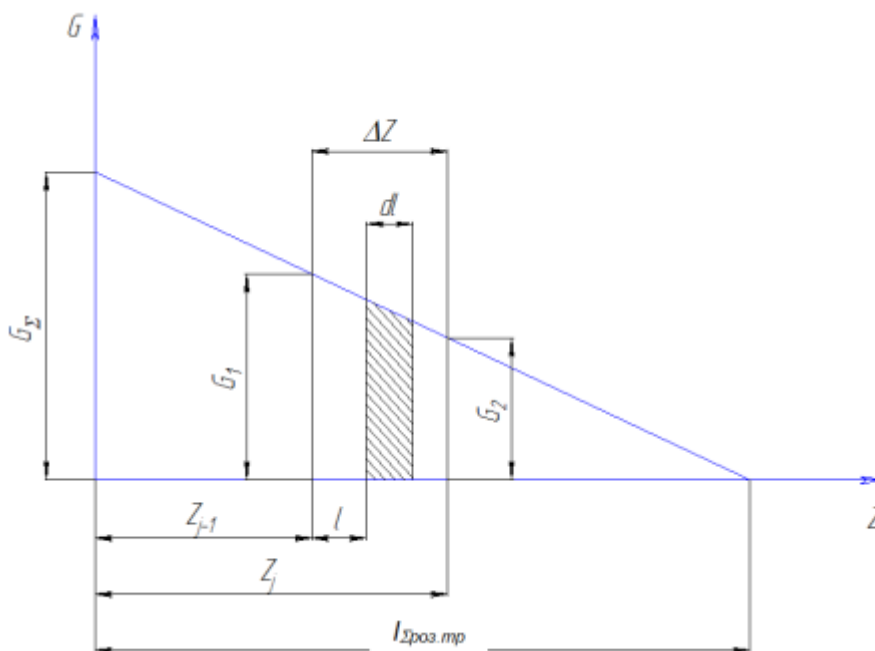


Рисунок 5.11 – Змінення витрати повітря по довжині розподільної труби

Вважається, що в межах dl (нескінченно малої частини відрізка ΔZ) витрата повітря G не змінюється.

З урахуванням розглянутих припущень рівняння теплового балансу для dl можна подати у такому вигляді:

$$-C_n \cdot \left(G_\Sigma - G_\Sigma \frac{Z_{j-1} + l}{l_{\Sigma \text{роз.тр}}} \right) \cdot dt = K \cdot \Pi \cdot dl \cdot (t - t_{n.кам}). \quad (5.191)$$

Виконавши поділ змінних і прості перетворення, одержимо

$$\frac{d(t - t_{n.кам})}{t - t_{n.кам}} = \frac{K \cdot \Pi \cdot l_{\Sigma}}{C_n \cdot G_{\Sigma}} \cdot \frac{d(l - l_{\Sigma_{роз.мп}} + Z_{j-1})}{l - l_{\Sigma_{роз.мп}} + Z_{j-1}}. \quad (5.192)$$

Інтегруємо по відрізку ΔZ :

$$\int_{t_1}^t \frac{d(t - t_{n.кам})}{t - t_{n.кам}} = \frac{K \cdot \Pi \cdot l_{\Sigma}}{C_n \cdot G_{\Sigma}} \cdot \int_0^{\Delta Z} \frac{d(l - l_{\Sigma_{роз.мп}} + Z_{j-1})}{l - l_{\Sigma_{роз.мп}} + Z_{j-1}}, \quad (5.193)$$

де $t_1 = t_{n.роз.мп.j-1}$; $t_2 = t_{n.роз.мп.j}$; $t_{n.роз.мп.j}$ – температура повітря в трубі в кінці відрізка ΔZ .

Після потенціювання і простих перетворень формула набуває остаточного вигляду

$$t_{n.роз.мп.j} = t_{n.кам} + (t_{n.роз.мп.j-1} - t_{n.кам}) \cdot \left(1 - \frac{\Delta Z}{l_{\Sigma_{роз.мп}} - Z_{j-1}} \right)^{\frac{K \cdot \Pi \cdot l_{\Sigma}}{C_n \cdot G_{\Sigma}}}. \quad (5.194)$$

Проаналізуємо одержану формулу (5.194).

На виході з останнього відрізка ΔZ труби, де $Z_{j-1} = l_{\Sigma_{роз.мп}} - \Delta Z$, другий доданок з правої частини формули (5.194) перетворюється на нуль, тобто температура в самому кінці розподільної труби дорівнює температурі повітря в камері, що відповідає дійсності, оскільки в кінці розподільної труби витрата повітря дорівнює нулю.

Результати нестационарного розрахунку теплового стану фрагментів

У результаті нестационарного розрахунку теплового стану фрагментів з товщиною, яка дорівнює кроку гофра, для перерізів $(j-1)$ і j одержуємо нестационарні значення температур в камері та каналі для цих перерізів.

Приймаємо допущення, що протягом розрахункового часу температура повітря в камері та каналі не змінюється по довжині відрізка ΔZ і дорівнює півсумі їх значень в $(j-1)$ -му і j -му перерізах.

Потім одержане середнє значення температури повітря в камері (у межах ΔZ) використовуємо для розрахунку температури повітря в розподільній трубі $t_{n.роз.мп}$ (в кінці відрізка ΔZ) за формулою (5.194).

Такий підхід дозволяє вибрати відрізки ΔZ досить великими, що істотно заощаджує машинний час розрахунку.

Розрахунок труби по відрізках ΔZ проводиться послідовно, починаючи від уведення гарячого повітря в розподільну трубу. При цьому вважається, що температура повітря на виході з відрізка ΔZ дорівнює температурі на вході в наступний відрізок ΔZ труби.

Результатами розрахунку розглянутого фрагмента є значення (у кожен момент розрахункового часу і в кожному j -му перерізі по Z) температур повітря в розподільній трубі, камері та каналі.

Зазначені результати розрахунку задачі 2 (температури повітря в розподільній трубі, камері та каналі) є вихідними умовами для розв'язання задачі 1. У свою чергу, частина результатів розрахунку задачі 1 (сумарний тепловий потік від верхнього і нижнього гофрів, в межах камери і каналу, до повітря камери і каналу, а також тепловий потік, що переноситься відпрацьованим повітрям з нижнього і верхнього гофрів у канал) використовується як вихідні дані для задачі 2.

Обмін результатами розрахунку між задачами 1 і 2 здійснюється із запізненням на один розрахунковий крок часу.

Таким чином, запропоновано методи автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів (у сухому повітрі, з водою, що випарувалася, затекла та осіла на протиобліднювач). Одержано температурні характеристики протиобліднювачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води, що осіла і випарувалася.

5.3 Методика і алгоритми розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобледеніння

5.3.1 Перевірний розрахунок

Загальні положення перевірного розрахунку

Перевірний розрахунок витрати повітря в гофрах виконується після проведення гідравлічних випробувань гофрів холодним повітрям і є необхідним додатком до випробувань. Випробування проводяться на гідравлічному стенді. За даними вимірів на мірному приладі (сопло Вентурі, труба Вентурі) розраховується витрата повітря на агрегат, яка називається заміряною – $G_{зам}$.

Датчиком абсолютного тиску заміряється тиск повітря в камері – $P_{кам_{зам}}$. У трубі, що підводить повітря, заміряється температура повітря – t_n .

Задається геометрія гофрів і вихідних отворів.

Цих даних достатньо, щоб провести наближений перевірний розрахунок витрат повітря на кожний гофр. Наближеність розрахунку полягає в усередненні гідравлічного опору для кожного гофра.

Цей варіант перевірного розрахунку реалізовано в методиці проєктувального розрахунку, наведеній нижче.

Точний перевірний розрахунок витрати повітря через кожний гофр може бути виконаний за результатами виміру динамічного напору в кожному вихідному отворі мірним приладом.

Для виміру динамічного напору у вихідних отворах використовуються такі типи мірних приладів:

- Т-подібний, де вимірювання перепаду тиску виконується безпосередньо в отворі;

- мірна насадка – спеціальний мірний прилад, який заміряє перепад тиску на виході з мірного приладу (насадку попередньо тарують: визначається залежність коефіцієнта витрати μ від заміряного перепаду тиску на виході з насадки); результати тарування і внутрішній діаметр насадки включаються в паспорт, який додається до насадки.

Методикою передбачається два варіанти перевірного розрахунку:

- за першим варіантом перевірного розрахунку виконується розрахунок витрати повітря через кожен гофр за результатами випробувань і порівняння з необхідними витратами;

- за другим варіантом перевірного розрахунку, який є продовженням першого варіанта, визначаються значення діаметрів отворів, що забезпечують заданий тиск повітря в камері за заданою витратою.

У використаній термінології і позначеннях розуміють такі параметри:

- заміряні – параметри, обчислені за заміряним значенням повітря в камері ($P_{кам_{зам}}$);

- задані – параметри, обчислені за значенням повітря в камері, яке потрібно забезпечити ($P_{камзад}$).

Діаграми, зазначені в посиланнях, наведено в [43].

Якщо в позначеннях указано:

- індекс k , то розрахунок виконується для верхньої і нижньої поверхонь;
- індекс i , то розрахунок виконується для кожного гофра поверхні;
- індекс j , то розрахунок виконується для кожного отвору гофра.

5.3.2 Варіант перевірною розрахунку

Такий варіант перевірною розрахунку призначено для визначення витрати повітря через кожен гофр і порівняння з необхідними витратами (з умови рівномірності розподілу повітря або з умови забезпечення підвищених витрат на певних ділянках протиобліднювача).

Для цього варіанта за перепадом тиску, заміряним у кожному вихідному отворі в гофрах $\Delta P_{отв зам k,i,j}$, виконуються:

- розрахунок витрати повітря через кожен вихідний отвір;
- розрахунок витрати повітря через кожен гофр;
- розрахунок сумарних витрат повітря на всі верхні та нижні гофри;
- порівняння розрахованих витрат повітря через кожний гофр із заданими витратами;
- порівняння розрахованих сумарних витрат повітря на всі верхні та нижні гофри із заданими витратами;
- розрахунок коефіцієнтів витрати повітря в кожному вихідному отворі;
- розрахунок швидкості повітря в кожному вихідному отворі кожного гофра;
- розрахунок швидкості повітря в кожному гофрі.

Виконання цього варіанта перевірною розрахунку забезпечується такими значеннями вихідних параметрів:

- величина заміряного тиску в камері більше нуля ($P_{кам зам} > 0$);

- величина заданого тиску в камері дорівнює нулю ($P_{кам\ зад} = 0$);
- величина перепаду тиску в кожному отворі в гофрах більше нуля ($\Delta P_{отв\ зам\ k,i,j} > 0$).

Алгоритм обчислень першого варіанта перевірного розрахунку

1. За значенням заміряного тиску повітря в камері $P_{кам\ зам}$ визначається заміряний перепад тиску в камері, кг/м²:

$$\Delta P_{кам\ зам} = P_{кам\ зам} - P_{атм}. \quad (5.195)$$

2. Визначається заміряна питома вага повітря в камері, кг/м³:

$$\gamma_{зам} = \frac{P_{кам\ зам}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (5.196)$$

де t_n – температура повітря, °С.

3. Визначається сумарна площа всіх заміряних отворів для кожного i -го гофра (при однакових діаметрах отворів), м²:

$$F_{отв\ зам\ k,i\Sigma} = F_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot n_j, \quad (5.197)$$

де $F_{отв\ зам\ k,i,j}$ – площа одного отвору i -го гофра, м²:

$$F_{отв\ зам\ k,i,j} = \frac{3,14 \cdot d_{отв\ зам\ k,i,j}^2}{4}, \quad (5.198)$$

де $d_{отв\ зам\ k,i,j}$ – діаметр одного отвору i -го гофра, м; n_i – кількість отворів у гофрі на k -й поверхні.

4. Визначається заміряна витрата повітря в кожному отворі кожного гофра $G_{отв\ зам\ k,i,j}$ (кг/год) залежно від методу її вимірювання.

4.1. Якщо перепад тиску на виході з кожного отвору вимірюється спеціальним мірним приладом (насадкою), то витрата повітря через отвір визначається формулою

$$G_{отв\ зам_{k,i,j}} = 3600 \cdot \mu_{м/уk} \cdot F_{м/уk} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/уk,i,j} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}, \quad (5.199)$$

де $F_{м/уk}$ – площа калібрувального отвору мірного приладу (діаметром $d_{м/уk}$), в якому виконується вимірювання динамічного напору, м²:

$$F_{м/уk} = \frac{3.14 \cdot d_{м/уk}^2}{4}, \quad (5.200)$$

де $\mu_{м/уk}$ – коефіцієнт витрати повітря з мірного приладу, значення якого визначається (методом лінійної інтерполяції) за тарувальною кривою цього приладу як функція $\mu = f(\Delta P)$, яка одержана за попереднім таруванням цього мірного приладу; $\gamma_{атм}$ – питома вага повітря при атмосферному тиску (на виході з Т-подібного приладу), кг/м³:

$$\gamma_{атм} = \frac{P_{атм}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}. \quad (5.201)$$

4.2. Якщо вимір перепаду тиску проводиться Т-подібним приладом, тобто безпосередньо в отворі, то витрата повітря через отвір визначається формулою

$$G_{отв\ зам_{k,i,j}} = 3600 \cdot \mu_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot F_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}, \quad (5.202)$$

де $\mu_{отв\ зам_{k,i,j}}$ – коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах, що визначається формулою Дарсі–Вейсбаха:

$$\mu_{отв\ зам_{k,i,j}} = 0.63 + 0.37 \cdot \left(\frac{F_{отв\ зам_{k,i,j}}}{F_{гофк,i}} \right)^3, \quad (5.203)$$

де $F_{гофк,i}$ – площа гофра, м²:

$$F_{гофк,i} = B_{гофк,i} \cdot H_{гофк,i}, \quad (5.204)$$

де $B_{гофк,i}$ – ширина гофра, м; $H_{гофк,i}$ – висота гофра, м.

4.3. За відсутності вимірів перепадів тисків повітря в отворах витрата повітря через отвір визначається формулою

$$G_{отв\ зам_{k,i,j}} = 0.95 \cdot 3600 \cdot \mu_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot F_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot \sqrt{\Delta P_{кам\ зам} \cdot 3 \cdot g \cdot \gamma_{атм} \cdot \frac{1}{1.4}}, \quad (5.205)$$

$$G_{отв\ зам_{k,i,j}} = 0.983 \cdot 3600 \cdot \mu_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot F_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot \sqrt{\Delta P_{кам\ зам} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}},$$

де $\mu_{отв\ зам_{k,i,j}}$ – коефіцієнт витрати повітря на виході з отвору, який визначається методом інтерполяції як функція $\mu_{отв} = f(\varepsilon_H)$,

$$\varepsilon_H = \frac{P_{атм}}{P_{кам\ зам}}. \quad (5.206)$$

Значення функції $\mu_{отв} = f(\varepsilon_H)$ подано в таблиці 5.5.

Таблиця 5.5 – Значення функції $\mu_{отв} = f(\varepsilon_H)$

ε_H	.035	.529	.559	.606	.641	.676	.722	.837	.946	1.00
$\mu_{вих.отв}$.850	.740	.730	.710	.700	.680	.650	.630	.630	.630

5. Визначається заміряна швидкість повітря на виході з отворів кожного гофра, м/с:

$$V_{отв\ зам_{k,i,j}} = \frac{G_{отв\ зам_{k,i,j}}}{3600 \cdot F_{отв\ зам_{k,i,j}} \cdot \gamma_{зам}}. \quad (5.207)$$

6. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для кожного гофра, кг/год:

$$G_{гоф\ зам_{k,i}} = \sum_{j=1}^{N_{отв_{k,i}}} G_{отв\ зам_{k,i,j}}. \quad (5.208)$$

7. Визначається заміряна швидкість повітря в гофрі, м/с:

$$V_{гоф\ зам_{k,i}} = \frac{G_{гоф\ зам_{k,i}}}{3600 \cdot F_{гоф_{k,i}} \cdot \gamma_{зам}}. \quad (5.209)$$

8. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для всіх гофрів для кожної поверхні, кг/год:

$$G_{гоф\ зам_{k\Sigma}} = \sum_{i=1}^{N_{гоф_{k}}} G_{гоф\ зам_{k,i}}. \quad (5.210)$$

9. Визначається сумарна заміряна витрата повітря для двох поверхонь,

кг/год:

$$G_{\text{гофзам}\Sigma} = G_{\text{гофзам}1\Sigma} + G_{\text{гофзам}2\Sigma}. \quad (5.211)$$

10. Визначається задана витрата повітря на кожний гофр, кг/год:

$$G_{\text{гофзад}k,i} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{\text{гоф}k}} (F_{\text{гоф}k,i} \cdot K_{Gk,i})} \cdot F_{\text{гоф}k,i} \cdot K_{Gk,i}, \quad (5.212)$$

де $\sum_{i=1}^{N_{\text{гоф}k}} (F_{\text{гоф}k,i} \cdot K_{Gk,i})$ – сума добутків площі гофра на коефіцієнт змінення витрат для розрахункової поверхні; $K_{Gk,i}$ – коефіцієнт змінення витрат на гофр (задається за необхідності компенсації перетікань тепла на кінцевих ділянках).

11. Знаходяться різниці між заданими і заміряними сумарними витратами повітря для всіх гофрів на кожній поверхні, кг/год:

$$\Delta G_{\text{гоф}k\Sigma} = G_{\text{гофзад}k\Sigma} - G_{\text{гофзам}k\Sigma}. \quad (5.213)$$

5.3.3 Проектувальний розрахунок

Проектувальний розрахунок призначено для визначення площі, діаметрів і кількості вихідних отворів у кожному гофрі (або площі щілини, якщо видування повітря проводиться через щілину) за відомими значеннями витрати повітря через верхні та нижні гофри (з умови рівномірності розподілу витрат повітря на поверхнях, що обігріваються, або забезпечення необхідних витрат на певних ділянках протиобліднювача).

Для виконання проектувального розрахунку мають бути задані:

- тиск повітря в камері $P_{\text{камзад}}$;
- сумарна витрата повітря на всі гофри G_{Σ} ;
- відносні витрати повітря через верхні та нижні гофри \bar{G}_k ;
- кількість гофрів верхньої та нижньої поверхонь;
- параметри гофрів: довжина, висота і ширина (вибираються попередньо на основі теплових розрахунків з урахуванням конструктивного виконання гофрів і технологічності їх виготовлення);

- кількість отворів у гофрах на верхній і нижній поверхнях;
- діаметри заданих і доопрацьованих (за необхідності їх розрахунку) отворів.

При проєктувальному розрахунку визначаються:

- витрати повітря через кожний вихідний отвір;
- діаметри вихідних отворів і відповідні їм площі;
- коефіцієнти втрат (сумарних, шляхових і вихідних);
- очікувані перепади тисків на вихідних отворах;
- витрати повітря для заданих (доопрацьованих) вихідних отворів;
- коефіцієнти втрат для доопрацьованих отворів.

Алгоритм обчислення проєктувального розрахунку

1. За заданим тиском повітря в камері $P_{камзад}$ визначається заданий перепад тиску повітря в камері, кг/м²:

$$\Delta P_{камзад} = P_{камзад} - P_{атм}. \quad (5.214)$$

2. Визначається задана питома вага повітря в камері, кг/м³:

$$\gamma_{зад} = \frac{P_{атм} + \Delta P_{камзад}}{29,3 \cdot (273 + t_n)} = \frac{P_{камзад}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}. \quad (5.215)$$

3. Визначаються площі гофрів $F_{гофр_{k,i}}$, м²:

$$F_{гофр_{k,i}} = B_{гофр_{k,i}} \cdot H_{гофр_{k,i}}, \quad (5.216)$$

де $B_{гофр_{k,i}}$ – ширина гофра, м; $H_{гофр_{k,i}}$ – висота гофра, м.

4. Визначаються периметри гофрів $\Pi_{гофр_{k,i}}$, м:

$$\Pi_{гофр_{k,i}} = 2 \cdot (B_{гофр_{k,i}} + H_{гофр_{k,i}}). \quad (5.217)$$

5. Визначається задана витрата повітря на кожний гофр $G_{гофр_{зад_{k,i}}}$ кожної поверхні з урахуванням заданого коефіцієнта витрати $K_{G_{k,i}}$, який забезпечує змінення витрати повітря на окремі ділянки (наприклад, у районі нервюр бажано мати гофри з підвищеними питомими витратами), кг/год:

$$G_{гофр_{зад_{k,i}}} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{отв_k}} (F_{гофр_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})} \cdot F_{гофр_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}}, \quad (5.218)$$

де $\sum_{i=1}^{N_{отек}} (F_{гофк,i} \cdot K_{G_{k,i}})$ – сума добутків площі гофра на коефіцієнт збільшення витрати для розрахункової поверхні.

6. Визначається задана сумарна витрата повітря для отворів гофра, кг/год:

$$G_{отвзадк,i,j} = \frac{G_{гофзадк,i}}{n_{отек}}, \quad (5.219)$$

де $n_{отек}$ – кількість необхідних отворів в гофрах у припущенні, що діаметри отворів у кожному гофрі рівні.

7. Визначається задана швидкість повітря в гофрі, м/с:

$$V_{гофзадк,i} = \frac{G_{гофзадк,i}}{3600 \cdot F_{гофк,i} \cdot \gamma_{зад}}. \quad (5.220)$$

8. За значеннями $\Delta P_{камзад}$ і $G_{гофзадк,i}$ визначається заданий сумарний коефіцієнт втрат для кожного гофра кожної поверхні:

$$\xi_{\Sigmaзадк,i} = \Delta P_{камзад} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{зад} \cdot \left(\frac{3600 \cdot F_{гофк,i}}{G_{гофзадк,i}} \right)^2. \quad (5.221)$$

9. Визначається гідравлічний коефіцієнт шляхових втрат $\xi_{шляхк,i}$ як сума втрат на вході в гофри $\xi_{вх}$ і шляхових втрат $\xi_{довк,i}$:

$$\xi_{шляхк,i} = \xi_{вх} + \xi_{довк,i} \quad (5.222)$$

у такій послідовності:

9.1. Визначається коефіцієнт опору на шляхові втрати $\xi_{довк,i}$:

- обчислюється число Рейнольдса для повітря в кожному гофрі:

$$Re_{k,i} = \frac{V_{гофзадк,i} \cdot 4 \cdot F_{гофк,i} \cdot \gamma_{зад}}{\Pi_{гофк,i} \cdot \mu \cdot g}, \quad (5.223)$$

де μ – коефіцієнт кінематичної в'язкості, м/с², визначається як

$$\mu = 1,7336 \cdot \sqrt{1 + 0,003665 \cdot t_n} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_n)^2 \cdot 10^6; \quad (5.224)$$

- визначається коефіцієнт тертя (для круглого перерізу) $\lambda_{терк,i}$ залежно від значень $Re_{k,i}$:

- якщо $Re_{k,i} \leq 2000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{64}{Re_{k,i}}; \quad (5.225)$$

- якщо $2000 < Re_{k,i} \leq 4000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{0,3164}{Re_{k,i}^{0,25}}; \quad (5.226)$$

- якщо $Re_{k,i} > 4000$, то

$$\lambda_{тер_{k,i}} = \frac{1}{(1,8 \cdot \log Re_{k,i} - 1,64)^2}; \quad (5.227)$$

- оскільки перерізи гофрів прямокутні, то коефіцієнти тертя $\lambda_{тер_{k,i}}$ визначаються з урахуванням поправки на прямокутний переріз $k_{1k,i}$:

$$\lambda_{тер_{np_{k,i}}} = k_{1k,i} \cdot \lambda_{тер_{k,i}}. \quad (5.228)$$

Величини $k_{1k,i}$ визначаються як функція $k_1 = f\left(\frac{H_{гоф_{k,i}}}{B_{гоф_{k,i}}}\right)$ шляхом

інтерполяції за значеннями функції $k_1 = f\left(\frac{H_{гоф}}{B_{гоф}}\right)$, поданими в таблиці 5.6.

Таблиця 5.6 – Значення функції $k_1 = f(H_{гоф} / B_{гоф})$

$H_{гоф} / B_{гоф}$	0,00	0,10	0,20	0,40	0,50
k_1	1,50	1,34	1,20	1,02	1,00

- визначається коефіцієнт опору на шляхові втрати:

$$\xi_{дов_{k,i}} = \frac{\lambda_{тер_{np_{k,i}}} \cdot L_{гоф_{k,i}} \cdot \Pi_{гоф_{k,i}}}{4 \cdot F_{гоф_{k,i}}}, \quad (5.229)$$

де $L_{гоф_{k,i}}$ – довжина гофра.

9.2. Визначається коефіцієнт втрат на вході в гофр (за діаграмою ДЗ-11 – вход в трубу або канал, розташований на стінці) з урахуванням поправки на кривизну

($\xi_{кр}$)

$$\xi_{вх} = 0,63 + \xi_{кр} = 0,63 + 0,07 = 0,70, \quad (5.230)$$

де $\xi_{кр} = 0,07$ – прийнята поправка на кривизну (числове значення поправки визначено з урахуванням технологічних особливостей виготовлення вхідної

ділянки гофрів за діаграмою ДЗ-4).

9.3. Визначається гідравлічний коефіцієнт шляхових втрат:

$$\xi_{шлях_{k,i}} = \xi_{дов_{k,i}} + \xi_{вх} \quad (5.231)$$

10. Визначається заданий коефіцієнт втрат на виході з гофрів:

$$\xi_{вих_{зад\ k,i}} = \xi_{\Sigma_{зад\ k,i}} - \xi_{шлях_{k,i}} \quad (5.232)$$

11. За одержаними значеннями $\xi_{вих_{зад\ k,i}}$ розраховуються площі $F_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}}$ і діаметри $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$ заданих отворів. Визначається таке значення $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$, при якому виконується умова

$$d_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}} = f(\xi_{вих_{зад\ k,i,\Sigma}}), \quad (5.233)$$

де значення $\xi_{вих_{зад\ k,i,\Sigma}}$ дорівнює значенню, обчисленому за формулою (5.232).

12. Алгоритм обчислень оснований на визначенні функції

$\xi_{вих_{зад\ k,i}} = f(\bar{F}_{зад\ k,i})$ залежно від розташування отворів в гофрах.

12.1. За значеннями $\xi_{вих_{зад\ k,i}}$, одержаними за формулою (5.232), інтерполяцією сплайном визначається $\bar{F}_{зад\ k,i}$ (табульовані значення функції $f(\bar{F}) = \xi_{вих}$ подано в таблиці 5.6, що відповідає таблиці, наведеній в діаграмі Д11-25).

12.2. За значенням $\bar{F}_{зад\ k,i}$ визначається $F_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}}$:

$$F_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}} = \bar{F}_{зад\ k,i} \cdot F_{зоф_{k,i}} \quad (5.234)$$

12.3. За значенням $F_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}}$ визначається $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$:

$$d_{отв_{зад\ k,i,j}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{отв_{зад\ k,i,\Sigma}}}{3.14 \cdot n_{отв_k}}} \quad (5.235)$$

12.4. Функція $\xi_{вих_{зад\ k,i}} = f(\bar{F}_{зад\ k,i})$ визначається залежно від розташування отворів в гофрах:

- при бічному розташуванні отворів ($\xi_{вих_{вих\ k}} = 0$) розрахунок виконується за діаграмою Д11-25 за одне наближення, при цьому $d_{отв_{зад\ k,i,j}}$ дорівнює значенню, визначеному за формулою (5.235);

- при торцевому розташуванні отворів ($\xi_{вих_{вих\ k}} = -1$) розрахунок функції

$\xi_{вих\text{зад } k,i} = f(\bar{F}_{\text{зад } k,i})$ виконується методом послідовних наближень з використанням діаграм Д11-22, Д11-24, Д4-19, при цьому одержане значення $d_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$ береться як початкове значення (першого наближення) $d_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}^1 = d_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$.

Ітераційний процес закінчується при досягненні умови

$$\left| \xi_{вих\text{зад } k,i}^m - \xi_{вих\text{зад } k,i}^{m-1} \right| \leq \delta \xi, \quad (5.236)$$

де m – кількість ітерацій; $\delta \xi$ – задана точність обчислень $\xi_{вих}$.

Таким чином, у результаті обчислень визначається значення $\bar{F}_{\text{зад } k,i}^m$, яке задовольняє умову $\bar{F}_{\text{зад } k,i} = f(\xi_{вих\text{зад } k,i})$, де значення $\xi_{вих\text{зад } k,i}$ дорівнює значенню, визначеному за формулою (5.232).

12.5. За значенням $\bar{F}_{\text{зад } k,i}$ знаходяться сумарні площі отворів за формулою (5.234).

12.6. За значенням $\bar{F}_{\text{зад } k,i,\Sigma}$ визначаються задані діаметри отворів $d_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$ за формулою (5.235).

13. За одержаними значеннями $d_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$ визначаються коефіцієнти витрати повітря $\mu_{\text{отв } k,i}$, швидкості повітря на виході з отворів $V_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$ та очікувані перепади тисків $\Delta P_{\text{отв } \text{зад } k,i,\Sigma}$.

Розрахунок виконується залежно від методу вимірювання перепадів тиску.

13.1. Якщо вимірювання перепаду тиску має виконуватися спеціальним мірним приладом – насадкою (в цьому випадку у вихідній інформації задається $d_{m/y_k} > 0$), то зазначені параметри визначаються в такій послідовності:

- визначається коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах за формулою Дарсі–Вейсбаха:

$$\mu_{\text{отв } \text{зад } k,i,j} = 0.63 + 0.37 \cdot \left(\frac{F_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}}{F_{\text{зоф } k,i}} \right)^3; \quad (5.237)$$

- визначається задана швидкість повітря в отворі:

$$V_{\text{отв } \text{зад } k,i,j} = \frac{G_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}}{3600 \cdot F_{\text{отв } \text{зад } k,i,j} \cdot \mu_{\text{отв } \text{зад } k,i,j} \cdot \gamma_{\text{зад}}}; \quad (5.238)$$

- за одержаним значенням $\mu_{\text{отв } \text{зад } k,i,j}$ визначається очікуваний перепад

тиску на виході з отвору за формулою

$$\Delta P_{отв\ k,i,j} = \frac{\gamma_{зад} \cdot V^2_{отв\ зад\ k,i,j}}{2 \cdot 9.81} \quad (5.239)$$

Одержане значення перепаду тиску на виході з отвору $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ беруть як початкове значення (перше наближення) перепаду тиску на виході мірного приладу:

$$\Delta P_{м/у\ k,i,j}^I = \Delta P_{отв\ k,i,j} \quad (5.240)$$

- за початковим значенням $\Delta P_{м/у\ k,i,j}^I$ методом послідовних наближень визначається таке значення $\Delta P_{м/у\ k,i,j}^m$, яке відповідає значенню коефіцієнта витрати $\mu_{м/у\ k,i,j}$, розрахованому за формулою (5.237).

Значення $\Delta P_{м/у\ k,i,j}^m$ визначається за тарувальною кривою мірного приладу, яка задається функцією $\Delta P = F(\mu)$, одержаною при таруванні даного мірного приладу.

Розрахунок $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ вважається завершеним, якщо виконується умова

$$|\Delta P_{м/у\ k,i,j}^m - \Delta P_{м/у\ k,i,j}^{m-1}| \leq \Delta \delta P, \quad (5.241)$$

де $\Delta P \delta$ – точність розрахунку $\Delta P_{м/у\ k,i,j}$; m – кількість наближень.

13.2. Якщо вимір перепаду тиску має виконуватися Г-подібним приладом (в цьому випадку у вихідній інформації задається $\xi_{вих\ дооп\ k,i,j} = 0$), то параметри, зазначені в п. 11, визначаються в такій послідовності:

- знаходиться коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$.

Значення $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ визначається методом інтерполяції як функція

$\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_n)$, де

$$\varepsilon_n = \frac{P_{атм}}{P_{кам\ зам}} \quad (5.242)$$

Табульовані значення функції $\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_n)$ подано в таблиці 5.5:

- за значенням $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ знаходиться задана швидкість повітря в отворі за формулою

$$V_{отв\ зад\ k,i,j} = \frac{G_{отв\ зад\ k,i,j}}{3600 \cdot F_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \mu_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \gamma_{зад}}; \quad (5.243)$$

- визначається очікуваний перепад тиску на виході з Т-подібного пристрою:

$$\Delta P_{отв\ k,i,j} = \frac{\gamma_{атм} \cdot V_{отв\ зад\ k,i,j}^2}{2g}. \quad (5.244)$$

14. Визначаються параметри доопрацьованих отворів за заданими значеннями тиску повітря в камері ($P_{кам\ зад}$) і діаметрів доопрацьованих отворів ($d_{отв\ дооп\ k,i,j}$).

Розрахунок виконується, якщо у вихідній інформації вказуються значення діаметрів доопрацьованих отворів $d_{отв\ дооп\ k,i,j} > 0$.

Визначаються такі параметри доопрацьованих отворів:

- сумарні витрати повітря через доопрацьовані отвори $G_{отв\ дооп\ k,i,\Sigma}$;
- гідравлічні втрати на виході з отворів $\xi_{вих\ дооп\ k,i,j}$;
- сумарні гідравлічні втрати $\xi_{\Sigma\ дооп\ k,i}$.

Якщо вимір перепаду тиску проводиться безпосередньо в отворі (Т-подібним пристроєм), то значення параметрів, зазначених в п. 11, визнаються за таким алгоритмом:

- знаходиться коефіцієнт витрати повітря у вихідних отворах $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$.

Значення $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ визначається методом інтерполяції як функція

$\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_n)$, де

$$\varepsilon_n = \frac{P_{атм}}{P_{кам\ зам}}. \quad (5.245)$$

Табульовані значення функції $\mu_{вих.отв} = f(\varepsilon_n)$ подано в таблиці 5.5

- за значенням $\mu_{вих.отв\ зам\ k,i,j}$ знаходиться задана швидкість повітря в отворі формулою

$$V_{отв\ зад\ k,i,j} = \frac{G_{отв\ зад\ k,i,j}}{3600 \cdot F_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \mu_{отв\ зад\ k,i,j} \cdot \gamma_{зад}}. \quad (5.246)$$

15. При вимірюванні перепаду тиску безпосередньо в отворі (за допомогою Т-подібного пристрою) перепад тиску $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ визначається формулою:

$$\Delta P_{отв\ k,i,j} = \frac{\gamma_{атм} \cdot V_{отв\ зад\ k,i,j}^2}{2g}, \quad (5.247)$$

де

$$\gamma_{атм} = \frac{P_{атм}}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (5.248)$$

$\gamma_{атм}$ – питома вага повітря при атмосферному тиску (на виході з Т-подібного пристрою), кг/м³;

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot F_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв\ зам\ k,i,j} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma_{атм}}. \quad (5.249)$$

16. При вимірюванні перепаду тиску на виході з отвору спеціальним мірним приладом (насадкою) очікувані значення перепадів тисків $\Delta P_{отв\ k,i,j}$ визначаються формулою

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{м/у\ k} \cdot F_{м/у\ k} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/у\ k,i,j} \cdot P_{атм} \cdot \frac{2g}{29,3 \cdot (273 + t_n)}}; \quad (5.250)$$

$$G_{отв\ зам\ k,i,j} = 3600 \cdot \mu_{м/у\ k} \cdot F_{м/у\ k} \cdot \sqrt{\Delta P_{м/у\ k,i,j} \cdot P_{атм} \cdot \frac{2g}{\gamma_{атм}}}, \quad (5.251)$$

де $F_{м/у\ k}$ – площа каліброваного отвору мірного приладу (діаметром $d_{м/у\ k}$), в якому проводиться вимір динамічного напору, м²:

$$F_{м/у\ k} = \frac{3,14 \cdot d_{м/у\ k}^2}{4}, \quad (5.252)$$

де $\mu_{м/у\ k}$ – коефіцієнт витрати повітря з мірного приладу. Значення $\mu_{м/у\ k}$ визначається (методом лінійної інтерполяції) за тарувальною кривою цього приладу як функція $\mu = f(\Delta P)$, яка одержана за попереднім таруванням такого мірного приладу.

17. При вимірюванні перепадів тиску в отворі мірним приладом спочатку проводиться вибір самого приладу з наявних, при цьому площа мірного приладу $F_{м/у}$ відома.

18. За рівнянням витрати повітря і розрахованої в (5.218) величини витрати повітря через отвір визначається комплекс $\mu_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв}}$, м:

$$G_{отв} = 3600 \cdot \mu_{м/у} \cdot F_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma}. \quad (5.253)$$

Далі за відомими залежностями коефіцієнта витрати $\mu_{м/у} = f(\Delta p)$ (додається в паспорті до вибраного приладу) визначаються значення $\Delta P_{отв}$ методом послідовних наближень.

5.3.4 Основні формули та позначення

Перепад тисків у камері, кг/м²:

$$\Delta P_{кам} = P_{кам} - P_{атм}, \quad (5.254)$$

де $P_{атм}$ – тиск середовища, куди виходить повітря (якщо повітря виходить в атмосферу, то атмосферний тиск), кг/м²; $P_{кам}$ – тиск повітря в камері, кг/м².

Питома вага повітря, кг/м³:

$$\gamma_{зам} = \frac{P}{RT} = \frac{P}{29,3 \cdot (273 + t_n)}, \quad (5.255)$$

де t_n – температура повітря.

Витрата повітря в отворі, кг/год:

- якщо вимірювання динамічного напору виконується мірним приладом типу витратомірної насадки, то

$$G_{отв} = 3600 \cdot \mu_{м/у} \cdot F_{м/у} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma} = F_{G_{отв}}(\mu_{м/у}, F_{м/у}, \Delta P_{отв} \cdot \gamma), \quad (5.256)$$

де $F_{м/у}$ – площа отвору в мірному приладі; $\Delta P_{отв}$ – перепад тиску повітря на виході з отвору; $\mu_{м/у}$ – коефіцієнт опору на виході з отвору в мірному приладі;

- якщо вимірювання динамічного напору виконується безпосередньо в отворі, то

$$\begin{aligned} G_{отв} &= 3600 \cdot \mu_{вихотв} \cdot F_{отв} \cdot \sqrt{\Delta P_{отв} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma} = \\ &= F_{G_{отв}}(\mu_{вихотв}, F_{отв}, \Delta P_{отв} \cdot \gamma), \end{aligned} \quad (5.257)$$

де $F_{отв}$ – площа отвору; $\mu_{вихотв}$ – коефіцієнт опору на виході з отвору.

Заміряна витрата повітря в гофрах

$$G_{гоф} = \sum_{i=1}^{N_{отв}} G_{отв_i}. \quad (5.258)$$

Розрахункова витрата повітря в отворі

$$G_{отв} = G_{гофра} = \frac{G_{\Sigma} \cdot \bar{G}_k}{\sum_{i=1}^{N_{отв_k}} (F_{гофра_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}})} \cdot F_{гофра_{k,i}} \cdot K_{G_{k,i}} \quad (5.259)$$

Розрахункова витрата повітря в гофрі

$$G_{гофра} = \frac{G_{\Sigma}}{n_{гофра}} \quad (5.260)$$

Швидкість повітря в отворах гофрів при докритичному витіканні з отворів в гофрах

$$V_{отв} = \frac{G_{отв}}{3600 \cdot F_{отв} \cdot \gamma \cdot \mu_{вих_{отв}}} = F_{v_{отв}} (G_{отв}, F_{отв}, \mu_{вих_{отв}}, \gamma) \quad (5.261)$$

Швидкість повітря в гофрі

$$V_{гофра} = \frac{G_{гофра}}{3600 \cdot F_{гофра} \cdot \gamma} = F_{v_{гофра}} (G_{отв}, F_{гофра}, \gamma) \quad (5.262)$$

Сумарний коефіцієнт втрат тиску повітря (коефіцієнт опору в гофрі):

$$\xi_{\Sigma} = \Delta P_{кам} \cdot 2 \cdot g \cdot \gamma \cdot \left(\frac{3600 \cdot F_{гофра}}{G_{отв_{\Sigma}}} \right)^2 = F_{\xi_{\Sigma}} (\Delta P_{кам}, F_{гофра}, G_{отв_{\Sigma}}, \gamma) \quad (5.263)$$

$$\xi_{\Sigma} = \xi_{шлях} + \xi_{вих} \quad (5.264)$$

де $F_{гофра}$ – площа гофра; $G_{отв_{\Sigma}}$ – сумарна площа отворів; $\mu_{вих_{отв}}$ – коефіцієнт втрат тиску на виході з отвору; $\xi_{шлях}$ – коефіцієнт шляхових втрат.

Коефіцієнт шляхових втрат тиску повітря в гофрі

$$\xi_{шлях} = \xi_{\Sigma} - \xi_{вих_{отв}} = \xi_{вх} + \xi_{тер} \quad (5.265)$$

де $\xi_{вх_{отв}}$ – коефіцієнт втрат тиску на вході в отвір; $\xi_{тер}$ – коефіцієнт втрат тиску на тертя.

Використані індекси:

k – номер поверхні, де

$k = 1$ відповідає верхній поверхні;

$k = 2$ відповідає нижній поверхні;

i – номер гофра ($i = 1, 2, \dots, N_{гофра_k}$);

j – номер отвору в кожному i -му гофрі k -ї поверхні
($j = 1 \dots N_{отв_{k,i}}$);

$N_{отв_{k,i}}$ – кількість отворів у кожному гофрі k -ї поверхні;

$N_{гофк}$ – кількість гофрів на k -й поверхні;

$зам$ – індекс, який присвоюється параметрам, визначеним за вимірним тиском повітря в камері;

$зад$ – індекс, який присвоюється параметрам, визначеним за заданим тиском повітря в камері;

$дооп$ – індекс, який присвоюється параметрам, визначеним для доопрацьованих отворів;

$м/у$ – індекс належить мірному приладу.

Відносна витрата повітря для кожної поверхні:

- якщо $k = 1$, то

$$\bar{G}_k = \bar{G}_{вих}; \quad (5.266)$$

- якщо $k = 2$, то

$$\bar{G}_k = 1 - \bar{G}_{вих}, \quad (5.267)$$

де $\bar{G}_{вих}$ – відносна витрата повітря для $k = 1$, задана у вихідній інформації.

Розрахунки виконуються для кожного гофра кожної поверхні для значень i, j, k за формулою (5.205).

Таким чином, розроблено методику розрахунку гофрів літакових теплових систем протиобledenіння. Методика дозволяє проводити як перевірні, так і проєктувальні розрахунки. Методика основана як на теоретичних залежностях, так і на використанні експериментальних даних, які проводяться паралельно розрахунку газодинамічних вимірювань, що забезпечує високу точність одержаних результатів.

5.4 Аналіз витрат повітря в розподільних отворах розподільної труби повітряно-теплових систем протиобledenіння літака з урахуванням докритичних режимів течії.

При сучасному розвитку авіації відбувся якісний стрибок в області проєктування аеродинамічного профілю. Змінення товщини профілю у бік

зменшення зробило конструктивно неможливим виконання декількох місць підведення повітря уздовж розмаху крила до розподільного трубопроводу повітряно-теплової СПО, у зв'язку з чим довжина розподільних трубопроводів значно зросла і становить на деяких літаках більше 10 м. Натурні дослідження таких систем пов'язані з ризиком аварійних ситуацій і проблемами вимірювання необхідних величин. Експериментальні дослідження гідравлічних характеристик системи є можливими на натурному стенді. Результати таких випробувань можуть бути використані для розроблення математичної моделі гідравлічних характеристик СПО, яка застосовується для всіх можливих режимів польоту.

Для гідравлічних процесів у розподільних трубах СПО режими витікання з отворів є критичними (швидкість течії дорівнює швидкості звуку в потоці) або близькими до них. Швидкість же повітря у підвідних трубах СПО може становити близько 0,7 критичної, а в місцях звужень (обмежено-рухливі з'єднання) досягати критичної. Тому моделювання гідравлічних режимів таких систем є можливим тільки на основі газодинамічних функцій [1].

5.4.1 Методика дослідження гідравлічних режимів в розподільній трубі та розподільних отворах повітряно-теплових систем протиобледеніння літака

Запропоновано нову методику дослідження гідравлічних режимів у розподільній трубі та розподільних отворах ПТ СПО літака, яка не потребує експериментального визначення коефіцієнта ефективної площі μ_F . Показано, що й на докритичних режимах роботи системи можливим є рівномірний розподіл повітря.

Традиційна методика підбору діаметрів отворів в розподільній трубі ПТ СПО літака полягає у такому [109]:

- на всіх режимах роботи системи співвідношення між витратами повітря через отвори в різних точках розподільної труби змінюється незначно, що досягається забезпеченням критичного режиму витікання через отвори;

- підбір діаметрів отворів здійснюється на одному, найбільш напруженому режимі й розподіл повітря перевіряється на інших основних гідравлічних режимах. У наземних умовах проводиться перевірка працездатності системи на стенді;

- у найбільш напруженому режимі за відомою витратою повітря (G), заданою на вході температурою гальмування (T^*), наявним повним тиском джерела тиску

(P_u^*) (визначаються із загальних вимог до системи) з умови сталості діаметра розподільної труби і можливості еквівалентування всіх перерізів отворів одним сумарним (при критичному режимі течії на кожному з отворів) визначаються діаметр розподільної труби і сумарний переріз всіх отворів (F_s);

- за F_s визначаються кількість отворів, їх діаметр і крок.

Модель процесів у вихідних перерізах отворів може бути з високою точністю описана газодинамічними функціями [1]. Нехай λ – коефіцієнт швидкості, $\lambda = w/a_{кр}$, де w – швидкість потоку повітря, $a_{кр}$ – критична швидкість (швидкість звуку) в потоці $a_{кр} = 18,3\sqrt{T^*}$. Тоді за статистичним тиском з урахуванням швидкості потоку, що набігає, можна визначити повний тиск на вихідному перерізі отвору. Для цього за величиною витрати повітря через отвір G , статистичним зовнішнім тиском $P_{ст}$, перерізом отвору $F_{отв}$ і температурою гальмування T^* визначається значення функції $y(\lambda)$:

$$y(\lambda) = \frac{y}{1 - \frac{\lambda^2}{6}} = G \cdot \sqrt{T^*} / (0.3965 \cdot F \cdot P_{ст}), \quad (5.268)$$

де $G = G_{отв}$ і $F = F_{отв}$.

Якщо $y(\lambda) > y(1)$, то має місце критичний режим. Швидкість витікання на вихідному перерізі дорівнює $a_{кр}$ і $\lambda_{вих} = 1$, а мінімально можливий статичний тиск P_{min} на вихідному перерізі отвору тоді визначається із співвідношення (5.268) при $y(\lambda) = y(1)$.

При $y(\lambda) < y(1)$ значення $\lambda_{вих}$ знаходиться оберненням функції $y(\lambda)$. Значення повного тиску знаходять зі співвідношення

$$q(\lambda) = 1,2^{2,5} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{\lambda^2}{6}\right)^{2,5} = \frac{G \cdot \sqrt{T^*}}{0,3965 \cdot F \cdot P^*} \quad (5.269)$$

для $G = G_{отв}$ і $F = F_{отв}$, де значення $q(\lambda) = 1$ при $\lambda = 1$.

Для розрахунку перепаду тиску на трубі постійного перерізу при постійній температурі гальмування однією з найточніших є описана в [1] модель на основі газодинамічних функцій, яка полягає в такому:

1. За значеннями G , T^* , P^* і площі поперечного перерізу F згідно з (5.269) визначається $q(\lambda)$. При $q(\lambda) \geq 1$ береться $q(\lambda) = 1$, $\lambda_2 = 1$ і тоді фактичний повний

тиск P_2^* на вихідному перерізі труби визначається із співвідношення (5.294), де різниця $(P^* - P_2^*)$ – стрибок ущільнення. При $q(\lambda) < 1$ коефіцієнт швидкості на кінці ділянки труби λ_2 визначається оберненням функції $q(\lambda_2)$.

2. Визначається λ_1 на початку (за потоком) труби зі співвідношення:

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_2) = \left[\frac{1}{\lambda_1^2} + 2 \cdot \ln(\lambda_1) \right] - \left[\frac{1}{\lambda_2^2} + 2 \cdot \ln(\lambda_2) \right] = \frac{7}{6} \xi_{н.тр}, \quad (5.270)$$

де $\xi_{н.тр}$ – коефіцієнт опору тертя труби, розрахований для нестисливої рідини.

3. За λ_1 визначається $q(\lambda_1)$, а за ним зі співвідношення (5.269) і повний тиск на початку (за потоком) труби.

Висока точність розрахунку втрат тиску на місцевих опорах досягається в методі зведеної довжини, коли розрахунок втрат тиску виконується як для труби з $\xi_{н.тр} = \xi_m$, де ξ_m – коефіцієнт місцевого опору, розрахований для нестисливої рідини і зведений до справжньої швидкості течії. При розрахунках втрат тиску на місцевих опорах у разі нестисливої рідини можна користуватися (і це часто роблять) перерахунком коефіцієнта місцевого опору на іншу швидкість, де коефіцієнт перерахунку обернено пропорційний квадрату швидкості. Але у разі стисливої рідини це призводить до похибки у визначенні перепаду тиску.

При розрахунку перепаду тиску за методикою зведеної довжини для місцевого опору з коефіцієнтом $\xi_m = 1$ величину такої похибки залежно від швидкості у вихідному (за потоком) перерізі подано графіком на рисунку 5.12 як функцію відношення $G/G_{кр}$ – витрати до критичного значення витрати (під $G_{кр}$ розуміють таке значення витрати, що на вихідному перерізі має місце критичний режим течії, але величина стрибка ущільнення дорівнює нулю). Також на рисунку 5.12 показано графік залежності для коефіцієнта швидкості λ як функцію відношення $G/G_{кр}$. При розрахунках в обох випадках вважалось однаковим переріз труби, а при значенні витрати у другому варіанті – у два рази меншим, ніж у першому, величина $\xi_{m1} = 4$, а $\xi_{m2} = 1$ (обернено пропорційно квадрату швидкості). Повний тиск на вихідному перерізі елементів дорівнював 1 атм, а температура гальмування $T^* = 15$ °С.

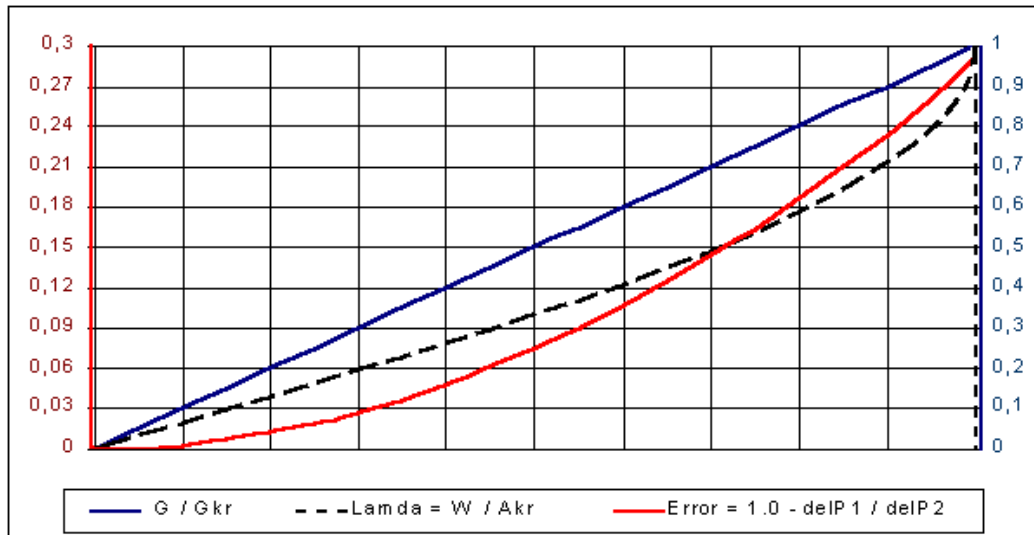


Рисунок 5.12 – Величина похибки розрахунку втрат тиску за зведеною довжиною ($\xi_M = 1$) і коефіцієнта швидкості λ залежно від $G/G_{кр}$

З аналізу графіків, наведених на рисунку 5.12, випливає, що похибка визначення перепаду тиску перевищує 6 % вже при $G/G_{кр} > 0,3$, тобто при $\lambda > 0,2$. Отже, Perezведення коефіцієнта місцевого опору на іншу швидкість недоцільно, оскільки в сучасних ПТ СПО в трубах $\lambda > 0,25$, а на вихідних отворах зазвичай близько до $\lambda = 1$.

При розрахунках трійників відповідно до моделей, описаних в [50], для кожного типу трійника перепад тиску на парах його ставився у співвідношення до швидкості в збірному рукаві. Використання такої моделі для розрахунків повітряних розподільних мереж, як видно з рисунка 5.12, вносить похибку, яка досягає 29 % на біякритичних режимах течії. Крім того, описана в [42] базова модель містила розриви в перепадах тисків при переходах від одного типу трійника до іншого.

Її уточнення було запропоновано в [53]. На основі останньої в [20] дано опис способу віднесення сумарних коефіцієнтів опорів, зведених до швидкості в збірному рукаві, на опори кожного з трьох елементів, а для близьких до нуля відношень витрат у бічному відгалуженні та збірному рукаві трійника також додатковий перепад тиску для бокового відгалуження, що розраховується як частка швидкісного напору збірного рукава. Такий спосіб перевірявся на численних схемах мереж і в поєднанні з описаними вище способами визначення перепадів тиску на вихідних перерізах (на трубах і на місцевих опорах), реалізованих у програмному комплексі СЕТЬ ВЕ, дозволив забезпечити високу

точність розрахунків витрат у розподільних мережах. Досвід використання ПК СЕТЬ ВЕ дозволяє сподіватися на високу точність визначення витрат через отвори в розподільних трубах ПТ СПО довільної конфігурації. Основою для цього є також близькість результатів дослідження спрощених схем ПТ СПО за традиційною методикою і за допомогою ПК СЕТЬ ВЕ.

На точність розрахунку впливає спосіб виділення типових елементів схеми і формування розрахункової схеми. При формуванні розрахункової гідравлічної схеми для варіанта ПТ СПО, поданого на рисунку 5.13, схема умовно поділялася на три частини: початкова ділянка, розподільна труба та отвори.

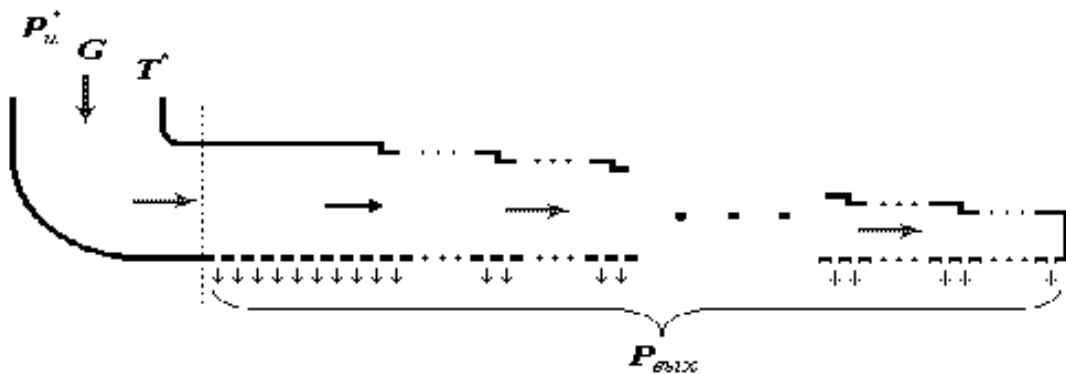


Рисунок 5.13 – Розрахункова схема розподільної труби повітряно-теплової системи протиобledenіння

Початкова ділянка може мати довільну структуру елементів і містити прямі ділянки труб, повороти потоку, дросельні шайби, компенсатори тощо. Визначення коефіцієнтів втрат ξ (розрахованих на справжню швидкість течії) для таких елементів ведеться згідно з [42].

Ділянки розподільної труби між отворами подавалися прямою трубою відповідного діаметра і довжиною, яка дорівнює відстані між отворами. При фактичному змінненні діаметра розподільної труби (раптові звуження) враховувався коефіцієнт місцевого опору звуження, який визначається згідно з [42]. При плавному змінненні діаметра розподільної труби вона подається системою труб з діаметрами незмінного перерізу, що зменьшуються, оскільки всі відомі в гідравліці залежності для визначення перепаду тиску на елементі припускають сталість його перерізу.

Отвори подавалися ділянкою прямої труби з довжиною, що дорівнює товщині розподільної труби та його діаметром. Якщо кілька отворів об'єднувалися в один, то діаметр визначався за сумарною площею усіх таких отворів. На гідравлічній схемі сам отвір позначався трійником з кутом 90° .

Кожен з отворів міг мати свій діаметр $d_{отв}$. Його зміненням можна забезпечити рівномірність розподілу повітря у вибраному режимі роботи системи, де зазвичай через втрати тиску в розподільній трубі у напрямку течії повітря потрібно збільшувати перерізи отворів.

Для кожного з отворів може бути задано своє граничне значення статичного тиску, що відповідає режиму функціонування системи, але допустимим також є режим, коли задається єдине значення граничного статичного тиску, як це показано на рисунку 5.13.

При діаметрах розподільної труби, що дискретно зменшуються, варіанта ПТ СПО крила літака довжиною 10,3 м були підібрані діаметри отворів для наземного режиму роботи системи. Після чого зниженням вхідного тиску за допомогою ПК СЕТЬ ВЕ виконується розрахункова перевірка рівномірності розподілу витрат повітря через отвори по довжині розподільної труби для різних розрахункових режимів, у тому числі й докритичного витікання через розподільні отвори. При цьому виявилось, що витрати через перший та останній отвори аж до висоти 5 км відрізнялися не більше ніж на 4 % і тільки на висоті 6 км вони відрізняються на 8 %. Тобто необхідна рівномірність розподілу повітря через отвори забезпечується. Одержані результати для наземного режиму роботи системи будуть перевірені на створюваному натурному стенді.

Рівномірність розподілу повітря через розподільні отвори на докритичних режимах течії повітря є несподіваним результатом. Для його обґрунтування були проведені додаткові дослідження, а саме розрахунки для одиничного отвору, поданого у вигляді прямої труби його діаметра і коефіцієнтом місцевого опору $\xi_m = 1$. При значенні $P_{cm} = 1$ на вихідному перерізі отвору і температурі гальмування $T^* = 20$ °С були одержані співвідношення для швидкості змінення тиску на початку отвору як функцію безрозмірної величини $G/G_{кр}$, за якою визначено також коефіцієнт швидкості λ . Графіки таких залежностей показано на рисунку 5.14.

Аналіз графіків на рисунку 5.14 показує, що у разі критичних режимів течії повітря через вихідний переріз значення похідної перепаду тиску за співвідношенням $G/G_{кр}$ дорівнює константі (яка залежить від T^*). Зменшення такого співвідношення не призводить до різкого змінення похідної, і на частині докритичних режимів зменшенню витрати відповідає приблизно таке ж швидке змінення тиску, як і у разі критичного режиму.

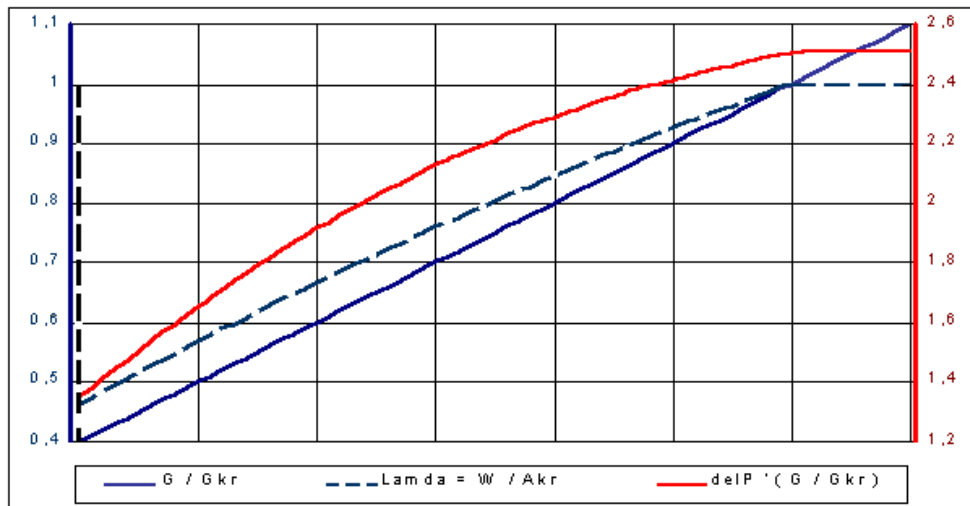


Рисунок 5.14 – Швидкість змінення перепаду тиску від співвідношення G/G_{kr}

Нехай рівномірний розподіл повітря досягнуто для деякої сумарної витрати G_{Σ} у розподільній трубі, коли має місце критичний режим течії на всіх розподільних отворах, і сумарна площа отворів менша за площу вхідного перерізу розподільної труби. Тоді режим течії в трубах буде близьким до автотельного і буде мало змінюватися (зменшуватися) $\xi_{н.тр}$ кожної з ділянок розподільної труби. Отже, на кожній з ділянок практично незмінними (згідно зі співвідношенням (5.270)) виявляться коефіцієнти швидкості, отже, практично незмінними будуть швидкості потоків і співвідношення витрат через розподільні отвори. У такому варіанті при зменшенні G_{Σ} і досягненні докритичного режиму на частині або на всіх розподільних отворах якісна картина для співвідношення витрат через отвори буде іншою. Через повільне змінення похідної перепаду тиску на отворі за витратою через нього має місце різке зменшення рівня тиску в розподільній трубі і швидкості в ній. Для більшості трійників відношення витрати у бічному відгалуженні до витрати у збірному рукаві близьке до нуля, і для них є відмінним від нуля додатковий перепад тиску на бічних відгалуженнях (розраховується як частка швидкісного напору збірного рукава і убуває уздовж потоку), який зменшується при спаді тиску в трубі. Одночасно зростає коефіцієнт опору витрат на тертя $\xi_{н.тр}$.

Для дослідження спільного впливу всіх перелічених вище факторів, а також довжини розподільної труби проводилися численні експерименти з використанням ПК СЕТЬ ВЕ для найпростішого варіанта ПТ СПО, принципова схема якого відповідає поданій на рисунку 5.14. При довжині розподільної труби

6,4 м її діаметр зменшувався від 0,061 м до 0,018 м так, щоб приблизно однаковою була швидкість течії повітря. Діаметри отворів підбиралися з умови рівномірності розподілу витрат через отвори для варіанта критичного режиму течії на всіх отворах, що досягається при сумарній критичній витраті $G_{кр.Σ} = 2100$ кг/год.

У розрахунковій схемі група отворів об'єднувалася в один, а вся множина отворів подавалася їх кількістю, яка дорівнювала 64, при відстані між ними 0,1 м. Як граничні умови при численних експериментах задавалися $T^* = 200$ °С, $P_{cm} = 1$ атм і змінювалася величина $G_Σ$.

Змінення розподілу витрат через отвори для різних режимів течії описується співвідношенням витрат у першому g_1 і останньому g_{64} (за потоком) отворах $r_g = g_{64}/g_1$. Розрахункові дані щодо змінення r_g залежно від величини сумарної витрати подано в таблиці 5.7 і на рисунку 5.15 для довжини розподільної труби 6,4 м.

Таблиця 5.7 – Змінення коефіцієнта r_g залежно від сумарної витрати G для різної довжини розподільної труби

L, м	r_g									
	G, кг/год									
	4	40	400	800	1200	1600	2000	2400	4000	40000
10,24	0,146	0,693	0,842	0,883	0,9173	0,9395	0,9518	0,9546	0,9602	0,9695
6,40	0,345	0,804	0,909	0,948	0,9727	0,9892	0,9988	1,0006	1,0043	1,0106
2,56	0,694	0,947	1,001	1,021	1,0347	1,0442	1,0505	1,0512	1,0522	1,0556
1,024	0,900	1,017	1,042	1,053	1,0617	1,0679	1,0726	1,0729	1,0736	1,0747

Крім базового розрахункового варіанта для оцінювання впливу довжини розподільної труби були проведені розрахунки для відстаней між отворами, що дорівнювали 0,16, 0,04 і 0,016 м (довжина труби відповідно – 10,24, 2,56 і 1,024 м) для всіх інших незмінних розрахункових умов (див. таблицю 5.7). Одержані результати дозволяють зробити такі висновки:

- для $G_Σ > G_{кр.Σ}$ коефіцієнт r_g повільно зростає із зростанням G , а швидкість такого зростання збільшується з довжиною розподільної труби; для наведених

даних таке відношення змінюється не більше ніж на 2 %;

- у діапазоні білякритичних режимів ($1600 < G_{\Sigma} < 2400$) для коефіцієнта r_g характерним є більш різке змінення, але й у цьому випадку відхилення від даних для критичної сумарної витрати не перевищує 2 %;

- для варіанта максимальної довжини із зростанням G_{Σ} коефіцієнт r_g зростає найшвидше; у діапазоні $800 < G_{\Sigma} < 1600$ він збільшується на 6 %, а в усьому діапазоні витрат від $G_{\Sigma} = 800$ і вище коефіцієнт r_g збільшується всього на 10 %. Для меншого діапазону змінення коефіцієнта r_g , а також в області менших (докритичних) витрат G_{Σ} діапазон припустимих витрат буде зменшуватися.

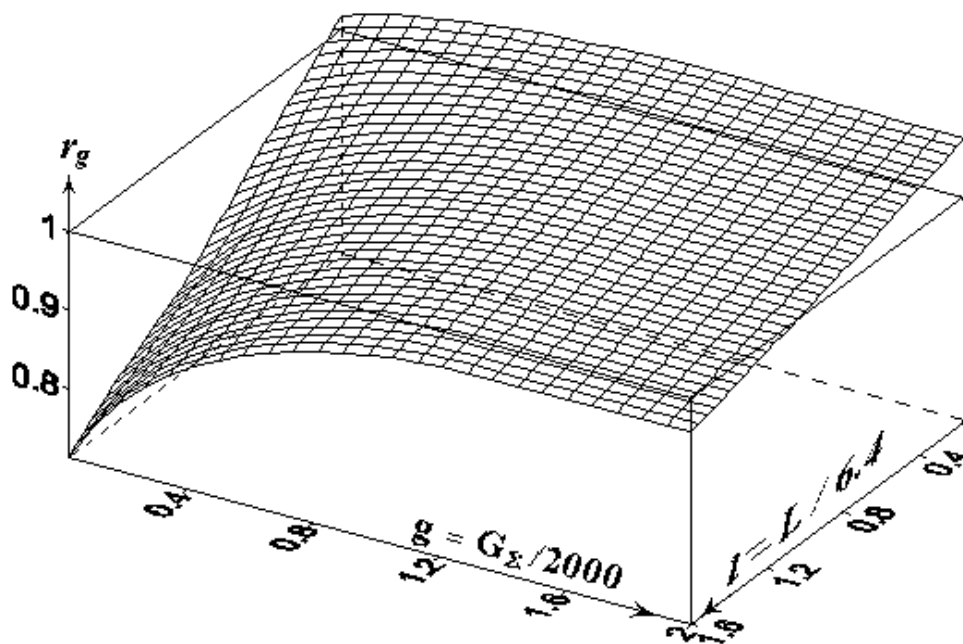


Рисунок 5.15 – Змінення r_g залежно від величини сумарної витрати для довжини розподільної труби 6,4 м

5.4.2 Експериментальне дослідження гідравлічних процесів у розподільних трубопроводах системи протиобledenіння

Для гідравлічних процесів в розподільних трубах СПО режими витікання з отворів є критичними (швидкість течії дорівнює швидкості звуку в потоці) або близькими до них. Швидкість же повітря у підвідних трубах СПО може становити близько 0,7 критичної, а в місцях звужень (обмежено-рухливі з'єднання) досягати критичної. Тому моделювання гідравлічних режимів таких систем є можливим тільки на основі газодинамічних функцій [1].

Нині гідравлічний розрахунок стисливої рідини на основі газодинамічних функцій можна виконати за допомогою двох комп'ютерних програм ШВИДКІСТЬ [58] і СЕТЬ ВЕ (розробка ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України).

У програмі ШВИДКІСТЬ використовуються класичні та оригінальні, запропоновані у роботі [58], газодинамічні функції, а розрахунок критичних течій є можливим тільки на вихідних перерізах. При цьому для вихідних перерізів потрібне експериментальне визначення коефіцієнта площі μ_F , який залежить від режиму течії. При проведенні розрахункових робіт необхідність експериментального визначення μ_F не спричиняла значних труднощів, оскільки на попередній стадії проектування СПО його значення задавалися на основі наявного великого практичного досвіду розробників, а пізніше уточнювалися для основних режимів при натурних випробуваннях. При цьому визначалися сумарна витрата через розподільну трубу СПО і наближені значення витрат через отвори. Але через критичні течії у підвідних трубах СПО подальше використання програми ШВИДКІСТЬ стало неможливим.

У програмі СЕТЬ ВЕ закладена методика розрахунків, що не потребує визначення коефіцієнта μ_F . Вона не має обмежень на кількість критичних перерізів і місця їх розташування, як і на структуру потоків. Для побудови моделі системи у програмі СЕТЬ ВЕ, аналогічно як і в програмі ШВИДКІСТЬ, необхідно формувати розрахункову схему, в якій виділені гілки графа подаються сукупністю типових елементів, де опис моделей типових елементів дається в довідковій літературі [43]. Є можливість побудови декількох розрахункових схем для розподільної труби СПО. Це зображення вихідних отворів (свердлін) трійником або їх заміщення поворотом потоку, що описується постійним коефіцієнтом опору. Для перевірки таких схем заміщення і визначення області їх застосування для програми СЕТЬ ВЕ, а також для вивчення процесів витікання повітря з отворів і гідравлічних характеристик розподільного трубопроводу довжиною понад 10 м в ДП «АНТОНОВ» був виготовлений натурний стенд розподільної труби СПО, на якому за розробленою методикою було проведено широкомасштабний промисловий експеримент.

При гідравлічних дослідженнях експериментатор часто має справу зі складними системами, на стан яких впливає безліч різноманітних факторів. При традиційному методі дослідження необхідні залежності встановлюються при змінненні одного з факторів і сталості інших (однофакторний експеримент). Такий

підхід потребує великої кількості дослідів. Нині все частіше застосовуються методи, основані на математичній теорії експерименту, яка визначає умови оптимального проведення досліджень, у тому числі й при неповній вивченості фізичної природи явища. Для цього використовується математичний апарат не тільки на стадії оброблення результатів вимірювання, як було раніше, але також при підготовці та проведенні дослідів.

При плануванні експерименту було проаналізовано вплив різних факторів на величину витрати повітря, що витікає з розподільних отворів уздовж трубопроводу, та вибрано ті з них, які мають найбільший вплив, а саме:

- тиск на вході в розподільний трубопровід;
- діаметр вихідних отворів у розподільному трубопроводі.

Вибір цих факторів обумовлено тим, що експериментатор може їх змінювати і вони можуть бути виміряні з досить високою точністю.

Головна мета цих досліджень полягала у знаходженні мінімального тиску на вході у розподільний трубопровід, при якому зберігається рівномірність витікання повітря з роздавальних отворів уздовж всього трубопроводу. На вході в трубопровід установлювався надлишковий тиск у діапазоні від 2 до 0,5 кг/см², що дозволило змоделювати як критичне, так і докритичне витікання повітря з вихідних отворів розподільного трубопроводу. Діаметр вихідних отворів змінювався від 1,2 до 1,9 мм.

При вихідних отворах 1,2 мм виміри витрати повітря, що витікає з вихідних отворів уздовж розподільного трубопроводу, проводилися за схемою: три отвори через кожні двадцять отворів і додатково в місцях звуження трубопроводу. Виміри витрати повітря проводилися за допомогою виготовленого і тарованого вимірювального пристрою.

Під час дослідів у фіксованих точках трубопроводу за допомогою дифманометрів проводилися вимірювання надлишкового статичного тиску.

Під час випробувань розподільний трубопровід розбирався на складові секції, для кожної з яких виконувалися додаткові експериментальні дослідження, аналогічні описаним для всього стенда.

Порівняння експериментальних даних з даними розрахунків за двома варіантами розрахункових схем за програмою СЕТЬ ВЕ показали, що має місце така якісна картина:

- при схемі заміщення отворів трійниками (перший варіант схеми заміщення) сумарна витрата знижена на 15...30 %;
- при описі виходів через отвори за допомогою сталого коефіцієнта опору,

віднесеного до площі отвору (другий варіант схеми заміщення), існує така величина $\xi = \text{const}$, що в широкому діапазоні змінення витрат значення сумарної витрати збігаються із заміряними значеннями з високим ступенем точності (похибка – не більше 2 %).

На рисунку 5.16 подано графіки залежності витрати повітря через розподільний трубопровід від різних діаметрів вихідних отворів, одержаних у випробуваннях і при моделюванні отворів трійниками, а також при заданні фіксованого вихідного опору.

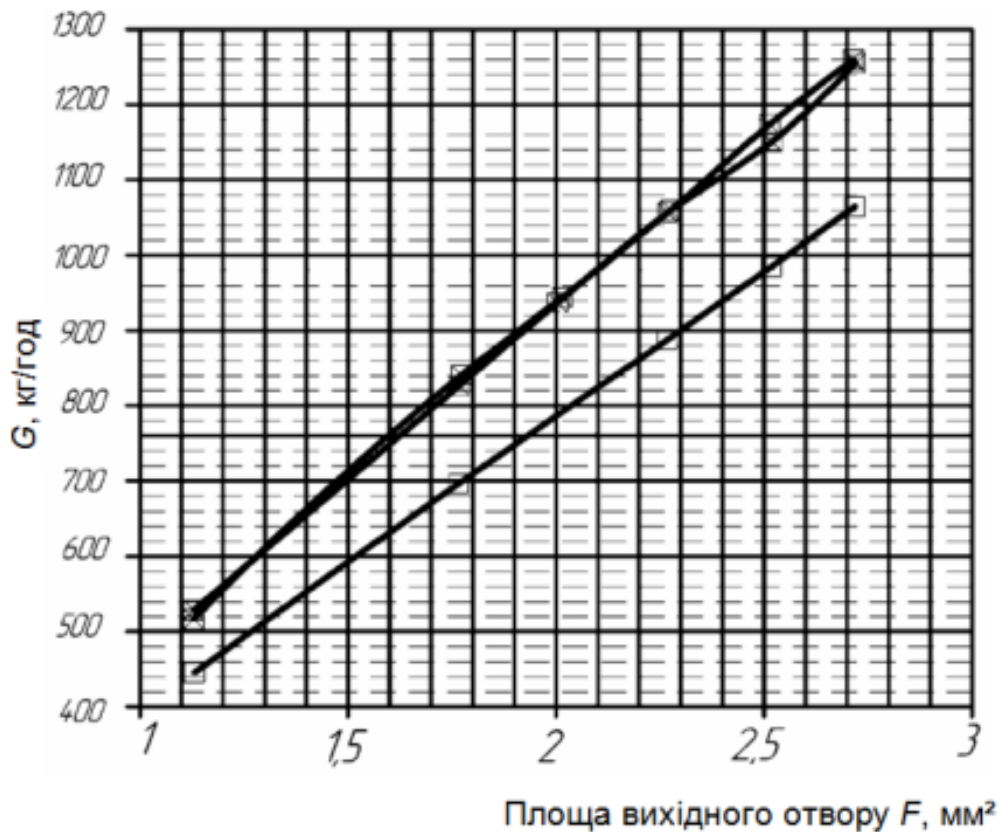


Рисунок 5.16 – Порівняння витрати повітря через трубопровід при моделюванні вихідних отворів за допомогою трійників (□) і фіксованого гідравлічного опору виходу $\xi = \text{const}$ (Δ)

Аналіз результатів моделювання за першим способом показав, що за допомогою зображення вихідних отворів трійниками можна відпрацювати відомий кінцевий ефект, коли витрата через отвори у середній частині розподільної труби менше ніж на початку та в кінці. Але значні відхилення за величиною сумарної витрати через розподільну трубу потребують подальшого уточнення моделі.

Ідея другого способу полягала в тому, що при товщині стінки, меншої у кілька разів ніж діаметр отвору, потік тільки частково повертається у бік вихідного

перерізу, і схему заміщення можна будувати як поворот потоку зі звуженням і власне витікання повітря з отвору в необмежений об'єм (рисунок 5.17). Якщо вважати такий поворот однаковим для всіх вихідних отворів, то одержуємо значення коефіцієнта опору ζ .

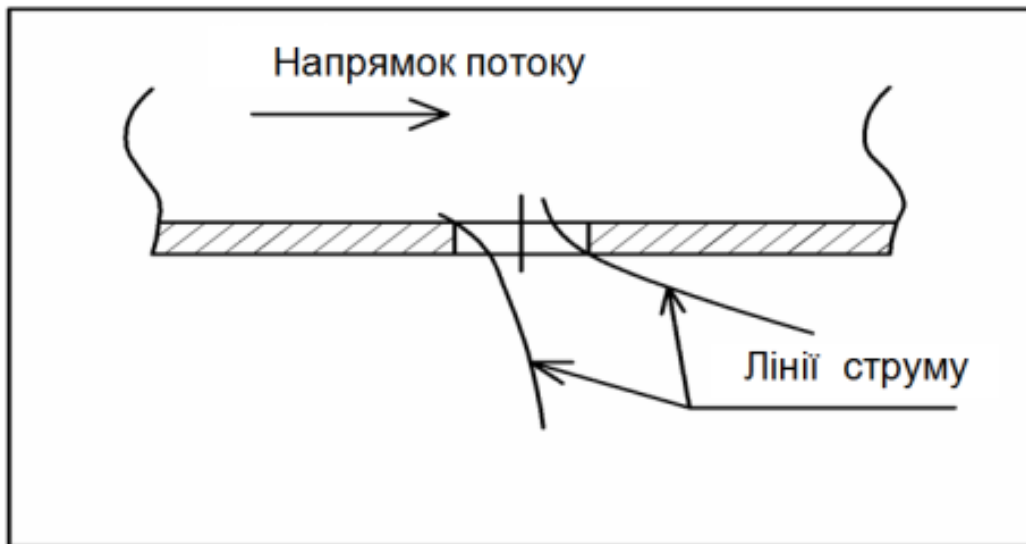


Рисунок 5.17 – Якісна картина витікання повітря з роздавального отвору

Слід зазначити, що уздовж труби змінюється швидкість течії і величина ζ такого повороту також має змінюватися, тобто розподіл потоків через вихідні отвори має відрізнятися від одержуваного при розрахунках, що підтверджено у випробуваннях. Отже, потребує уточнення й друга модель.

При проведенні експериментальних досліджень виявлено також, що у разі змінення геометрії трубопроводу значно змінюються величини витрат через роздавальні отвори. Такі варіанти конструктивних рішень, що застосовуються для розподільної труби СПО, не описуються в літературі та не існує математичної моделі, яка коректно описує витрату повітря через роздавальні отвори. Необхідна розробка таких моделей, де проведені експериментальні дослідження мають забезпечити відокремлення конструктивно значущих параметрів.

У результаті виконаної роботи:

1. Запропоновано нову методику дослідження гідравлічних режимів у розподільній трубі і роздавальних отворах ПТ СПО літака, що не потребує експериментального визначення коефіцієнта ефективної площі μ_F . Показано, що і

на докритичних режимах роботи системи можливим є рівномірний розподіл повітря.

2. При дослідженнях гідравлічних режимів ПТ СПО, де характерними є критичні режими течії повітря, має істотне значення точність моделювання процесів на роздавальних отворах, розподільних трубах і трійниках. Використання високоточних алгоритмів розрахунку втрат тиску на таких елементах, реалізованих в ПК СЕТЬ ВЕ, дозволило забезпечити високу точність розрахунку витрат через роздавальні отвори розподільних труб довжиною до 5 м без використання залежної від режиму величини коефіцієнта площі μ_F . У той же час запропонований підхід не має обмежень на довжину розподільної труби і режими течії повітря та дозволяє підібрати діаметри роздавальних отворів, що забезпечують рівномірний поділ повітря через отвори як для критичного, так і докритичного режимів течії.

3. Експериментально доведено, що серед існуючих розрахункових комп'ютерних програм тільки за допомогою програми СЕТЬ ВЕ можна визначити сумарну витрату через отвори розподільної труби СПО з достатньою для практики точністю, де довжина труби може перевищувати 10 м, а швидкість течії з неї у місцях звужень досягати критичної. Висока точність визначення сумарної витрати в широкому діапазоні режимів функціонування досягається при цьому визначенням єдиного коефіцієнта опору, що належить до площі поперечного перерізу вихідних отворів, який необхідно визначати експериментально.

Необхідна розробка нової моделі розрахунку розподілу потоків через отвори розподільної труби СПО, яка має будуватися на її заміщення новими типовими елементами. Для розроблюваних моделей нових типових елементів необхідно виділити конструктивно значущі параметри і параметри потоку. Перевірка таких моделей на адекватність може бути здійснена на основі результатів проведених експериментальних досліджень.

5.5 Порівняльний аналіз використання методики теплового розрахунку гофрів літакових повітряно-теплових систем протиобледеніння

У роботі виконано порівняння розрахункових значень розподілу температурних полів по носку крила з одержаними при льотних випробуваннях. Визначено область основних розрахункових припущень для оцінювання температурних полів. Досягнуто практичну збіжність розрахункових і експериментальних значень температур як по перерізу крила, так і по його розмаху.

5.5.1 Об'єкт аналізу та вихідні дані

Об'єкт аналізу – повітряно-теплова система протиобледеніння (ПТ СПО) постійної дії 5-ї і 6-ї секцій передкрилка важкого транспортного літака.

Вихідні дані – геометричні параметри розрахункового елемента (ділянка ПТ СПО, яка містить дві секції правого передкрилка від входу гарячого повітря, що надходить від крана-регулятора у передкрилок), а саме:

- загальну схему встановлення термодатчиків по перерізах на поверхні СПО крила показано на рисунку 5.18;
- загальна довжина елемента становить 10,2 м;
- схеми встановлення термодатчиків у розрахункових перерізах подано на рисунку 5.19;
- конструктивне виконання гофрів по ділянках показано на рисунку 5.20;
- кут стрілоподібності крила відносно передньої кромки в районі 5-ї і 6-ї секцій дорівнює 30° ;
- профіль 5-ї і 6-ї секцій подано на рисунку 5.21;
- конструктивне виконання розрахункового елемента ПТ СПО крила у вигляді параметрів постійних для всіх розрахункових режимів наведено у таблиці 5.8. Зазначені параметри описують геометрію і матеріали складових елемента: зовнішню обшивку, камеру, канал, гофри, підвідну та розподільну

труби, хорди вхідного і вихідного перерізів. Перетворені відповідно до вимог математичної моделі розрахункові координати профілю (у відсотках хорди), загальні для всіх перерізів, наведено там же;

- відповідно до схеми підведення повітря витрата гарячого повітря ($G_{розр}$) на елемент становить $G_{розр} = 0,97G_{\Sigma}$, де G_{Σ} – сумарна витрата повітря на 5-ту і 6-ту секції;

- прийнятий розподіл піднімальної сили за розмахом крила для числа Маха $M = 0,45$ і коефіцієнта піднімальної сили $C_{y_{кр}} = 0,46$ (рисунок 5.22).

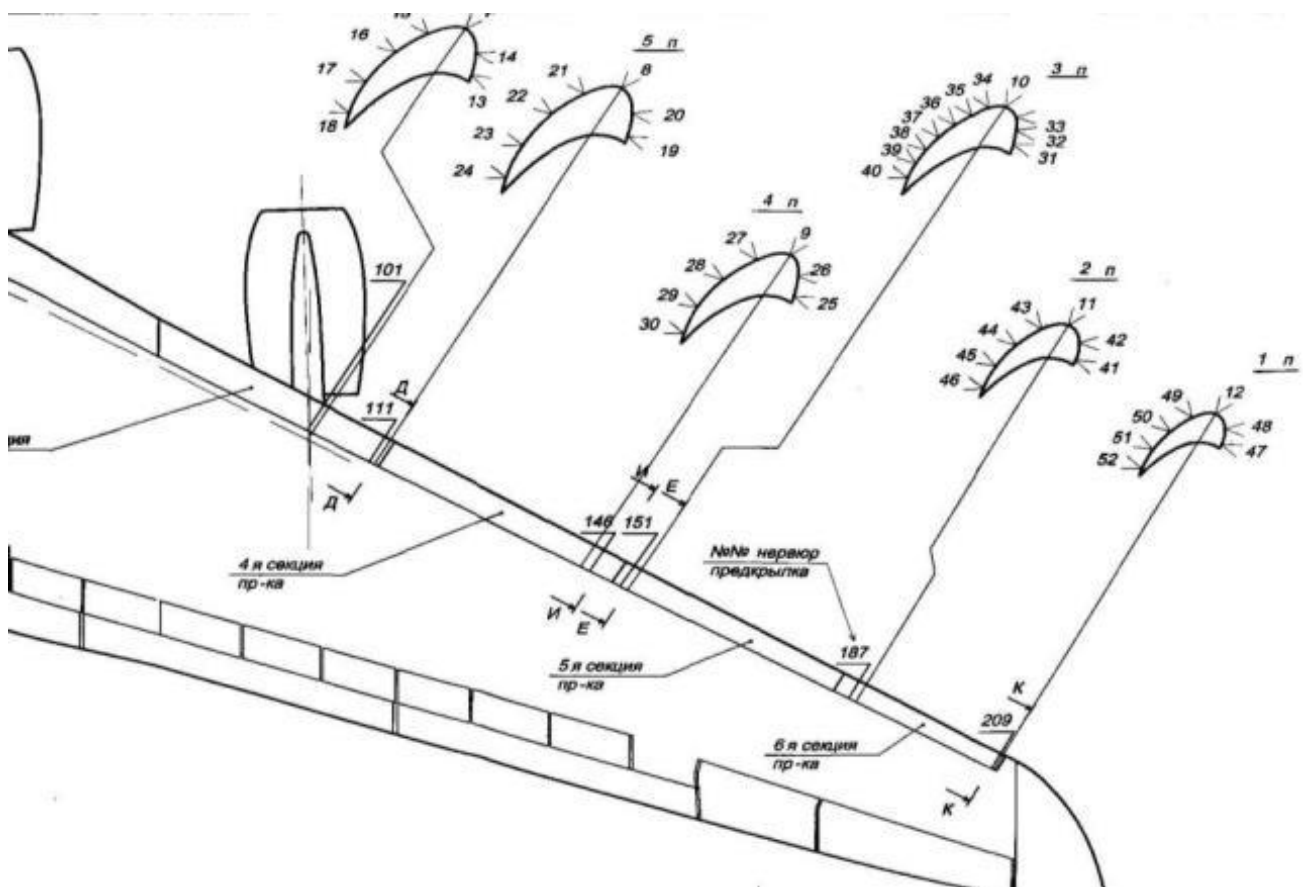
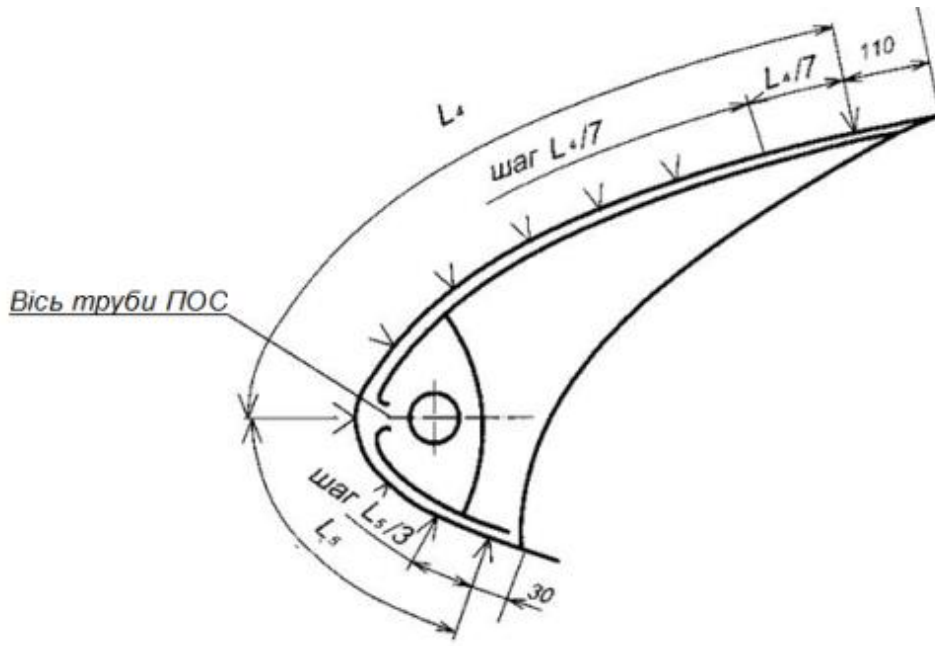


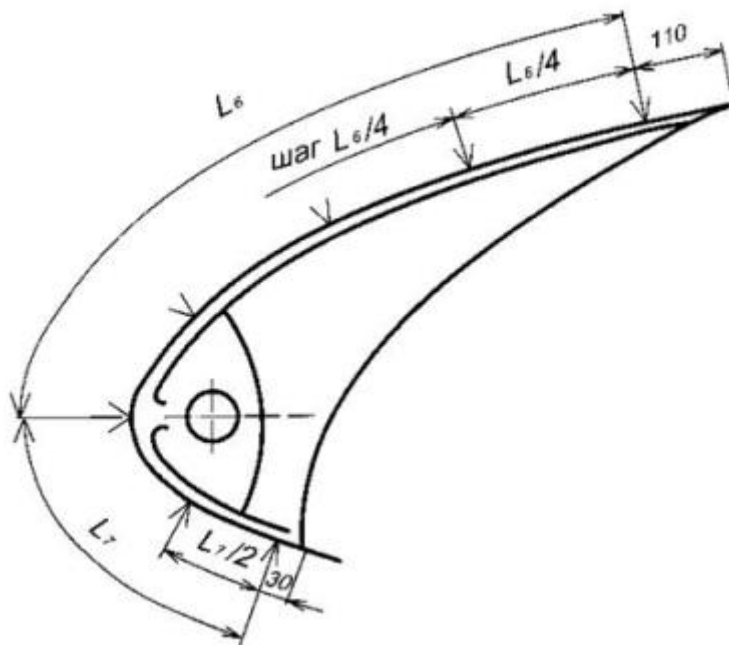
Рисунок 5.18 – Загальна схема встановлення термодатчиків по перерізах на поверхні повітряно-теплової системи протиобледеніння крила літака

E – E



а

K – K



б

Рисунок 5.19 – Схема встановлення термодатчиків у перерізах ЗП у районі нервюр № 151 (а) і № 187, 209 (б) правого передкрилка (повернуто)

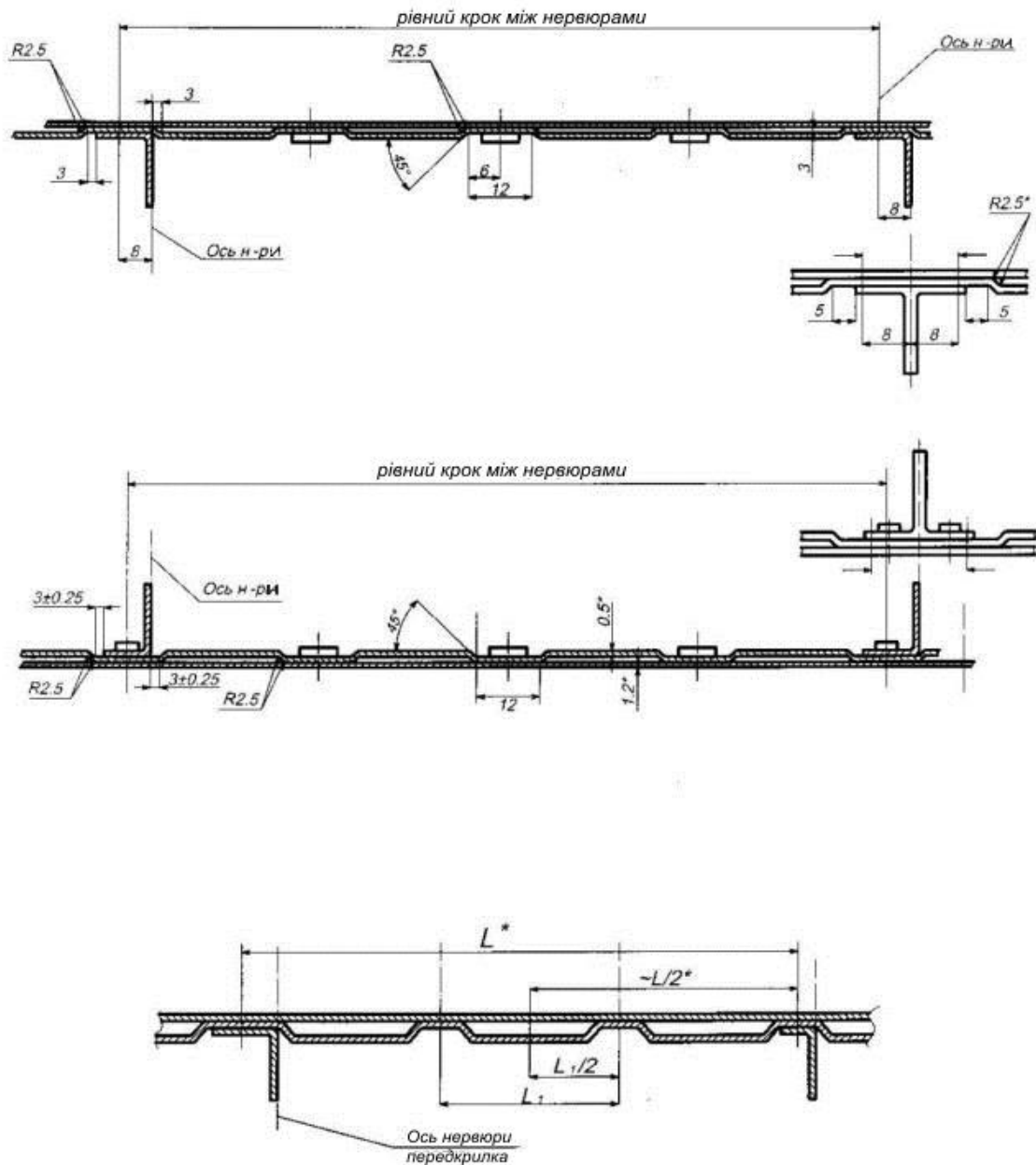


Рисунок 5.20 – Схема конструктивного виконання гофрів

Для оцінювання збіжності результатів розрахунків з результатами, одержаними при льотних випробуваннях, використовувалися сталі режими (режими горизонтальних польотів). Відповідні номери режимів, параметри польотів, параметри гарячого повітря, що використовуються як вихідні дані для розрахунків перерізів 3П, 2П, 1П, наведено у таблиці 5.9.

Перепади температури на поверхні протиобліднювача по перерізах, одержані в польотах, та розрахункові значення температур, за якими виконувалося порівняння результатів випробувань з результатами розрахунків, наведено для перерізів 3П, 2П, 1П у таблицях 5.10 – 5.12.

Ан-124. Крило. Профіль П-185-9А з даними (Увідн' $x=0=0.00495$)
і наведеними координатами (Увідн $x=0=0$), $Z=33450\text{мм}$

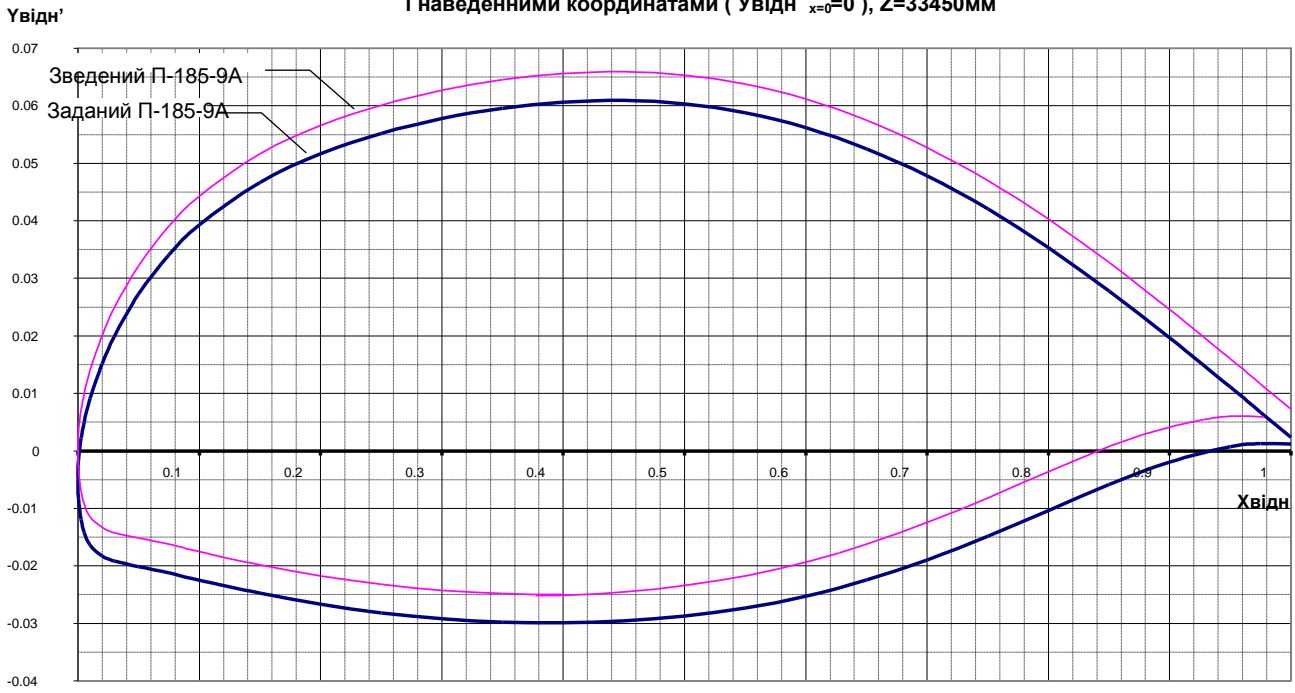


Рисунок 5.21 – Типовий профіль крила літака

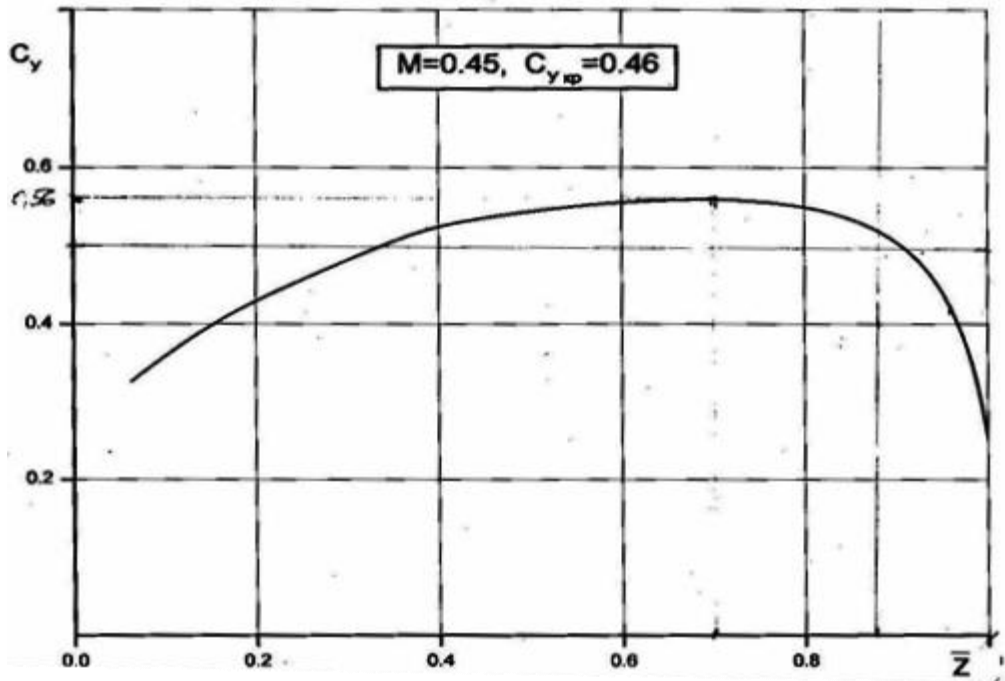


Рисунок 5.22 – Типовий розподіл коефіцієнта піднімальної сили по розмаху крила літака

Таблиця 5.8 – Параметри гофрів 5-ї і 6-ї секцій крила літака

Параметри гофрів											
5-ї секції						6-ї секції					
№ п/п	Номер нервю- ри	Крок нервю- р	Кіль- кість гофрів	Крок гофра	Шири- на гофра	№ п/п	Номер нервю- ри	Крок нервю- р	Кіль- кість гофрів	Крок гофра	Шири- на гофра
	150	60									
1	151	156,3	3	52,10	40,10	1	185	162,1	3	54,03	42,03
2	152	156,3	3	52,10	40,10	2	186	172,8	3	57,60	45,60
3	153	156,3	4	39,08	27,08	3	187	172,8	3	57,60	45,60
4	154	202,5	5	40,50	28,50	4	188	172,8	4	43,20	31,20
5	155	195,1	4	48,78	36,78	5	189	172,8	4	43,20	31,20
6	156	154,1	3	51,37	39,37	6	190	180,3	4	45,08	33,08
7	157	154,1	3	51,37	39,37	7	191	180,3	4	45,08	33,08
8	158	154,1	3	51,37	39,37	8	192	180,3	4	45,08	33,08
9	159	176,1	3	58,70	46,70	9	193	180,3	3	60,10	48,10
10	160	176,1	3	58,70	46,70	10	194	180,3	3	60,10	48,10
11	161	176,1	3	58,70	46,70	11	195	180,3	3	60,10	48,10
12	162	173,6	3	57,87	45,87	12	196	180,3	3	60,10	48,10
13	163	173,6	3	57,87	45,87	13	197	180,3	4	45,08	33,08
14	164	173,6	3	57,87	45,87	14	198	180,3	4	45,08	33,08
15	165	173,6	3	57,87	45,87	15	199	180,3	4	45,08	33,08
16	166	173,6	4	43,40	31,40	16	200	167,3	3	55,77	43,77
17	167	173,6	4	43,40	31,40	17	201	167,3	4	41,83	29,83
18	168	176,6	4	44,15	32,15	18	202	167,3	4	41,83	29,83
19	169	176,6	4	44,15	32,15	19	203	173,8	3	57,93	45,93
20	170	176,6	3	58,87	46,87	20	204	173,8	3	57,93	45,93
21	171	176,6	3	58,87	46,87	21	205	173,8	3	57,93	45,93
22	172	176,6	3	58,87	46,87	22	206	173,8	3	57,93	45,93
23	173	176,6	3	58,87	46,87	23	207	173,8	4	43,45	31,45
24	174	176,6	3	58,87	46,87	24	208	173,8	4	43,45	31,45

Продовження таблиці 5.8

Параметри гофрів											
5-ї секції						6-ї секції					
№ п/п	Номер нервюри	Крок нервюр	Кількість гофрів	Крок гофра	Ширина гофра	№ п/п	Номер нервюри	Крок нервюр	Кількість гофрів	Крок гофра	Ширина гофра
25	175	176,6	3	58,87	46,87	25	209	200,7	3	66,90	54,90
26	176	176,6	3	58,87	46,87						
27	177	176,6	3	58,87	46,87						
28	178	160,3	4	40,08	28,08						
29	179	160,3	4	40,08	28,08						
30	180	191,1	5	38,22	26,22						
31	181	191,1	4	47,78	35,78						
32	182	191,1	3	63,70	51,70						
33	183	171,1	3	57,03	45,03						
Результуючі значення для 5-ї секції						Результуючі значення для 6-ї секції					
	$G_{розр.елем}$	$L_{сум}$	$N_{гофр.сум}$	$A_{гофр.сер}$	$B_{гофр.сер}$		$G_{розр.елем}$	$L_{сум}$	$N_{гофр.сум}$	$A_{гофр.сер}$	$B_{гофр.сер}$
	%	мм		мм	мм		%	мм		мм	мм
	0,56	5730	112	52,34	40,34		0,44	4402	87	51,66	39,66

Таблиця 5.9 – Режими, параметри польотів і параметри гарячого повітря, замірні в польотах у сухому повітрі

№ п/п	Номер у документі	H , м	V , км/год	V , м/с	$V \cdot \cos 30^\circ$, м/с	$t_{зп}$, °C	$G_{П56}$, кг/год	$G_{П56}$, кг/с	$T_{П56}$, °C	a , м/с	M
1	1 23	1000	520	144	125	7	0,92	0,405	208	336,4	0,429
2	24	2000	520	144	125	9	0,78	0,343	215	332,5	0,434
3	25	3000	500	139	120	-9	0,75	0,330	200	328,6	0,422
4	10	4000	450	125	108	9	0,64	0,282	195	324,6	0,385
5	11	5000	540	150	130	-20	0,53	0,233	216	320,5	0,468
6	12	7000	540	150	130	-33	0,41	0,180	219	312,3	0,480
7	26	9000	500	139	120	-54	0,35	0,154	243	303,9	0,457
8	13	9000	380	106	91	-39	0,38	0,167	167	303,9	0,347
9	14	1000	490	136	118	-3	0,74	0,326	177	336,4	0,404
10	27	1000	520	144	125	-3	0,91	0,400	217	336,4	0,429
11	15	1000	500	139	120	-3	0,90	0,396	217	336,4	0,413
12	16	3000	500	139	120	-9	0,60	0,264	192	328,6	0,423
13	17	6000	485	135	117	-24	0,51	0,224	208	316,4	0,426

Таблиця 5.10 – Перепади температур і температури поверхні протиобліднювача, заміряні у перерізі 3П

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кореновому перерізі											
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зм} , °С	G 5-ї і – 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і – 6-ї секцій, °С	Номер дат-чика	40	39	38	37	36	35	34	10	33	32	31
						S, мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0,92	208		29	30,5	30,5	34	38	43	48	76,5	58	57	45,2
11	2000	125	9	0,78	215		25	25	27	30,5	34,5	39	45,2	76	53,5	53	41
12	3000	120	-9	0,75	200		30	32	32	35	40	44	51	80	61	57	46
13	4000	108	9	0,64	195		31	34	35	37	41,5	47	55	84	69	62	51
14	5000	130	-20	0,53	216		29	30,5	31,5	35	39	44	52	83	62	58,5	46
15	7000	130	-33	0,41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0,35	243		43	43	45	49	55	62	75	111	86	76	62
17	9000	91	-39	0,38	167		26	28	29	31,5	35	40,5	49	78,5	69	58	45
23	1000	118	-3	0,74	177		27	27	28,5	31	35	38	44	67,5	52	49	40
24	1000	125	-3	0,91	217		32	33	34,5	38	43	47	55	86	67	63	51
25	1000	120	-3	0,90	217		34	34	35,5	39	44	48	56	82	67	63	51
26	3000	120	-9	0,60	192		29	29,5	31	34	38,5	42	50		58	54	43
27	6000	117	-24	0,51	208		33	35	35,5	39	43,5	49	58	91	68	61,5	50,5

Продовження таблиці 5.10

Параметри польотів						Температури поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кінцевому перерізі											
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зп} , °С	G 5-ї і – 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і – 6-ї секцій, °С	Номер дат- чика	40	39	38	37	36	35	34	10	33	32	31
						S, мм	-630	-540	-450	-360	-270	-180	-90	0	100	200	300
10	1000	125	7	0,92	208		36	37,5	37,5	41	45	50	55	83,5	65	64	52,2
11	2000	125	9	0,78	215		34	34	36	39,5	43,5	48	54,2	85	62,5	62	50
12	3000	120	-9	0,75	200		21	23	23	26	31	35	42	71	52	48	37
13	4000	108	9	0,64	195		40	43	44	46	50,5	56	64	93	78	71	60
14	5000	130	-20	0,53	216		9	10,5	11,5	15	19	24	32	63	42	38,5	26
15	7000	130	-33	0,41	219		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	9000	120	-54	0,35	243		-11	-11	-9	-5	1	8	21	57	32	22	8
17	9000	91	-39	0,38	167		-13	-11	-10	-7,5	-4	1,5	10	39,5	30	19	6
23	1000	118	-3	0,74	177		24	24	25,5	28	32	35	41	64,5	49	46	37
24	1000	125	-3	0,91	217		29	30	31,5	35	40	44	52	83	64	60	48
25	1000	120	-3	0,9	217		31	31	32,5	36	41	45	53	79	64	60	48
26	3000	120	-9	0,6	192		20	20,5	22	25	29,5	33	41		49	45	34
27	6000	117	-24	0,51	208		9	11	11,5	15	19,5	25	34	67	44	37,5	26,5

Таблиця 5.11 – Перепади температур і температури поверхні протиобліднювача, заміряні у перерізі 2П

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кореновому перерізі							
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зп} , °С	G 5-ї і – 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і – 6-ї секцій, °С	Номер датчика	46	45	44	43	11*	42	41
						S, мм							
10	1000	125	7	0,92	208		31,5	33,5	38	42,5	74,5	52,5	50
11	2000	125	9	0,78	215		28	30,5	34,5	41	72,5	50	44
12	3000	120	-9	0,75	200		33	34	38	44	78	56	50
13	4000	108	9	0,64	195		34	36,5	41	47	86	62	55
14	5000	130	-20	0,53	216		30	32,5	37,5	45	81	57,5	50
15	7000	130	-33	0,41	219		33	35,5	40,5	48	-	60,5	-
16	9000	120	-54	0,35	243		44	46	54	66	109	81	67
17	9000	91	-39	0,38	167		28	29	34	43	80	58	50
23	1000	118	-3	0,74	177		27	29,5	32,5	36	-	45	41
24	1000	125	-3	0,91	217		35	37	40,5	45	-	57	53
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		30	32	35,5	41,5	-	51	44
27	6000	117	-24	0,51	208		36,5	38	43	50,5	88	63	55

Продовження таблиці 5.11

Параметри польотів						Температури поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кінцевому перерізі							
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зп} , °С	G 5-ї і – 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і – 6-ї секцій, °С	Номер датчика	46	45	44	43	11*	42	41
						S, мм	472	354	236	118	0	115	230
10	1000	125	7	0,92	208		31,5	33,5	38	42,5	74,5	52,5	50
11	2000	125	9	0,78	215		28	30,5	34,5	41	72,5	50	44
12	3000	120	-9	0,75	200		33	34	38	44	78	56	50
13	4000	108	9	0,64	195		34	36,5	41	47	86	62	55
14	5000	130	-20	0,53	216		30	32,5	37,5	45	81	57,5	50
15	7000	130	-33	0,41	219		33	35,5	40,5	48	-	60,5	-
16	9000	120	-54	0,35	243		44	46	54	66	109	81	67
17	9000	91	-39	0,38	167		28	29	34	43	80	58	50
23	1000	118	-3	0,74	177		27	29,5	32,5	36	-	45	41
24	1000	125	-3	0,91	217		35	37	40,5	45	-	57	53
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		30	32	35,5	41,5	-	51	44
27	6000	117	-24	0,51	208		36,5	38	43	50,5	88	63	55

Таблиця 5.12 – Перепади температур і температури поверхні протиобліднювача, заміряні у перерізі 1П

Параметри польотів						Перепади температур поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кореновому перерізі							
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зп} , °С	G 5-ї і 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і 6-ї секцій, °С	Номер датчика	52	51	50	49	12*	48	47
						S, мм	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0,92	208		28,5	30	32	39,5	70,5	45,5	34
11	2000	125	9	0,78	215		23,5	25	27,5	36	66	41	30,5
12	3000	120	-9	0,75	200		29	31	33	41	68	49	37
13	4000	108	9	0,64	195		31	32	34	45	74,5	54	41
14	5000	130	-20	0,53	216		27,5	29	31	40	71	46,5	33,5
15	7000	130	-33	0,41	219		37	35,5	33	43,5	-	45,5	34
16	9000	120	-54	0,35	243		41	41	45	60	93	69	52
17	9000	91	-39	0,38	167		24	24	27,5	39	68	49	36,5
23	1000	118	-3	0,74	177		25,5	24,5	26	31,5	-	35	26
24	1000	125	-3	0,91	217		31	31	34	40,5	-	46	34
25	1000	120	-3	0,90	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,60	192		27,5	27,5	29	38	-	41	28
27	6000	117	-24	0,51	208		33	34	37	47	76	54	40,5

Продовження таблиці 5.12

Параметри польотів						Температури поверхні протиобліднювача, °С, заміряні в кінцевому перерізі							
№ п/п	H, м	V·cos 30°, м/с	t _{зп} , °С	G 5-ї і – 6-ї секцій, кг/с	T _n 5-ї і – 6-ї секцій, °С	Номер дат- чика	52	51	50	49	12*	48	47
						S, мм	360	240	180	90	0	90	180
10	1000	125	7	0,92	208		35,5	37	39	46,5	77,5	52,5	41
11	2000	125	9	0,78	215		32,5	34	36,5	45	75	50	39,5
12	3000	120	-9	0,75	200		20	22	24	32	59	40	28
13	4000	108	9	0,64	195		40	41	43	54	83,5	63	50
14	5000	130	-20	0,53	216		7,5	9	11	20	51	26,5	13,5
15	7000	130	-33	0,41	219		4	2,5	0	10,5		12,5	1
16	9000	120	-54	0,35	243		-13	-13	-9	6	39	15	-2
17	9000	91	-39	0,38	167		-15	-15	-11,5	0	29	10	-2,5
23	1000	118	-3	0,74	177		22,5	21,5	23	28,5	-	32	23
24	1000	125	-3	0,91	217		28	28	31	37,5	-	43	31
25	1000	120	-3	0,9	217		-	-	-	-	-	-	-
26	3000	120	-9	0,6	192		18,5	18,5	20	29	-	32	19
27	6000	117	-24	0,51	208		9	10	13	23	52	30	16,5

5.5.2 Вибір математичної моделі розрахункового елемента

Реалізована в програмі та прийнята у розрахунках математична модель визначення відносних тисків на поверхні профілю при обтіканні його потоком повітря, що набігає, передбачає, що розрахунок виконується:

- для нескінченного *ізолюваного* профілю;
- профіль обтікається *нестисливим* потоком повітря, що набігає;
- не враховується стрілоподібність профілю відносно вектора швидкості потоку, що набігає;
- у *кінцевій точці крила* при $X_{відн} = 1$ потрібно, щоб координати верхньої та нижньої поверхонь були рівні, тобто виконувалась умова $Y_{відн.верхн} = Y_{відн.нижн}$.

Реальна конструкція:

- виконана в компонуванні «крило + фюзеляж», при цьому відбуваються такі явища, як інтерференція крила з фюзеляжем, кінцеві ефекти, скіс потоку нескінченного *ізолюваного* профілю;
- профіль обтікається *стисливим* потоком повітря, що набігає;
- крило *стрілоподібне*, кут стрілоподібності дорівнює 30° ;
- у *кінцевій точці крила* не виконується умова $Y_{відн.верхн} = Y_{відн.нижн}$ при $X_{відн} = 1$.

При виконанні розрахунків, зазначених у першому абзаці, припущення враховані або у вигляді поправкових коефіцієнтів, або вони є несуттєвими і практично не впливають на тепловий стан протиобліднювача, що підтверджено попередніми розрахунками і обґрунтовується далі:

- оскільки розрахунковий елемент знаходиться в зоні, де інтерференція крила з фюзеляжем практично відсутня, то обтікання перерізів 3П і 2П можна розглядати як обтікання нескінченного *ізолюваного* профілю; у перерізі 1П позначаються кінцеві ефекти (що підтверджено відмінністю режиму обтікання

нижньої поверхні у перерізах 3П, 2П і в кінцевому перерізі 1П);

- впливом *стисливості* можна знехтувати з огляду на те, що при значеннях $M_{max} \leq 0,48$ вплив стисливості на розподіл відносних тисків незначний (урахування стрілоподібності крила – кута між розрахунковим перерізом, розташованим по нормалі до передньої кромки, і вектором швидкості потоку, що набігає, виконано шляхом перетворення заданої розрахункової швидкості відносно вектора швидкості потоку, що набігає, у вигляді $V_{розр} = V_{повн} \cdot \cos \chi$);

- виконано перетворення координат в кінцевій точці у вигляді умови $Y_{відн.верхн} = Y_{відн.нижн}$ при $X_{відн} = 1$ таким чином, щоб змінення розподілів відносних тисків перетвореного профілю щодо істинного було мінімальним.

Розподіл коефіцієнта піднімальної сили C_y по перерізах береться постійним для всіх розрахункових режимів у зв'язку з відсутністю даних у польотах.

Таке припущення є коректним, оскільки в аналізованих польотах максимальне значення числа $M_{max} \leq 0,48$, середнє значення за режимами $M_{сер} \leq 0,42$, дисперсія 0,0012, а, як показали розрахунки, змінення значень M у наведеному діапазоні незначно впливає на розподіл C_y за розмахом крила i , таким чином, практично не змінює тепловий стан протиобліднювача.

Режими обтікання профілю потоком повітря, що набігає, верхньої та нижньої поверхонь визначалися шляхом порівняння температур поверхні протиобліднювача, одержаних під час розрахунків, з результатами льотних досліджень при різних режимах обтікання.

Як показали результати, при розрахунку такого конструктивного елемента:

- на верхній поверхні для всіх досліджуваних перерізів режим обтікання з високою точністю описується теорією, що відповідає турбулентному обтіканню (класична теорія для профілів з кутом стрілоподібності $\leq 30^\circ$);

- на нижній поверхні режим течії залежить від зовнішніх параметрів, положення і товщини профілю: для перерізів 3П і 2П режим течії у більшості

польотів описується перехідною теорією обтікання з уточненими значеннями меж зони ламінарної і турбулентної течій; для перерізів 1П (кінцева зона крила) режим течії відповідає турбулентній теорії обтікання.

У справжній конструкції СПО видування повітря в гофри по діаметру розподільної труби здійснюється через кілька отворів, що потребує введення поправкового коефіцієнта, який враховує ефект удару струменя.

Оскільки теоретичне значення цього значення на рівні закладеної математичної моделі не підтримано, вибір поправкового коефіцієнта визначається шляхом розрахунків для різних значень $K_{\text{попр а зовн}}$.

За результатами розрахунків збіжність температур досягається при $K_{\text{попр а внут}} = 0,7$.

Доведено таку відповідність між номерами перерізів, поданих на рисунку 5.19, і номерами розрахункових перерізів, наведених у таблиці 5.9:

- перший розрахунковий переріз відповідає перерізу 3П;
- другий розрахунковий переріз відповідає перерізу 2П;
- третій розрахунковий переріз відповідає перерізу 1П.

5.5.3 Порівняння результатів розрахунків з результатами льотних випробувань

На рисунках 5.23 – 5.31 подано порівняння значень температур поверхні протиобліднювача, одержаних у розрахунках, з результатами льотних випробувань відповідно до переліку польотів, наведеному в таблиці 5.9.

Графіки розподілу температур дано послідовно по кожному перерізу. Порядок розташування графіків по польотах наведено у послідовності збільшення висоти польоту H :

- переріз 3П подано графіками на рисунках 5.23 – 5.25;
- переріз 2П подано графіками на рисунках 5.24 – 5.28;

- переріз ІП подано графіками на рисунках 5.29 – 5.31.

На зазначених графіках розподілу температур негативна вісь за твірною профілю « $-S$ » відповідає верхній поверхні, позитивна « $+S$ » – нижній.

Розрахунки виконано за значеннями зовнішніх параметрів польоту і параметрами гарячого повітря, поданими у таблиці 5.9.

Типові вихідні дані елемента, за якими виконано розрахунки, наведено в таблиці 5.8, де змінними є параметри польотів – швидкість, висота, температура зовнішнього повітря; параметри гарячого повітря – сумарна витрата і температура повітря, що подається на 5-ту і 6-ту секції.

Крім геометричних параметрів елемента по розрахункових перерізах в таблиці 5.8 наведено параметри гофрів крила літака, що моделюють характер обтікання профілю потоком повітря, що набігає, і коефіцієнти витрати повітря, що моделюють відміну геометричних параметрів гофра (крок і ширину) у розрахунковому перерізі від однойменних усереднених параметрів, заданих по ділянках (параметри гофрів по довжині елемента наведено в таблиці 5.10).

Значення заміряних в польотах температур по перерізах наведено у таблицях 5.11, 5.12.

Як показали результати аналізу, при розрахунку даного конструктивного елемента досягнуто високу збіжність результатів розрахунків з результатами, одержаними при льотних випробуваннях.

Розроблена математична модель і відповідне програмне забезпечення можуть бути застосовані для розрахунку теплового стану повітряно-теплових систем протиобледеніння подібних конструктивних елементів літакових протиобліднювачів.

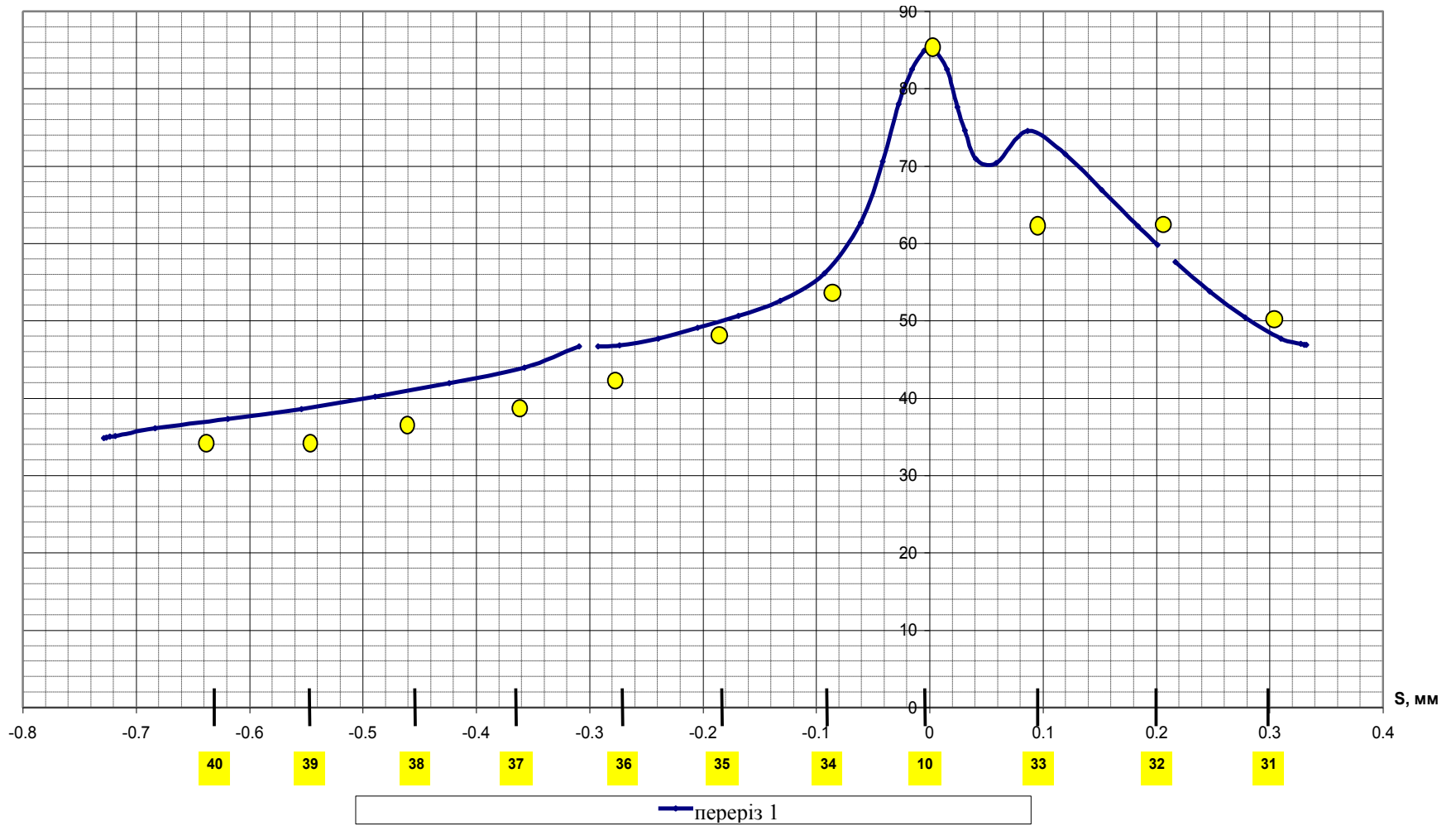


Рисунок 5.23 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,
 $H = 2000$ м, $V_{розр} = 125$ м/с, $T_{з.н} = -9$ °С

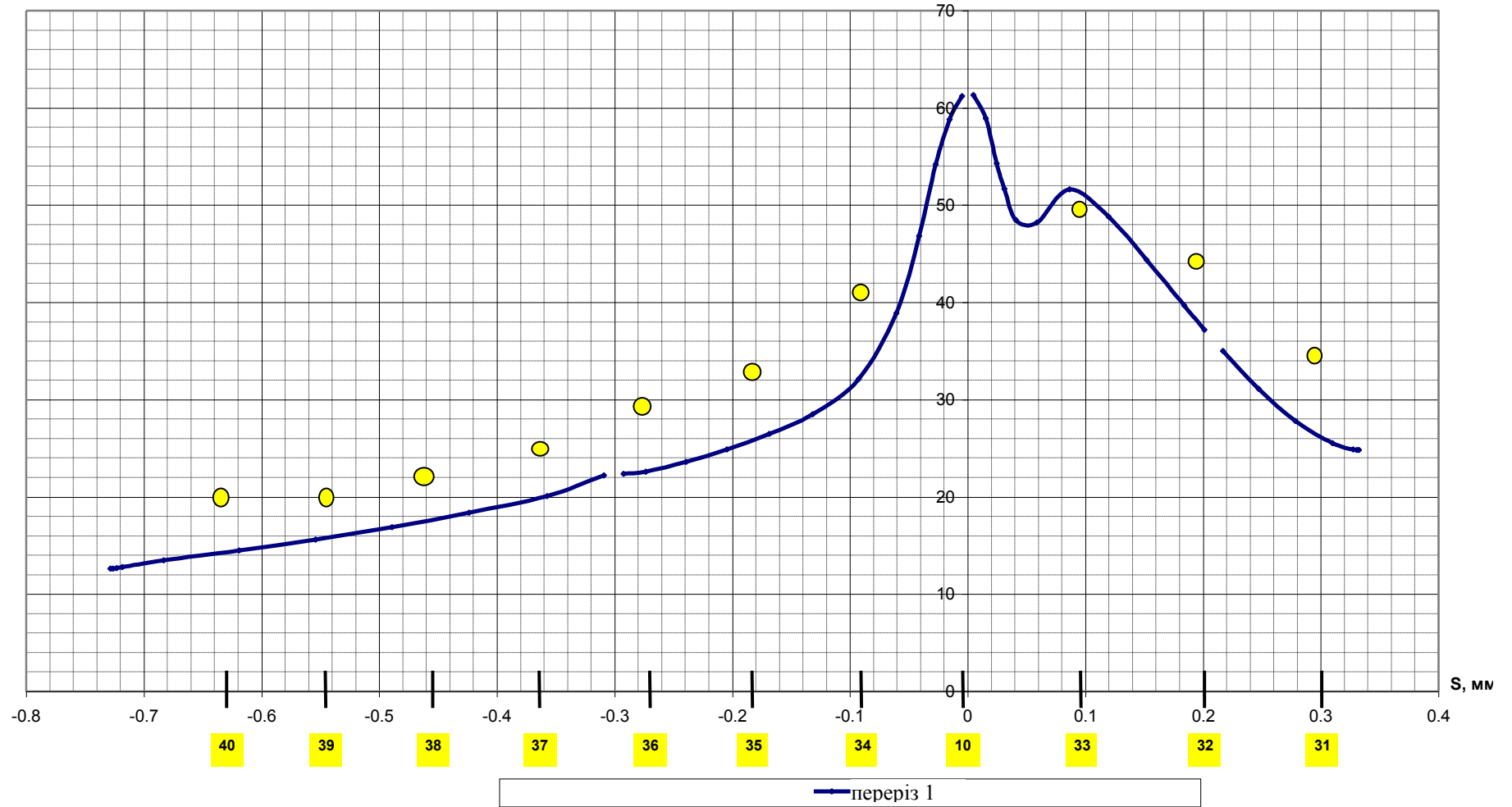


Рисунок 5.24 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,
 $H = 3000$ м, $V_{розр} = 120$ м/с, $T_{з.н} = -9$ °C

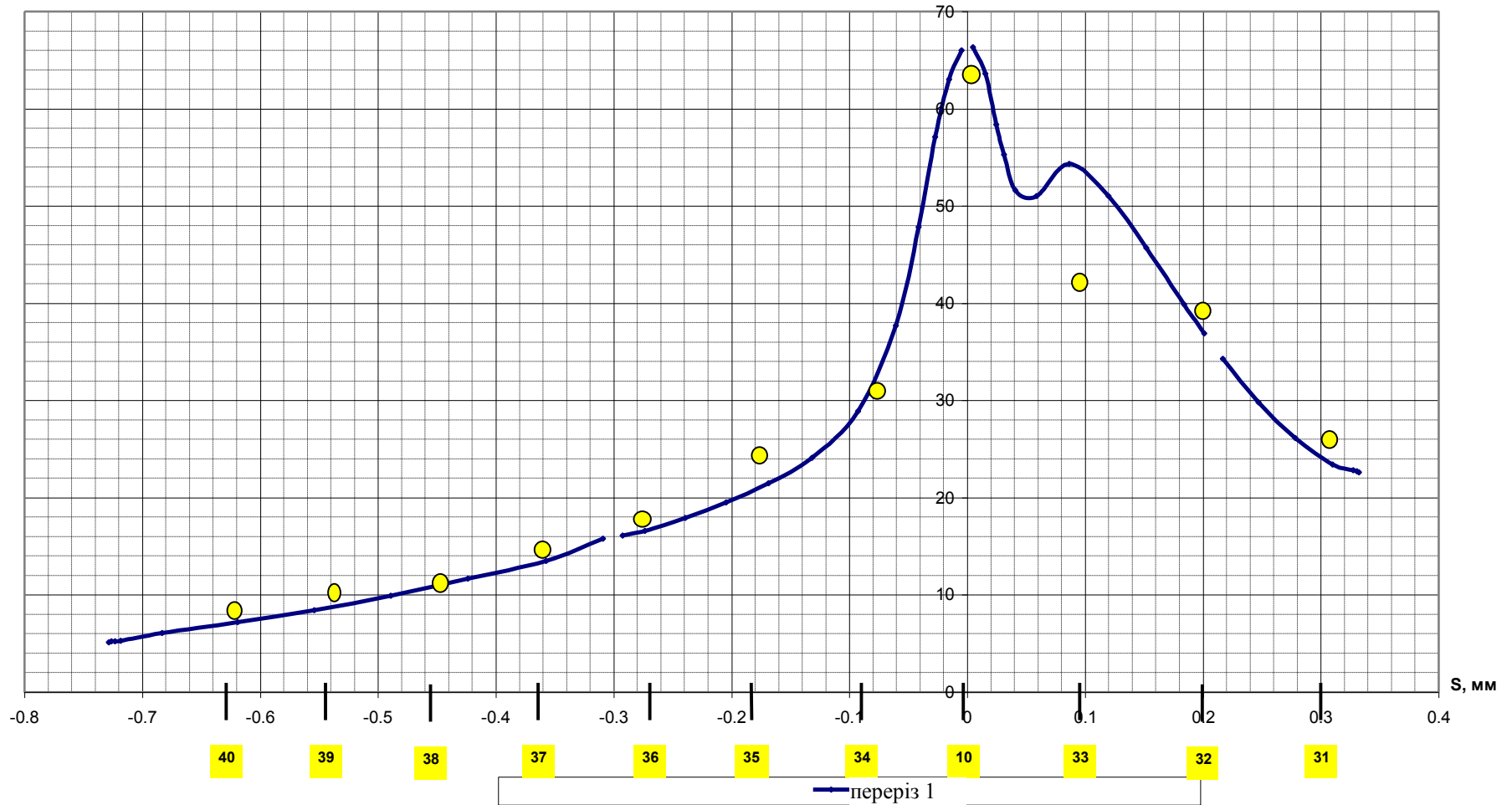


Рисунок 5.25 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,
 $H = 5000$ м, $V_{розр} = 130$ м/с, $T_{з.л} = -20$ °С

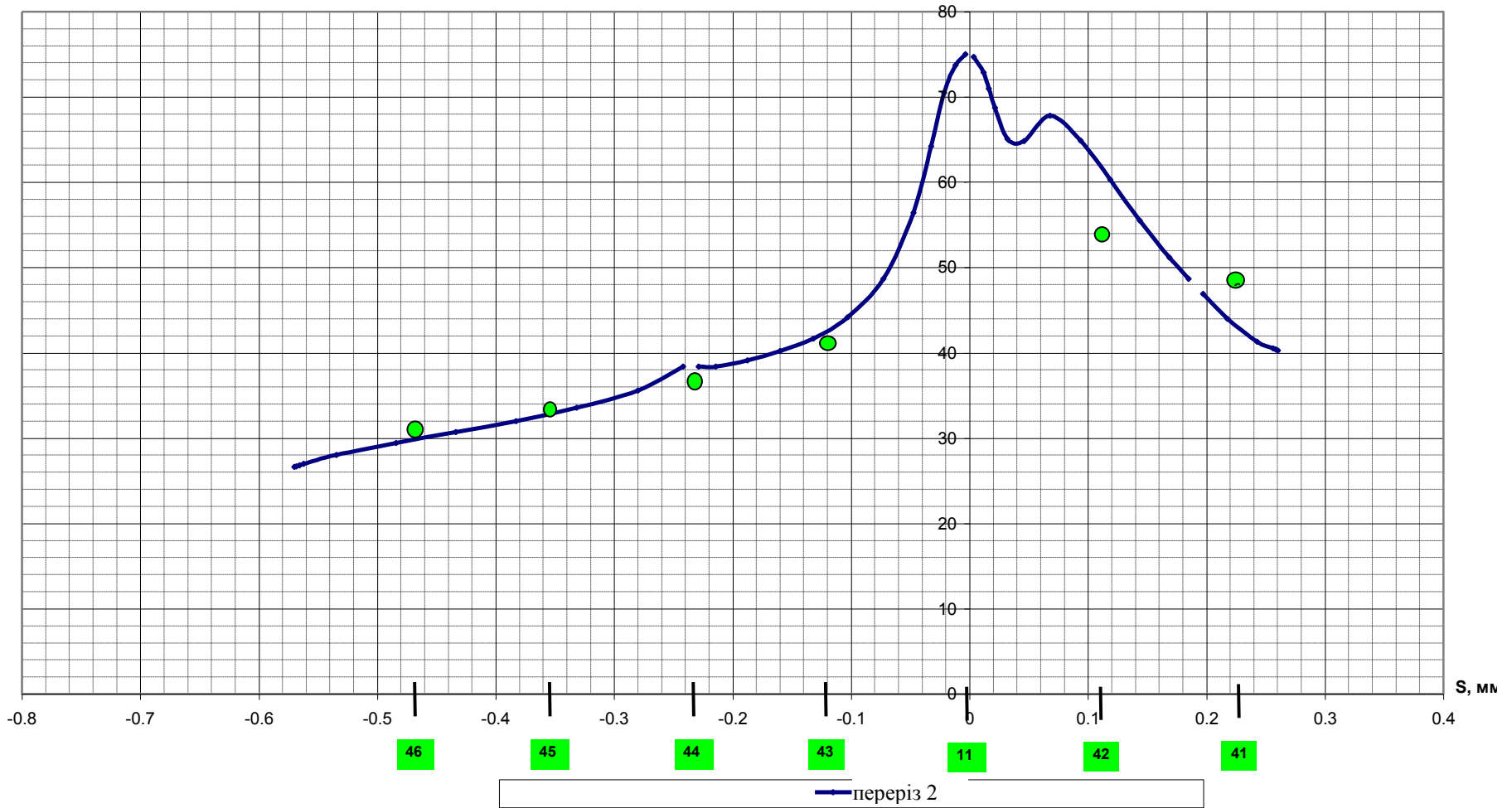


Рисунок 5.26 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,

$$H = 1000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 125 \text{ м/с}, T_{3,n} = -3 \text{ °C}$$

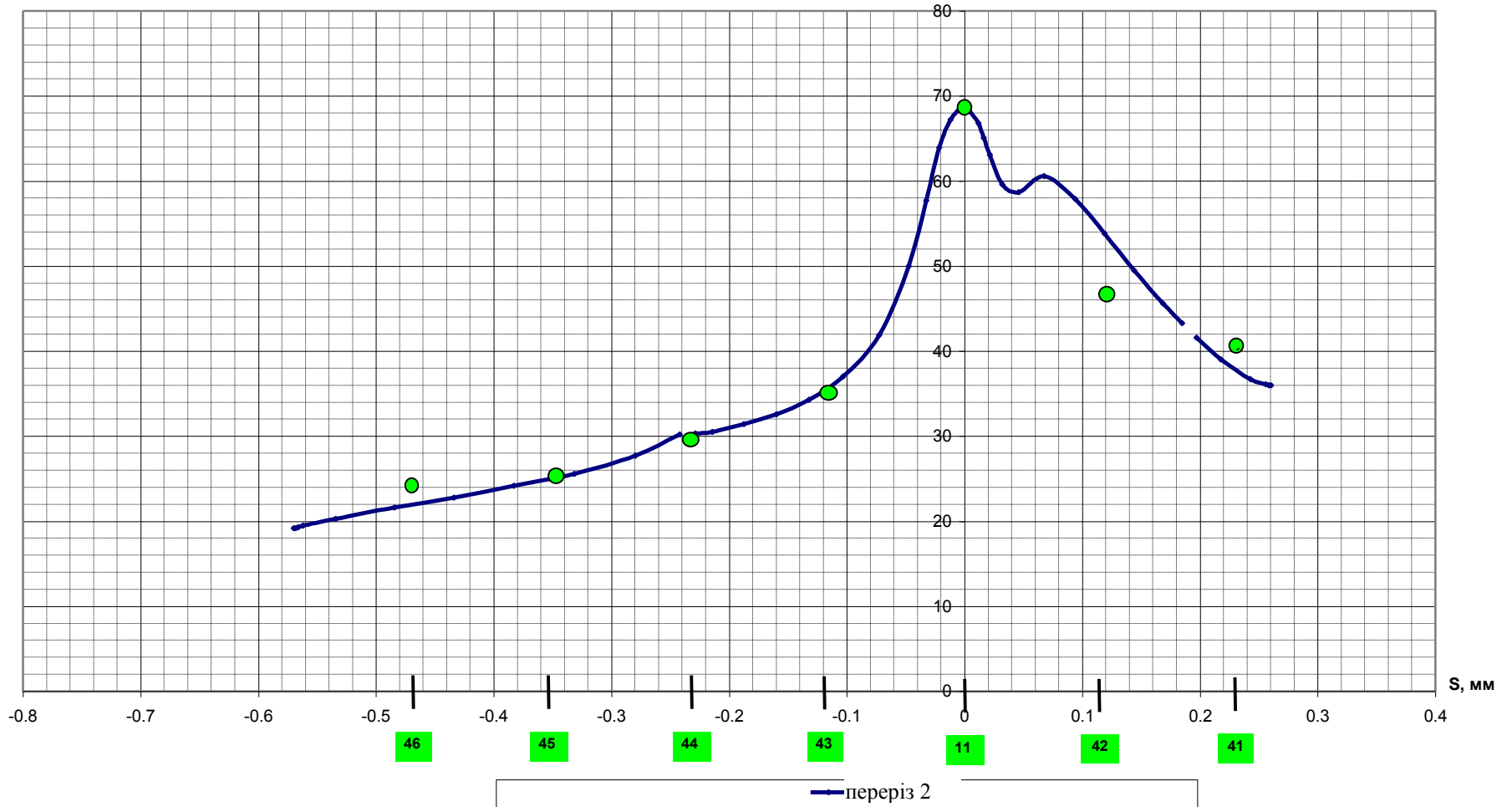


Рисунок 5.27 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,
 $H = 3000$ м, $V_{розр} = 120$ м/с, $T_{з.н} = -9$ °С

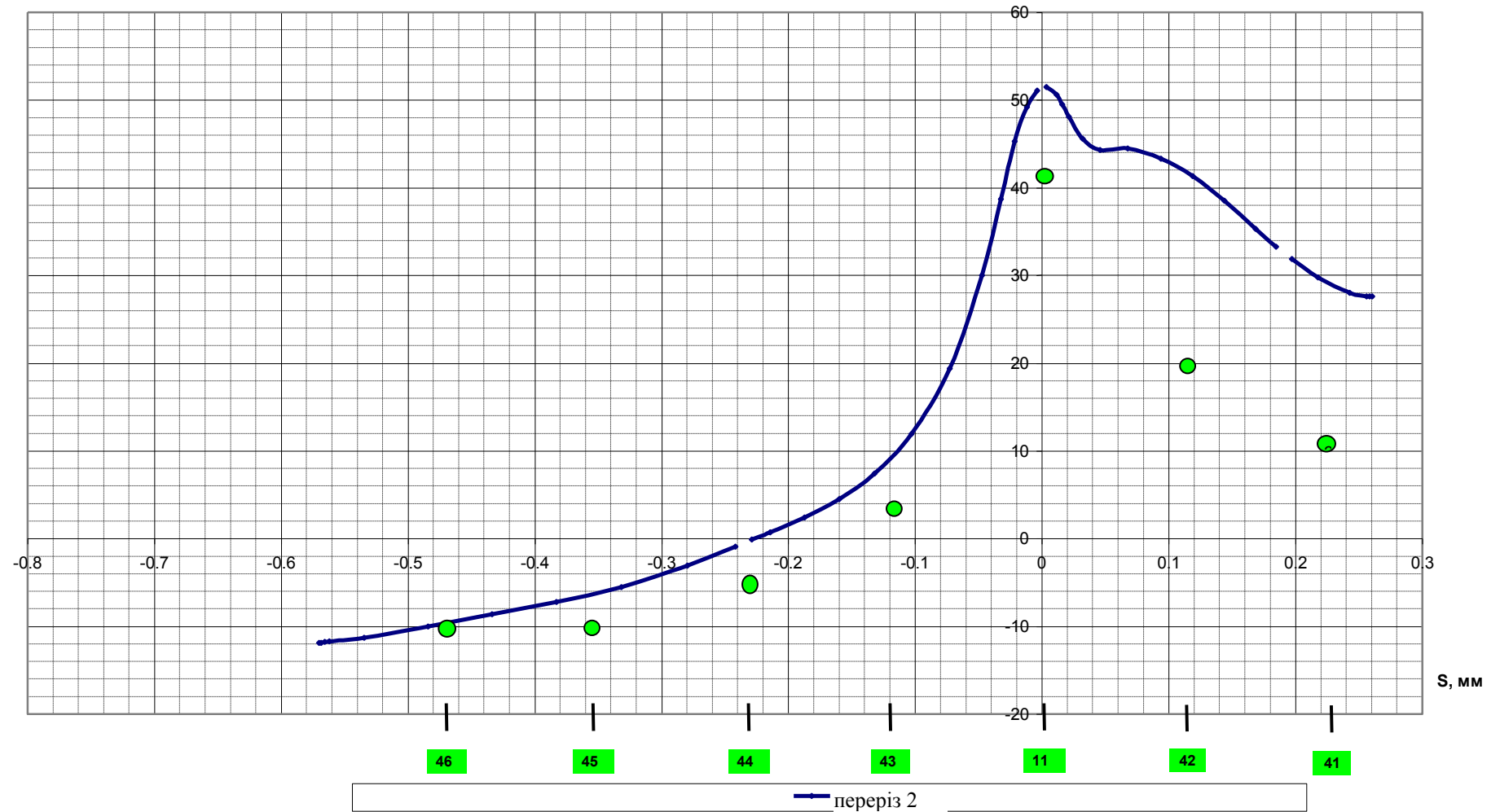


Рисунок 5.28 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,

$$H = 9000 \text{ м}, V_{розр} = 91 \text{ м/с}, T_{з.н} = -39 \text{ °C}$$

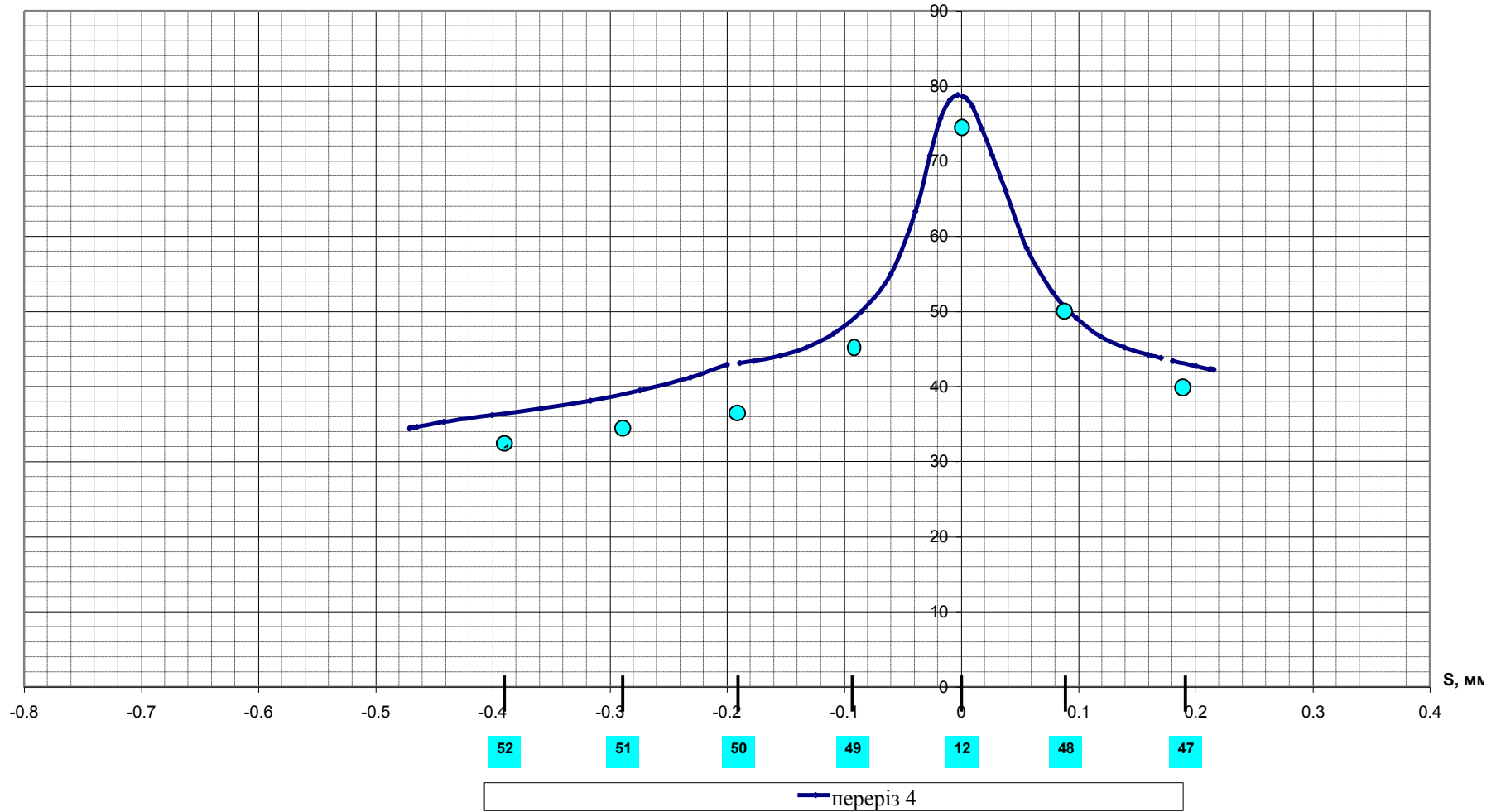


Рисунок 5.29 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,

$$H = 9000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 130 \text{ м/с}, T_{3.n} = -9 \text{ } ^\circ\text{C}$$

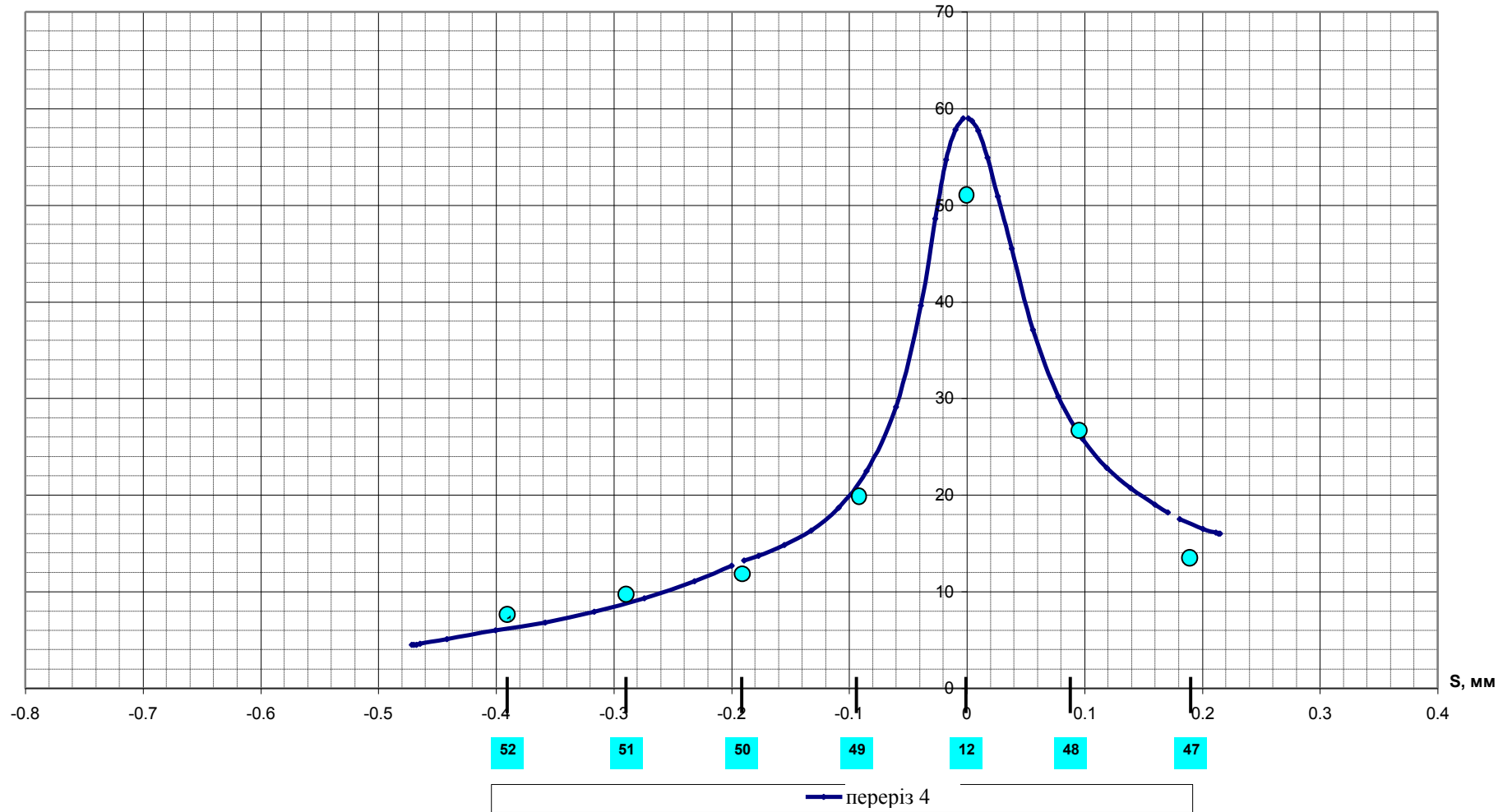


Рисунок 5.30 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,

$$H = 5000 \text{ м}, V_{розр} = 130 \text{ м/с}, T_{з.н} = -20 \text{ °С}$$

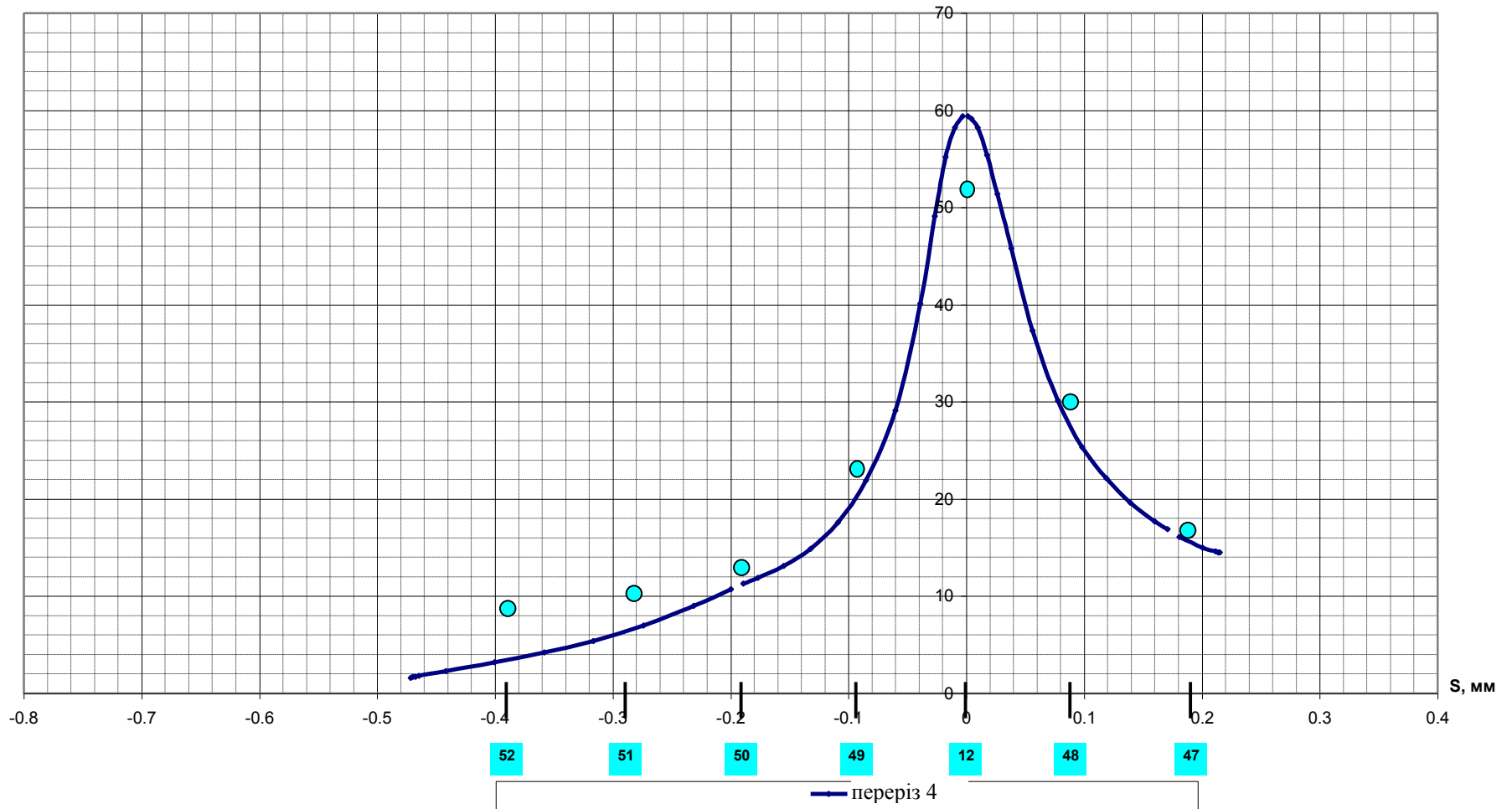


Рисунок 5.31 – Порівняння розрахункових температур поверхні протиобліднювача з результатами випробувань,

$$H = 6000 \text{ м}, V_{\text{розр}} = 117 \text{ м/с}, T_{3.n} = -24 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

5.6 Висновки

1. Розроблено методику розрахунку зон уловлювання і коефіцієнтів хмарних крапель.

2. Розв'язано задачу з розрахунку мас води, що осіла, випарувалася та затекла.

3. Розроблено методику автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів: у сухому повітрі, з осілою на протиобліднювач водою, при воді, що випарувалася та затекла. Одержано температурні характеристики протиобліднювачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води, що осіла та випарувалася.

4. Розроблено методику розрахунку гофрів літакових протиобліднювачів повітряно-теплових систем, яка дозволяє проводити як перевірні, так і проєктувальні розрахунки.

5. Розроблена математична модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції повітряно-теплових систем протиобледеніння (ПТ СПО) на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, в сухому повітрі та в умовах природного обледеніння.

6. Результати розрахунків показали високу збіжність з результатами льотних випробувань (розрахунки виконано за матеріалами льотних випробувань у сухому повітрі повітряно-теплової системи протиобледеніння ПД, установленної на 5-й і 6-й секціях передкрилка літака Ан-124 «Руслан»).

Основні наукові результати, наведені у розділі 5, опубліковані у працях [5, 10, 14, 16, 17, 19, 20].

ГЛАВА 6

СИСТЕМА ПІДТРИМКИ СТАБІЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОВІТРЯНИХ РОЗПОДІЛЬНИХ МЕРЕЖ ЛІТАКІВ СІМЕЙСТВА АН НА ЕТАПАХ ЇХ СТВОРЕННЯ І ЦІЛЬОВОГО ЗАСТОСУВАННЯ

Як випливає з досліджень, виконаних у розділах 3, 4 і 5, проєктування літакових повітряних розподільних мереж базується на нових моделях ресурсних характеристик, які оцінюють їх вплив на проєктні параметри ПРМ при заданих газодинамічних характеристиках.

До енергетично залежних систем літака можна зарахувати повітряні та гідравлічні системи, а також системи енергопостачання. Загальним для них є використання відбору потужності від двигуна у вигляді приводу на гідронасоси, генератори з відбором повітря від компресора.

Основними конструктивними параметрами енергетично залежних систем літака є:

- протяжність;
- характерний розмір перерізу (діаметр і товщина стінок трубопроводів, площа поперечного перерізу проводу);
- конструкційний матеріал на різних ділянках мережі;
- конструктивні рішення, породжені специфікою авіаційного проєктування в обмеженому просторі з набором агрегатів, що беруть участь у формуванні параметрів середовища (рисунки 6.1 – 6.6).

Довжина трас залежить від конкретної прив'язки мережі до геометрії літака. Характерний переріз визначається споживачами, припустимими енергетичними втратами і обмеженнями в різних зонах траси з умови міцності й довговічності, залежності від швидкості течії газу, тиску, температури, зовнішніх впливів і застосовуваних технологічних процесів. Задача полягає у розробленні методу, який дозволив би збалансувати ці основні параметри з урахуванням енергетичних особливостей.

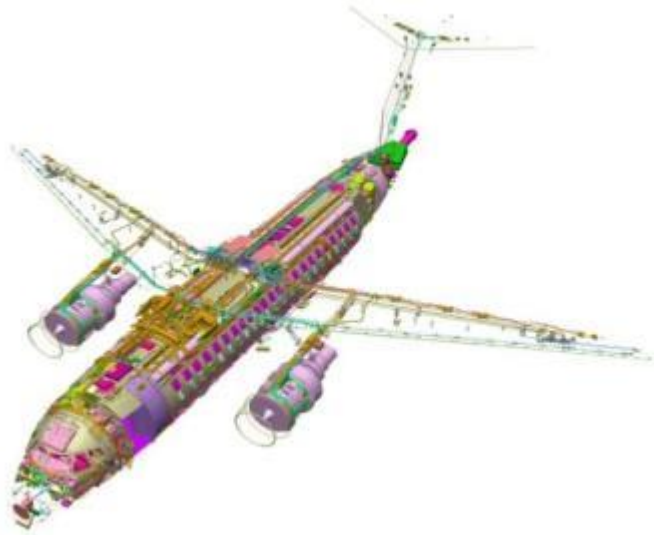


Рисунок 6.1 – Розміщення енергетично залежних систем на літаку

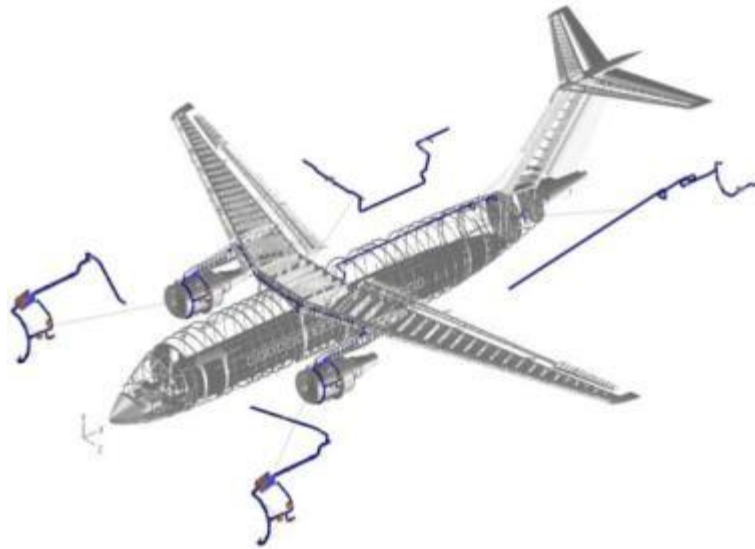


Рисунок 6.2 – Система підготовки повітря



Рисунок 6.3 – Система кондиюнування повітря

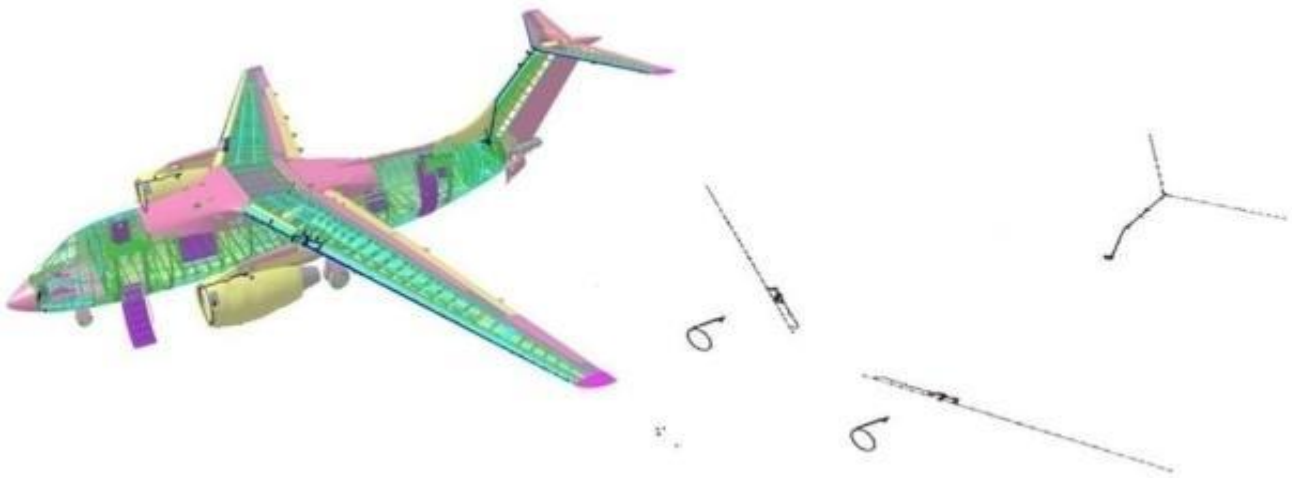


Рисунок 6.4 – Система протиобледеніння



Рисунок 6.5 – Гідравлічна система

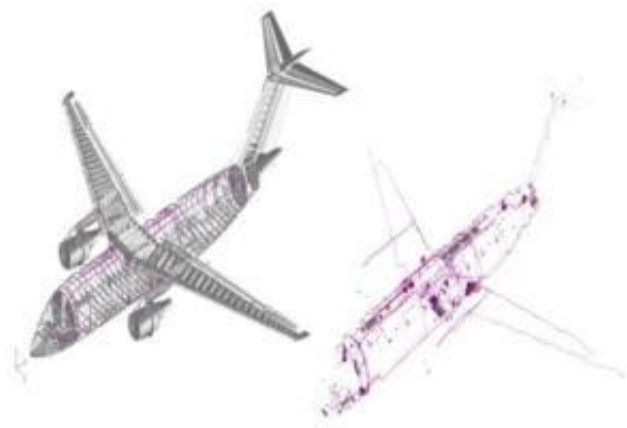


Рисунок 6.6 – Система електропостачання

При цьому на основі газодинамічного розрахунку при проектуванні здійснюється вибір матеріалу й діаметрів трубопроводів по всій трасі мережі для забезпечення подачі від компресора двигуна до споживача необхідної кількості повітря при певному надлишковому тиску.

6.1 Метод еквівалентних мас при проєктуванні енергетично залежних систем літака

Розглядається метод оцінювання витрат палива в польоті, обумовлений встановленням системи на літак. Метод оснований на використанні обмеженої кількості параметрів і є особливо корисним на різних етапах оброблення нового проєкту. Проаналізовано відносну значущість включених до розгляду параметрів, зокрема співвідношення між витратами палива, зумовленими базовою масою системи і опором системи (за винятком опору, пов'язаного з масою), що залежать від умов польоту; ці витрати палива можуть бути значними або навіть великими.

При встановленні системи на літак додаткове паливо витрачається:

- на провезення базової маси системи ΔW_I за допомогою створення додаткової тяги, пов'язаної з опором маси;

- забезпечення системи енергією, що виявляється у витратах палива Δf_s , потрібних для підтримання постійної тяги, коли від двигуна відбирається енергія, яка необхідна для роботи системи;

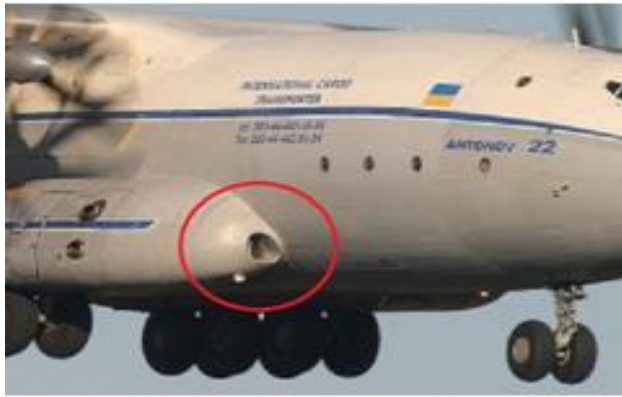
- подолання будь-якого додаткового опору ΔD_D , який є результатом установа системи на літак (збільшення профільного опору та опору, пов'язаного з використанням повітря від швидкісного напору для цілей охолодження);

- провезення сумарної кількості палива, потрібного на вказані вище потреби.

Складовою частиною систем підготовки повітря, систем кондиціонування, масляних систем є повітрозабірники, які збільшують аеродинамічний опір літака (рисунки 6.7, 6.8).

Процес їх проєктування ітераційний та потребує вирішення аеродинамічних задач, розгляду різних варіантів компонувань, оцінювання масових витрат. І саме метод еквівалентних мас дає можливість вибрати оптимальний варіант для літака.

Лобові повітрязбірники



Утоплені нерегульовані повітрязбірники

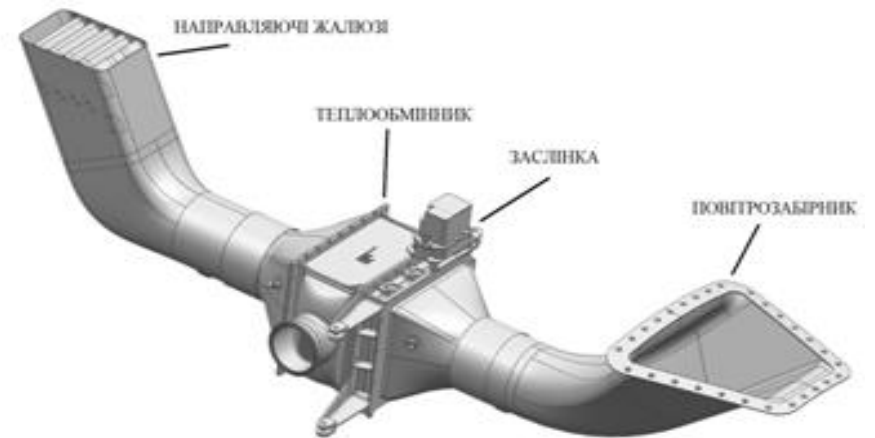


Рисунок 6.7 – Нерегульовані повітрязбірники

Утоплені регульовані повітрязабірники

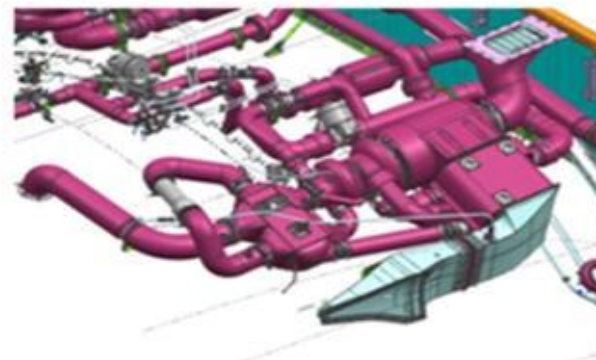
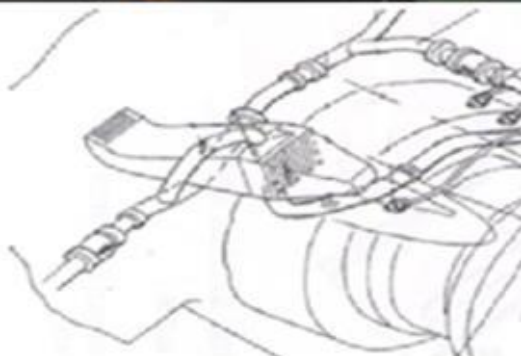
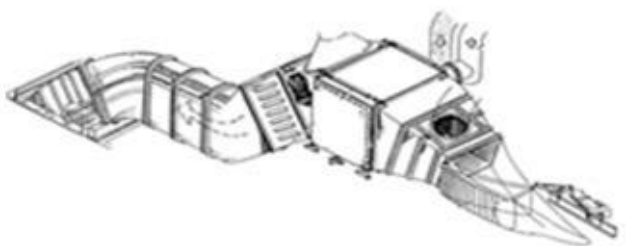


Рисунок 6.8 – Регульовані повітрязабірники

Сумарні витрати палива є узагальненим проявом вищеназваних витрат для певної тривалості польоту за певних умов.

Припущення:

- крейсерський політ проходить на постійній висоті та з постійним числом Маха;

- паливо, яке потрібне на етапах польоту, що передували крейсерському польоту й наступних за ним, буде додатковим до загальної маси палива на початку крейсерського польоту;

- установлення системи на літак приводить до незначних змін якості z і питомої витрати палива c ;

- витрати палива, потрібного для роботи системи, безперервні й постійні протягом крейсерського польоту;

- установлення системи на літак не приводить до будь-ких змінень в загальній ефективності двигуна.

Повну витрату палива, обумовлену встановленням системи на літак, визначають за рівнянням

$$W_{FO} = \left(\Delta W_1 + z \cdot \Delta D_D + \frac{z}{c} \Delta f_s \right) \left(e^{\frac{c}{z} t} \right), \quad (6.1)$$

де W_{FO} – маса палива на початку крейсерського польоту, яка потрібна для доставляння маси W_1 на відстань S , роботи системи й подолання додаткового опору; ΔW_1 – базова маса системи; z – якість; ΔD_D – додатковий опір; c – питома витрата палива; Δf_s – витрата палива, що обумовлена роботою системи; t – час (год).

Диференціюючи рівняння (6.1), одержуємо швидкість змінень витрат палива, обумовлених масою системи ΔW_1 і додатковим опором ΔD_D :

$$\frac{d(W_{FO})}{d(\Delta W_1)} = e^{\frac{c}{z} t} - 1, \quad \frac{d(W_{FO})}{d(\Delta D_D)} = z \left(e^{\frac{c}{z} t} - 1 \right). \quad (6.2)$$

Для питомої витрати палива, що дорівнює відповідно 1,1 кг/кг·год і 16 кг/кг·год, швидкість її змінень наведено в таблиці 6.1 при заданій тривалості польоту для транспортного літака.

Таблиця 6.1 – Швидкість змінення витрат палива для транспортного літака

Тривалість польоту, год	5	10	15	20
$d(W_{FO})/d(\Delta W_I)d(W_{FO})$	0,41	0,99	1,80	2,96
$d(W_{FO})/d(\Delta D_D)$	6,56	15,82	28,87	47,28

З таблиці 6.1 видно, що для тривалості польоту 10 год збільшення базової маси системи на 1 кг призведе до збільшення витрат палива на 0,98 кг. Аналогічно, збільшення опору на 1 кг призведе до зростання витрат палива на 34,88 кг. З цього випливає, що втрати палива, обумовлені опором, значно вагоміші, ніж втрати, зумовлені вагою. Тобто значно більшого ефекту можна досягти зменшенням опору порівняно зі зменшенням маси системи.

Заміна існуючої системи легшою удосконаленою системою за незмінних умов польоту приводять до загальної економії маси ΔW . Це дозволить збільшити на ΔW корисне навантаження, що можна оцінити за допомогою виразу

$$\Delta W_e + \Delta W_e \left(e^{\frac{c}{z}t} - 1 \right) = \Delta W, \quad (6.3)$$

де другий член у лівій частині – це витрати палива, обумовлені величиною ΔW_e ; z – якість; c – питома витрата палива; t – час (год).

Тоді додаткове навантаження

$$\Delta W_e = \Delta W \cdot e^{-\frac{c}{z}t}. \quad (6.4)$$

Як і передбачалося, $(+\Delta W_e) < (+\Delta W)$, оскільки певну кількість палива необхідно витратити на провезення $(+\Delta W_e)$.

Можливий випадок, коли заміна існуючої системи поліпшеною, але важчою, приводить до загального зменшення маси завдяки тільки значному зниженню опору. Відповідне додаткове корисне навантаження можна знайти за рівнянням (6.4), однак при цьому корисність заміни буде тісно пов'язана з визначальним часом (*break-even time*) у польоті (рисунок 6.9). Якщо тривалість польоту буде менше цього часу, то центрування нової системи не буде давати переваг.

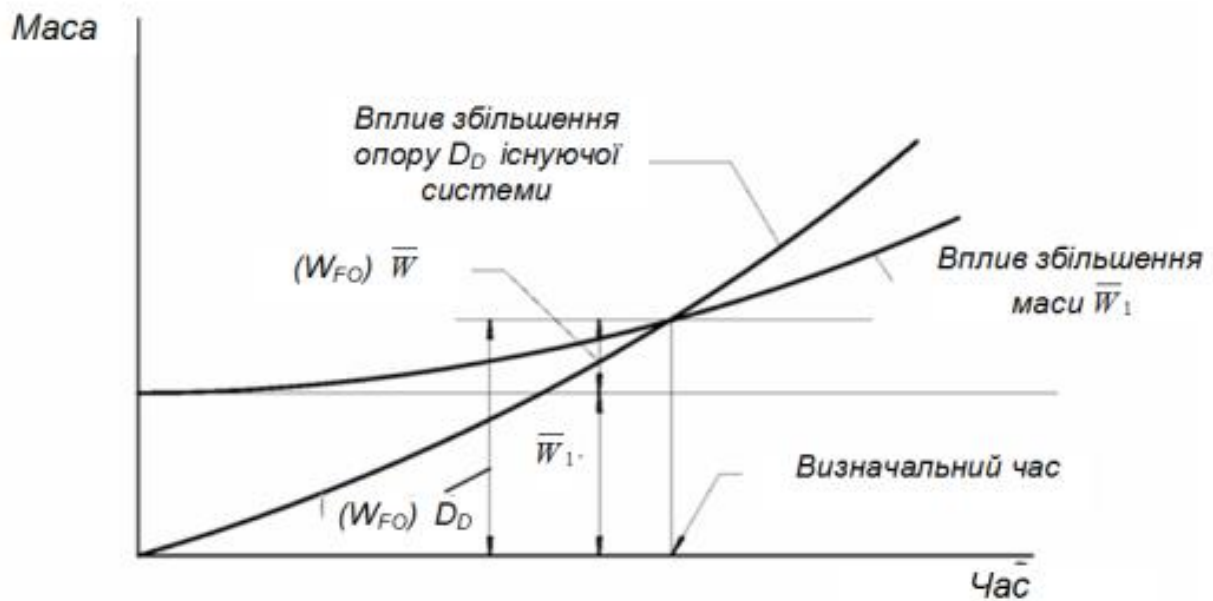


Рисунок 6.9 – Оцінювання визначального часу

Таким чином, при оцінюванні повної маси системи (включаючи повні втрати палива) критичним параметром не обов'язково є базова маса системи. Вплив, обумовлений опором, може бути значно помітнішим, і тоді будь-яке зменшення опору приводить до відповідної економії палива і, можливо, до збільшення корисного навантаження.

Якщо зменшення опору відбувається внаслідок збільшення базової маси системи, то економія повної маси може бути досягнута тільки, якщо тривалість польоту перевищує «*break-even time*». Помітного виграшу одержати не вдається, якщо останнє має місце на заключній стадії польоту.

6.2 Модель проєктування енергозалежних систем

Зі збільшенням дальності, швидкості й висоти польоту, зі збільшенням кількості задач, що вирішуються авіаційною технікою, розширилися та ускладнилися задачі, які вирішуються бортовими повітряними розподільними мережами. Так, наприклад, до повітряної розподільної мережі сучасного транспортного літака входять:

- система кондиціонування кабін;
- система обігрівання простору під підлогою;
- захист крила і дренажу паливних баків від обледеніння;

- захист повітрязабірника двигуна від обледеніння;
- повітряний запуск двигуна;
- система організованого відсмоктування повітря з відсіку устаткування;
- наддування гідробаків;
- привід турбонасосної установки;
- наддування радіоапаратури і локатора;
- обігрівання відсіку допоміжної силової установки;
- кондиціонування кабін від наземних джерел;
- вентиляція кабін забортним повітрям;
- подача повітря для виробництва нейтрального газу.

За конструктивною формою бортові повітряні мережі являють собою сукупність теплообмінних апаратів, холодильних турбін, компресорів, фільтрів, обмежувачів і регуляторів, змішувачів, трубопроводів та інших елементів, які взаємодіють між собою і з навколишнім середовищем шляхом обміну потоками робочих тіл, тепла і механічної енергії. Цільове призначення системи реалізується в процесі її функціонування, яке полягає у виробництві на борту і подачі до споживачів робочого тіла, кількість та якість якого визначаються зовнішніми характеристиками. Зовнішня характеристика є кількісним виразом мети функціонування системи.

Типовий монтаж частини повітряної мережі подано на рисунку 6.10.

Характерним розміром для всіх елементів, які входять до монтажу, є діаметр трубопроводів. Елементи, які використовуються для виготовлення трубопроводів, подано на рисунку 6.11.

Діаметри трубопроводів, які використовуються в повітряних мережах, мають дискретний ряд: $d_y = 6; 8; 10; 12; 18; 24; 30; 32; 36; 42; 50; 63; 80; 100; 120; 160; 200; 250$ мм. Дискретний характер має також товщина стінки трубопроводів: $s = 0,3; 0,5; 0,6; 0,8; 1,0; 1,2; 1,5; 1,8; 2,0$ мм.

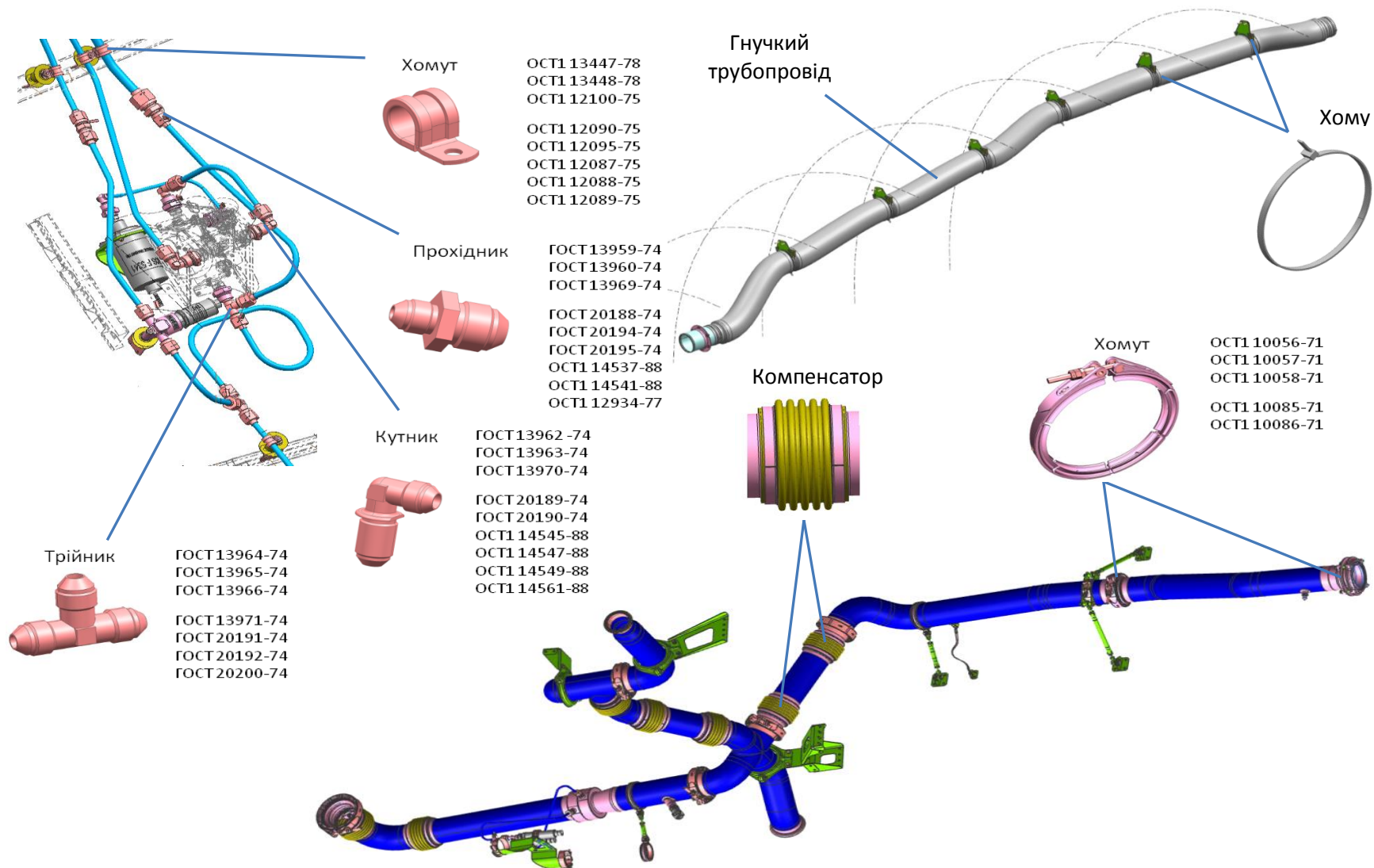
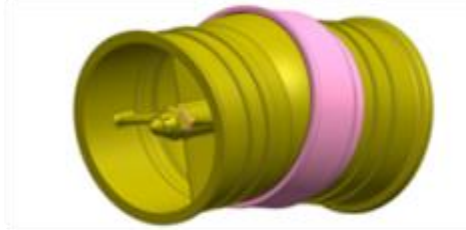


Рисунок 6.10 – Типовий монтаж трубопроводів



Компенсатор



Сильфон АНУ5801.005.000



Опора нарізна



Фланец АНУ 5800.047.000



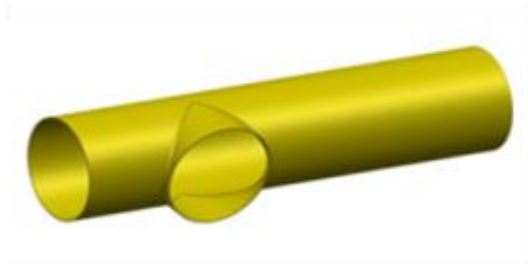
Наконечник АНУ5800.013.000



Фланец АНУ5800.018.000

361

Фланец



Відбортівка отвору в трубі
АНУ 5800.016.000



Коліно АНУ5800.015.000

Фланец

Рисунок 6.11 – Елементи для виготовлення трубопроводів

Як технічний об'єкт повітряні розподільні мережі характеризуються низкою функціональних показників. Це – надійність і маса системи, витрати енергії і робочих тіл, габарити, зовнішні енерговиділення, запас міцності, вартість тощо. У практиці створення повітряних розподільних систем при виконанні вимог щодо холодопродуктивності в подальшому використовують зазвичай такий показник, як «установча» маса, рідше – комплексна «наведена» маса, з уведенням обмежень на інші показники.

При проектуванні повітряних розподільних систем відбувається пошук компромісу між багатьма суперечливими вимогами, такими як мінімізація установчої маси і втрат енергії, висока надійність систем, відмовобезпека, жорсткі просторові обмеження, висока технологічність і порівняно низька вартість виробництва.

При проектуванні повітряних систем завжди виникає питання про те, який з двох і більше можливих варіантів систем слід взяти для розроблення на новому літаку або як порівняти наявні системи.

Перш за все оцінювання системи виконується за її здатністю до виконання функціональних вимог, таких як забезпечення заданих параметрів щодо тиску, температури і вологовмісту повітря на всіх режимах польоту, що властиві цьому літаку. Будь-яка з конкуруючих систем має відповідати цим вимогам.

Візьмемо при подальших побудовах оптимізаційних циклів оцінку повітряних систем за їх впливом на приріст злітної маси літака.

Приріст злітної маси літака, обумовлений повітряною системою, визначається як сума всіх витрат маси на систему:

$$m_{екв} = m_{\Sigma} + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w)t, \quad (6.5)$$

де Δf_D – витрата палива, яка обумовлена додатковим опором; Δf_s – витрата палива, яка обумовлена роботою системи; Δf_w – витрата палива, яка необхідна для провезення маси системи; m_{Σ} – установча маса; $m_{екв}$ – еквівалентна маса; t – час польоту.

Функція мети для оптимізації системи за критерієм мінімізації збільшення злітної маси літака (з урахуванням введених обмежень для повітряних систем (підрозділ 6.1) має вигляд:

$$m_{\Sigma екв} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \Pi \Sigma d_i s_i \lambda_i \gamma_i + k_4 \Sigma d_i + (\Delta f_D + \Delta f_s + \Delta f_w)t, \quad (6.6)$$

де Δf_D – оцінюється для кожного типу розміру застосовуваного теплообмінника; Δf_s – стала для вибраного типу системи і споживаної потужності; Δf_w – функції від установчої маси, для кожного типу уточнюється за значенням; t – час польоту, для якого оптимізується система.

На основі мінімізації виразу (6.6) і побудовано оптимальне проектування бортових повітряних розподільних мереж, тобто вибір їх основних конструктивних параметрів (рисунок 6.12).

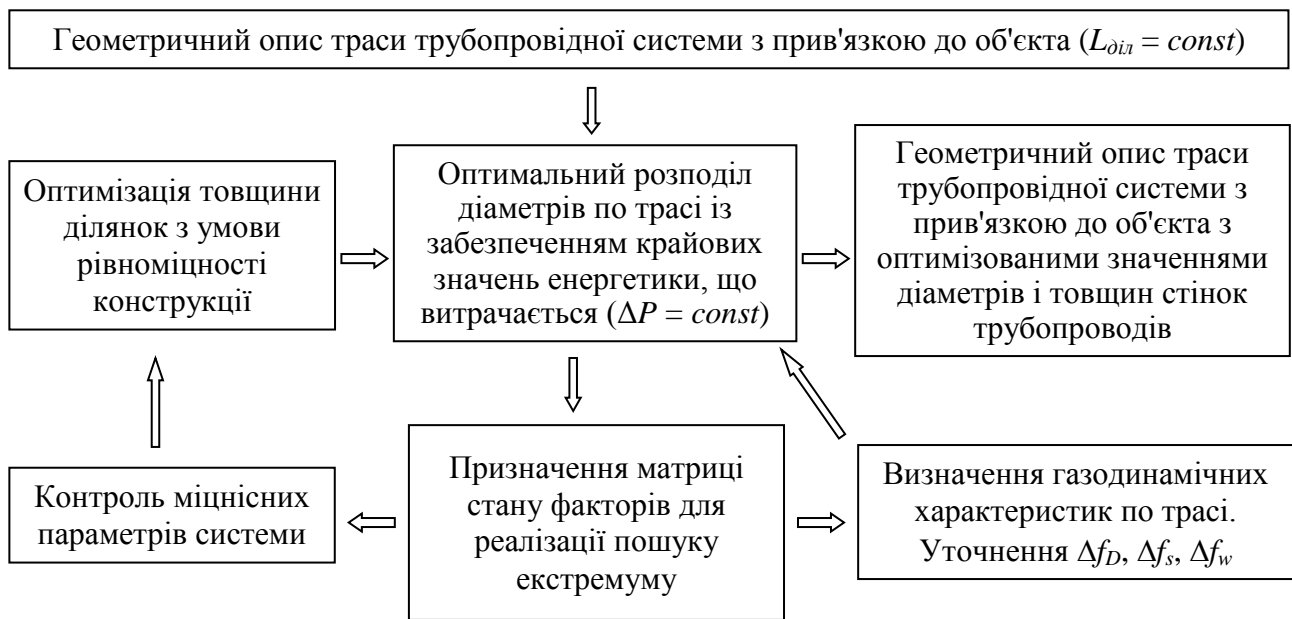


Рисунок 6.12 – Блок-схема проектування комплексу основних параметрів трубопровідних мереж

6.3 Шляхи забезпечення стабільних показників енергозалежних систем на етапі цільового застосування

На основі запропонованої методики забезпечення заданого ресурсу розрахунковим шляхом визначаються товщина стінок трубопроводів і технологія їх виготовлення за заданими характеристиками втомної довговічності.

Для забезпечення цих характеристик від виробу до виробу під час усього циклу експлуатації літака, а також для забезпечення прийнятності за цими параметрами при переході від одного типу літака до іншого потрібна особлива система конструкторських заходів, що гарантують стабільність газодинамічних і ресурсних характеристик.

Тривалий час на літаках існувала широка номенклатура трубопроводів, арматури і кріплення. Кожний трубопровід був індивідуальний за конструкцією та вхідними у нього елементами. Були відсутні наскрізні ТУ на виготовлення, контроль і випробування трубопроводів на етапах виготовлення й монтажу на серійних заводах. Це було пов'язано з рівнем існуючих технологічних процесів, де переважали штамповарні з'єднання, виконані ручним АрДЕЗ. Для виготовлення трубопроводів в основному використовувалася корозійностійка сталь 12Х18Н10Т. Із впровадженням титанових сплавів, більш чутливих до концентраторів напружень, використання старих технологій призвело до масових руйнувань трубопроводів в експлуатації. Це стало поштовхом до пошуку й освоєння нових технологічних процесів, нових підходів до проектування трубопровідних мереж. При розробленні системи конструктивних заходів були реалізовані такі принципи:

- широка уніфікація елементів конструкції;
- застосування суцільнотягнутих тонкостінних заготовок і автоматичного АрДЕЗ;
- максимальне використання обчислювальної техніки для розрахункових робіт;
- формування трубопроводів і його кріплення на основі бібліотеки уніфікованих елементів;
- стабілізація параметрів повітря в трубопроводах повітряних мереж.

У результаті проведеної роботи створено й відпрацьовано систему підтримки стабільних ресурсних характеристик повітряних розподільних мереж.

На її основі розроблено низку рішень, до яких увійшли:

- альбоми уніфікованих елементів за складовими трубопроводу (прямі ділянки, коліна, трійники, штуцери);
- альбоми уніфікованих елементів на стики трубопроводів (фланці, хомути);
- альбоми уніфікованих кріплень (ковзний, силовий);
- широке впровадження температурної й монтажної компенсації трубопроводів для зниження рівня діючих навантажень;
- альбоми уніфікованих компенсувальних елементів;

- схемні рішення щодо забезпечення стабілізації параметрів повітря (температури, тиску) по ділянках повітряних мереж, однакові вимоги до обпресування й перевірки герметичності як окремих елементів, так і зібраних трубопровідних мереж;
- технічні умови на виготовлення елементів трубопроводів, їх зварювання й монтаж на літаку для досягнення максимально можливих ресурсних показників і зниження монтажних напружень;
- компонувальні вимоги до розміщення повітряних розподільних мереж на борту літака.

Усе це дозволило оперативно і з високою якістю виконувати проєктні роботи зі створення конструкцій енергетичних трубопроводів повітряних мереж із забезпеченням необхідних ресурсних показників.

6.3.1 Уніфікація конструктивних елементів повітряних розподільних мереж літака

При проведенні робіт з уніфікації елементів конструкції повітряних трубопровідних мереж закладалися такі вимоги:

- забезпечення високих, стабільних ресурсних показників;
- широкий діапазон робочих температур і тисків для їх застосування на різних літаках;
- закінченість технологічного циклу й забезпечення проведення контролю якості виконаних робіт;
- простота конструкції й орієнтування її на сучасні технологічні процеси формоутворення.

Найбільш відповідальним елементом ПРМ на літаку є трубопровід. Останні напрацювання літакобудівних підприємств та НДЦ, у тому числі й роботи ДП «АНТОНОВ» в області проєктування трубопроводів знайшли своє відбиття в

галузевому КТМ 1.4.1999-90, у розробки якого повною мірою увійшли дослідження, подані у розділах 3, 4, 5 і 6.

Для виготовлення уніфікованих трубопроводів вихідною заготовкою є окрема труба обмеженої довжини.

Зазначена заготовка може бути отримана:

- із суцільнотягнутих труб, що поставляються металургійними заводами;
- зі звареної тонкостінної листової заготовки з поздовжнім швом, виконаним автоматичним зварюванням;
- зі зварених тонкостінних заготовок з наступним їх ротаційним видавлюванням до необхідної товщини і довжини;
- з холоднокатаних товстостінних труб із проміжною механічною обробкою внутрішньої й зовнішньої поверхонь до потрібної товщини.

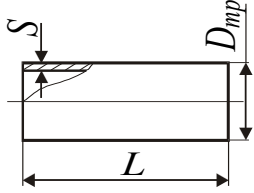
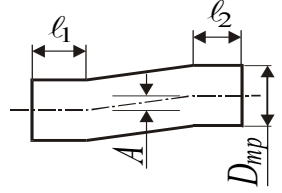
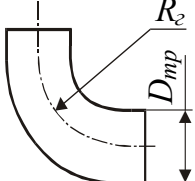
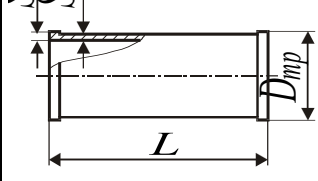
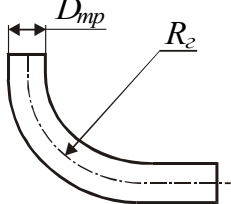
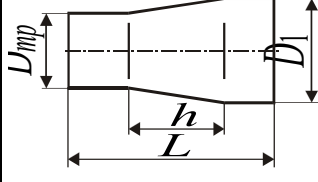
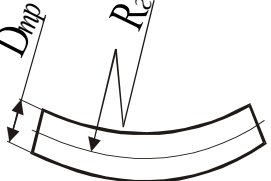
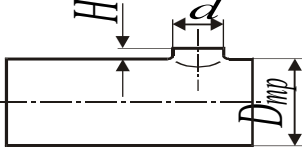
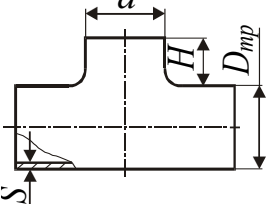
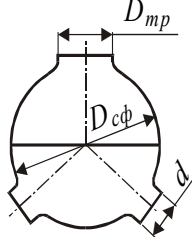
Уніфіковані елементи трубопроводів можуть мати геометрію, подану в таблицях 6.1, 6.2, у відповідних нормалях або відповідно до графіка конкретного робочого креслення.

Допускається використання штампозварених трубопроводів або елементів з геометрією, відмінною від вимог нормалей, за умови обов'язкового застосування автоматичного зварювання як поздовжніх, так і кільцевих швів.

Кінцева геометрія кожного конкретного трубопроводу затверджується у вигляді еталона.

Конфігурація трубопроводу, компонування його з елементів визначаються при трасуванні мереж.

Таблиця 6.2 – Уніфіковані елементи трубопроводів

№ п/п	Найменування	Ескіз	№ п/п	Найменування	Ескіз
1	Труба пряма		6	Труба східчаста	
2	Коліно $R_2 = 1,5D_{mp}$		7	Труба розкатана	
3	Коліно $R_2 = 3,5D_{mp}$		8	Перехідник	
4	Коліно $R_2 \gg 3,5D_{mp}$		9	Труба з відбортуванням	
5	Трійник		10	Перехідник кульовий	

Для виготовлення трубопроводу формується кресленик, де наносяться такі дані:

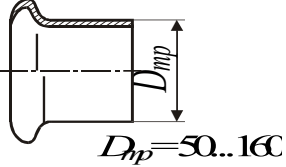
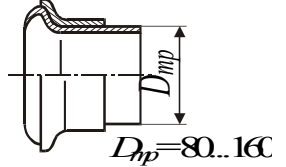
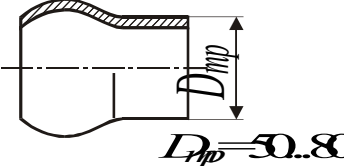
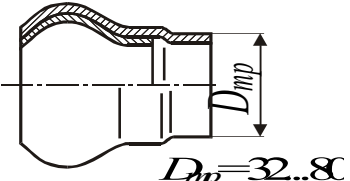
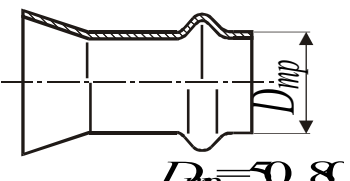
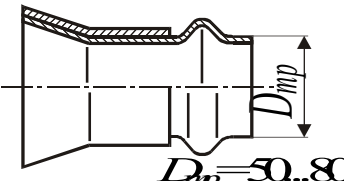
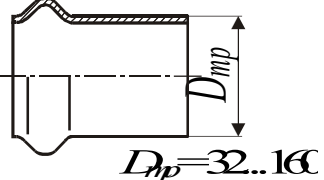
- розміри всіх елементів, що входять до складання, необхідні для виготовлення й вибору базового елемента;

- розміри положень наконечників, що визначають стикувальні розміри; марка матеріалу й перерізу;

- вимоги, які пропонуються до зварювання, у тому числі умовні позначення зварювання, посилання на галузеву інструкцію зі зварювання, категорія зварювання, рентгеноконтроль і його обсяг;

- розміри встановлення вушка металізації (за потреби).

Таблиця 6.3 – Застосовувана приварна арматура. Основні види

Назва	Ескіз	Застосовувані матеріали
Наконечник полегшений		ПТ-7М, ВТ1-0, 12Х18Н10Т
Наконечник посилений		ПТ-7М, ВТ1-0, 12Х18Н10Т
Наконечник сферичний		ПТ-7М, ВТ1-0, 12Х18Н10Т
Наконечник сферичний посилений		ПТ-7М, 12Х18Н10Т
Наконечник конусний		ПТ-7М, 12Х18Н10Т
Наконечник конусний посилений		ПТ-7М, 12Х18Н10Т
Наконечник із зигом		АМг-2М, АМг-3М, 12Х18Н10Т, ПТ-7М, ВТ1-0

6.3.2 Розроблення директивної технології на виготовлення елементів повітряних розподільних мереж

Умова забезпечення стабільних параметрів якості привела до освоєння нових технологічних процесів (штамбування вибухом, глибоке витягання, автоматичне зварювання) і ретельному вивченню впливу різних факторів (розміри звареного шва, режим термічної обробки, вид зварювання і т. д.) на ресурсні характеристики трубопроводів.

Проведені наукові дослідження стали базою для розроблення директивної технології з виготовлення трубопроводів, яка знайшла відбиття в спеціально виданих технічних умовах (ТУ) як частини конструкторської документації для серійних заводів. Такі ТУ є доповненням до креслеників трубопроводів і основним керівним матеріалом при їх виготовленні.

6.3.3 Реалізація вимог до еталонування й взаємозамінності

Трубопроводи простої конфігурації (прямі, плоскі патрубки й патрубки, що мають бічні відводи під прямим кутом) виготовляються за розмірами креслеників, уточненими за результатами розрахунково-плазового ув'язування монтажів і трубопроводів з урахуванням кріплення їх до каркаса.

Трубопроводи складної просторової конфігурації виготовляються за результатами розрахунково-плазового ув'язування і, за потреби, за еталонами.

Розміри на полі кресленника, що визначають конфігурацію трубопроводів (крім діаметрів, товщини матеріалу та радіусів гнуття $R = D$ й $R = 3D$), уточнені під час розрахунково-плазового ув'язування, вказуються для виготовлення еталонів.

Після відпрацювання й затвердження еталонів уточнюються плази, за уточненими плазами уточнені розміри вносяться в кресленики трубопроводів.

Для забезпечення взаємозамінності всі зварені трубопроводи мають контролюватися в пристроях. Допуски на виготовлення пристосовані мають забезпечувати виготовлення трубопроводів у межах допусків, зазначених у ТУ і відповідних креслениках.

У пристроях для контролю трубопроводів має бути передбачена тверда фіксація труби (патрубка, трійника) по торцях і місцях кріплень до каркаса виробу.

6.3.4 Реалізація вимог до виготовлення

Зварювання трубопроводів залежно від конструкції й величини прямої ділянки призначається автоматичне або ручне і задається конструктором на полі кресленика.

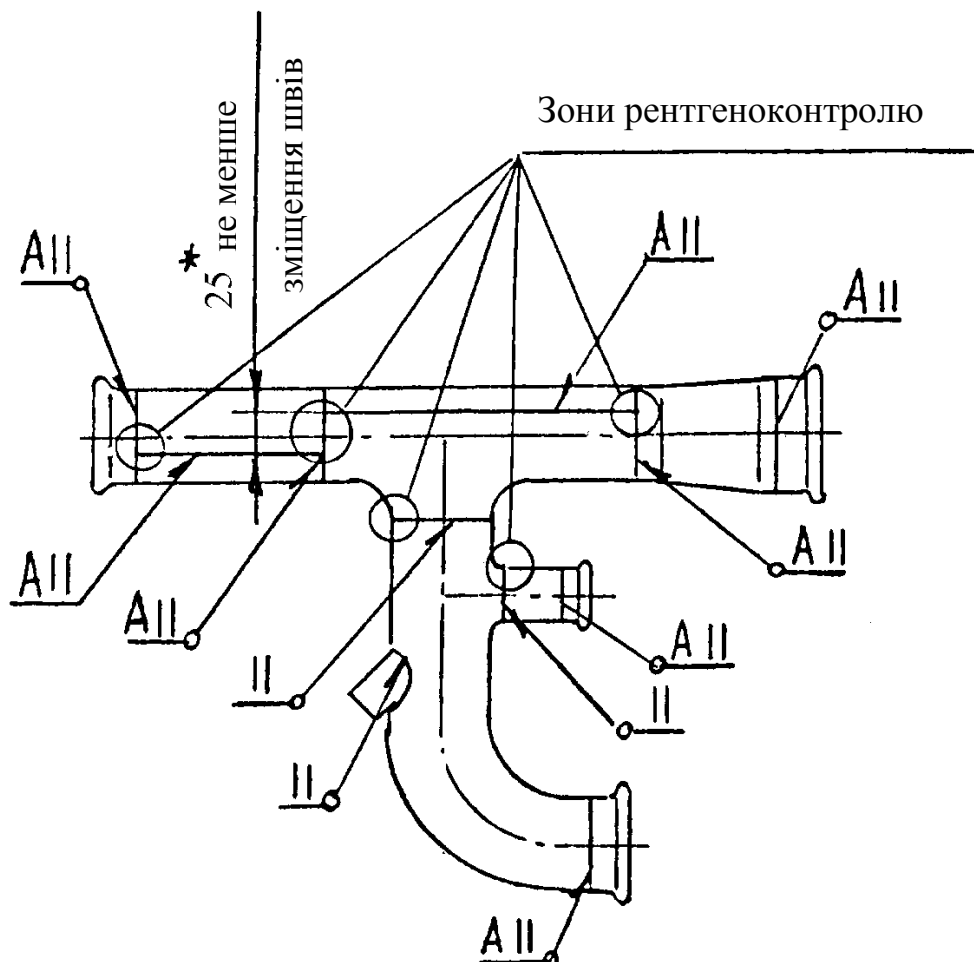


Рисунок 6.12 – Розташування зварених швів і графічне зображення способів зварювання на креслениках для всіх матеріалів. Зони рентгеноконтролю для корозійностійких сталей (* – крім випадків, обумовлених у креслениках)

Схеми розташування зварених швів, типових зон просвічування і графічне позначення способів зварювання показано на рисунку 6.12.

У системі заходів забезпечення стабільності ресурсних характеристик ПРМ обумовлені також вимоги:

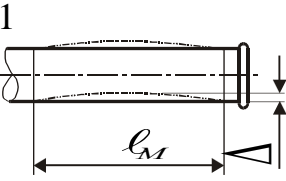
- за точністю виготовлення трубопроводів;
- за шорсткістю, що допускається;
- щодо підготовки трубопроводів під зварювання;
- щодо припустимих відхилень поверхонь наконечників після їх приварювання;
- щодо припустимих відхилень елементів трубопроводів (таблиця 6.2).

До директивної технології на виготовлення елементів ПРМ також увійшли:

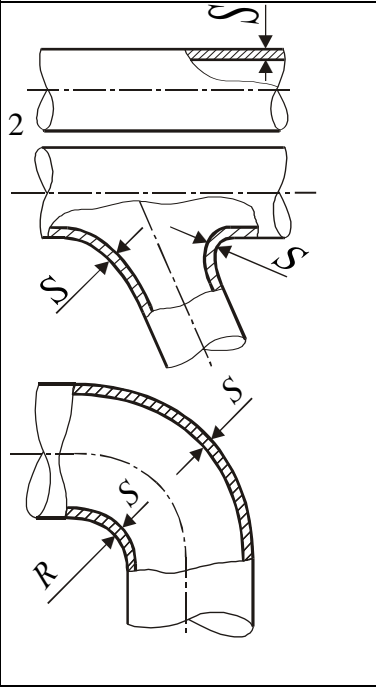
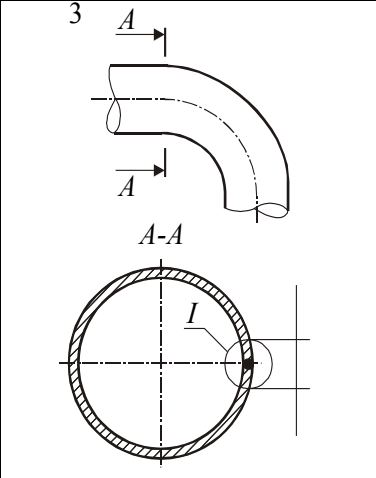
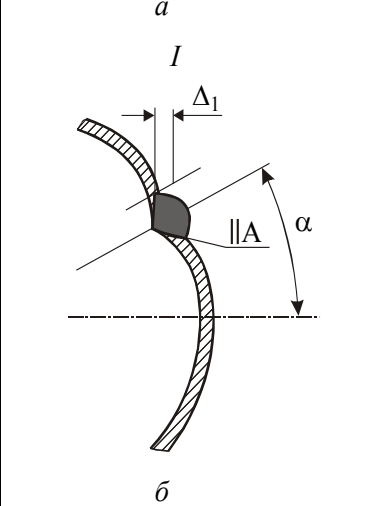
- правила обпресування трубопроводів;
- правила перевірки на герметичність.

Дотримання викладених вище рекомендацій дозволяє досягати стабільної якості трубопроводів, що виготовляються, із забезпеченням необхідних ресурсних характеристик.

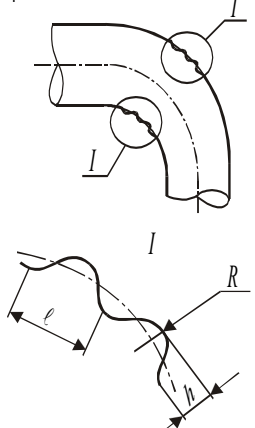
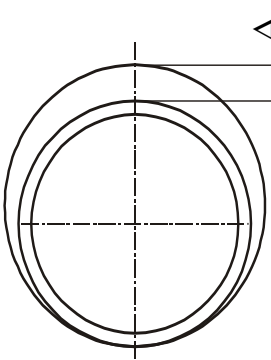
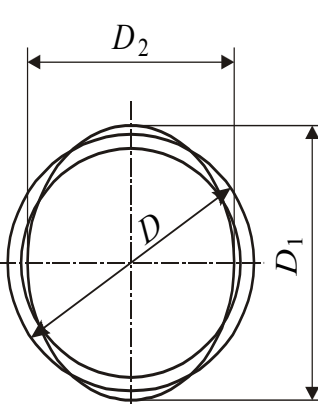
Таблиця 6.2 – Припустимі відхилення на елементах трубопроводів

Ескіз елемента	Контрольований розмір елемента	Позначення	Припустимі значення величини відхилень
	Кривизна на ділянці 1 метр погонної довжини	Δ	1. Для суцільнотягнутих трубопроводів відповідно до ТУ на поставку 2. Для одношовних заготовок: $\Delta = 1 \text{ мм при } D_H \leq 80 \text{ мм};$ $\Delta = 2 \text{ мм при } D_H > 80 \text{ мм}$

Продовження таблиці 6.2

Ескіз елемента	Контрольований розмір елемента	Позначення	Припустимі значення величини відхилень
	<p>Мінімальна й максимальна товщини стінки (крім випадків, обумовлених у креслениках)</p>	<p>S_{min} S_{max}</p>	<p>1. Для суцільнотягнутих і одношовних заготовок: - на прямих ділянках - відповідно до ТУ на поставку труб з листа; - у зоні деформації (гнуття) для $R_{2H} = D_H$ - і для $R_{2H} = 3D_H$; - мінімальна товщина стінки в зоні розтягу - 70% від номінальної товщини матеріалу 2. На штампованих з листа деталях у зоні деформації мінімальна товщина стінки - 65% від номіналу, максимальна товщина стінки - 120% від вихідної товщини матеріалу. Контроль проводиться після всіх етапів виготовлення перед зварюванням</p>
	<p>Розташування звареного шва при гнутті колін з одношовних заготовок: а) при $R_{2H} = D_H, 3D_H$; б) при $R_{2H} > 3D_H$</p>	<p>Δ</p>	<p>Зварений шов розташовується в нейтральній зоні, що допускається відхиленнями, не більш: $\Delta = \pm 5$ мм; $\alpha = \pm 30^\circ$</p>
	<p>Вм'ятини в зоні шва усередині контуру заготовки в зоні гнуття елементів з алюмінієвих сплавів, виготовлених з одношовних заготовок (вм'ятини повинні мати плавний перехід на вихід)</p>	<p>Δ_I</p>	<p>$\Delta \leq 1,0$</p>

Продовження таблиці 6.2

Ескіз елемента	Контрольований розмір елемента	Позна-чення	Припустимі значення величини відхилень
<p>4</p> 	<p>Висота, крок і радіус гофрів</p>	<p>h l R</p>	<p>Внутрішня поверхня: $h \leq 0,8$ мм; $l \leq 10$ мм; $R \leq 2$ мм</p> <p>Зовнішня поверхня: $h \leq 0,6$ мм; $l \leq 15$ мм; R не контролювати</p>
<p>5</p> 	<p>Відхилення зовнішнього діаметра (D_n) на прямолінійних ділянках, крім кінцевих перерізів (кінцеві перерізи калібруються)</p>	<p>Δ</p>	<ol style="list-style-type: none"> Для суцільнотягнутих трубопроводів відповідно до ТУ на поставку Для одношовних елементів з титанових сплавів і корозійно-стійких сталей $\Delta = \pm 0,3$ мм, з алюмінієвих сплавів $\Delta = \pm 0,5$ мм Для штампозварених елементів $\Delta = +0,5$ мм $-1,0$
<p>6</p> 	<p>Відхилення від круглості на прямолінійних ділянках, у тому числі й на кінцевих перерізах після калібрування (кінцеві перерізи контролюються на дотримання довжини кола)</p>	<p>$\Delta = D_1 - D_2$</p>	<ol style="list-style-type: none"> Для суцільнотягнутих трубопроводів відповідно до ТУ на поставку Для одношовних елементів із усіх матеріалів $\Delta \leq 3$ мм
	<p>Відхилення від круглості в зоні деформації</p>	<p>$\frac{D_1 - D_2}{D} \times 100 = \%$</p>	<p>Для всіх матеріалів не більше 6 %</p>

6.3.5 Реалізація вимог щодо контролю трубопроводів

Усі виготовлені трубопроводи мають піддаватися здавальним випробуванням на предмет перевірки відповідності вимог до точності їх виготовлення.

Перевірка габаритів і конфігурації трубопроводів проводиться в складальних пристроях. При цьому має бути досягнута необхідна точність прилягання до ложементів і фіксаторів.

Обов'язковим етапом контролю якості зварювання є обпресування й перевірка герметичності готового трубопроводу.

Типову схему обпресування й перевірки на герметичність показано на рисунку 6.13.

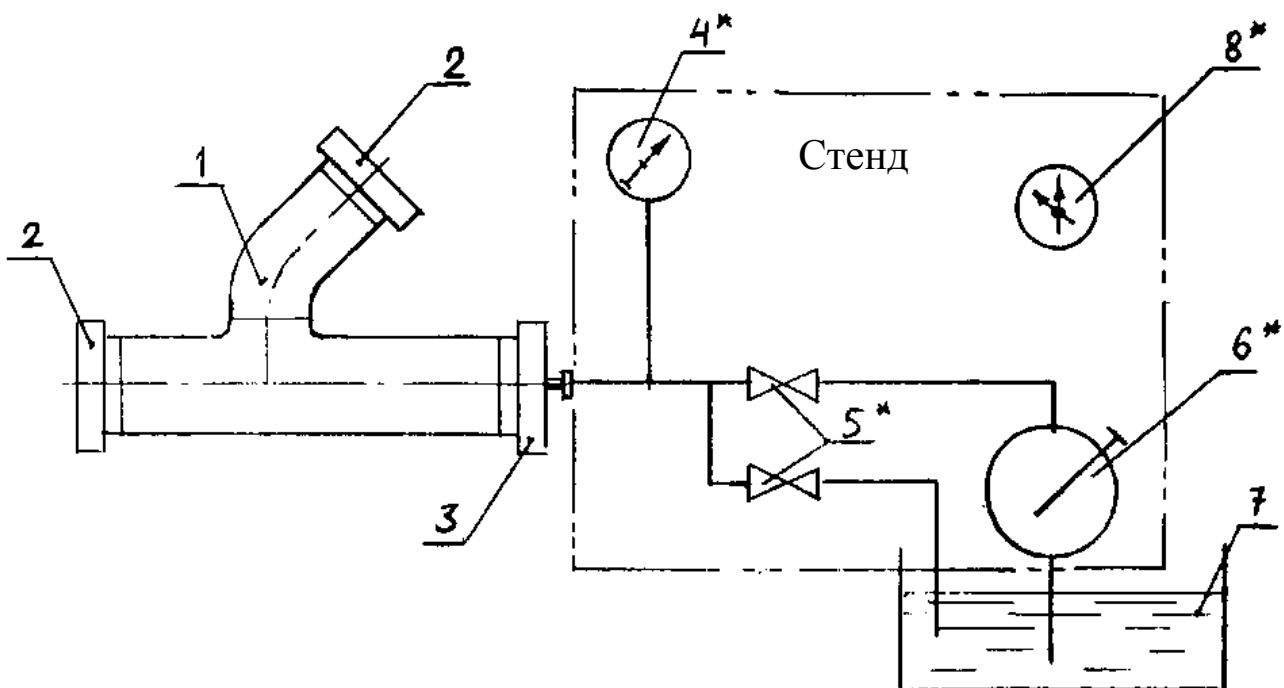


Рисунок 6.13 – Стенд для перевірки трубопроводів на міцність (обпресування):

- 1 – випробовуваний трубопровід; 2 – заглушка;
3 – заглушка зі штуцером; 4 – манометр; 5 – вентиль; 6 – насос;
7 – бак з рідиною; 8 – хронометр;

* – прилади, що входять до складу стенда

Трубопроводи, що витримали обпресування й перевірку на герметичність як одного з етапів підтвердження якості їх виготовлення, надходять на складання.

6.4 Методика забезпечення вимог до складання повітряних розподільних мереж

Важливе значення для забезпечення стабільних ресурсних характеристик ПРМ має якість складання. Дослідження, подані в розділах 3 і 4, дозволяють сформулювати конструкторські умови, які мають виконуватися на етапі монтажу ПРМ:

- контроль якості вузлів і деталей, що надійшли на складання;
- досягнення мінімально можливих монтажних напружень;
- забезпечення взаємозамінності вузлів і деталей;
- забезпечення стикування монтажів, виконаних на різних агрегатах літака;
- перевірка якості складання й забезпечення герметичності систем.

Методика вирішення цих задач розроблена на ДП «АНТОНОВ» й широко використовується при монтажі ПРМ літаків сімейства Ан.

Істотною відмінною рисою цієї методики є те, що вперше був уведений етап обпресування зібраних монтажів.

Схема обпресування є індивідуальною для кожного типу літака. Для літака Ан-140 схему обпресування показано на рисунку 6.14.

Обпресування проводиться тиском не менше $1,5P_{роб. max}$, а герметичність перевіряється при максимально припустимому робочому тиску

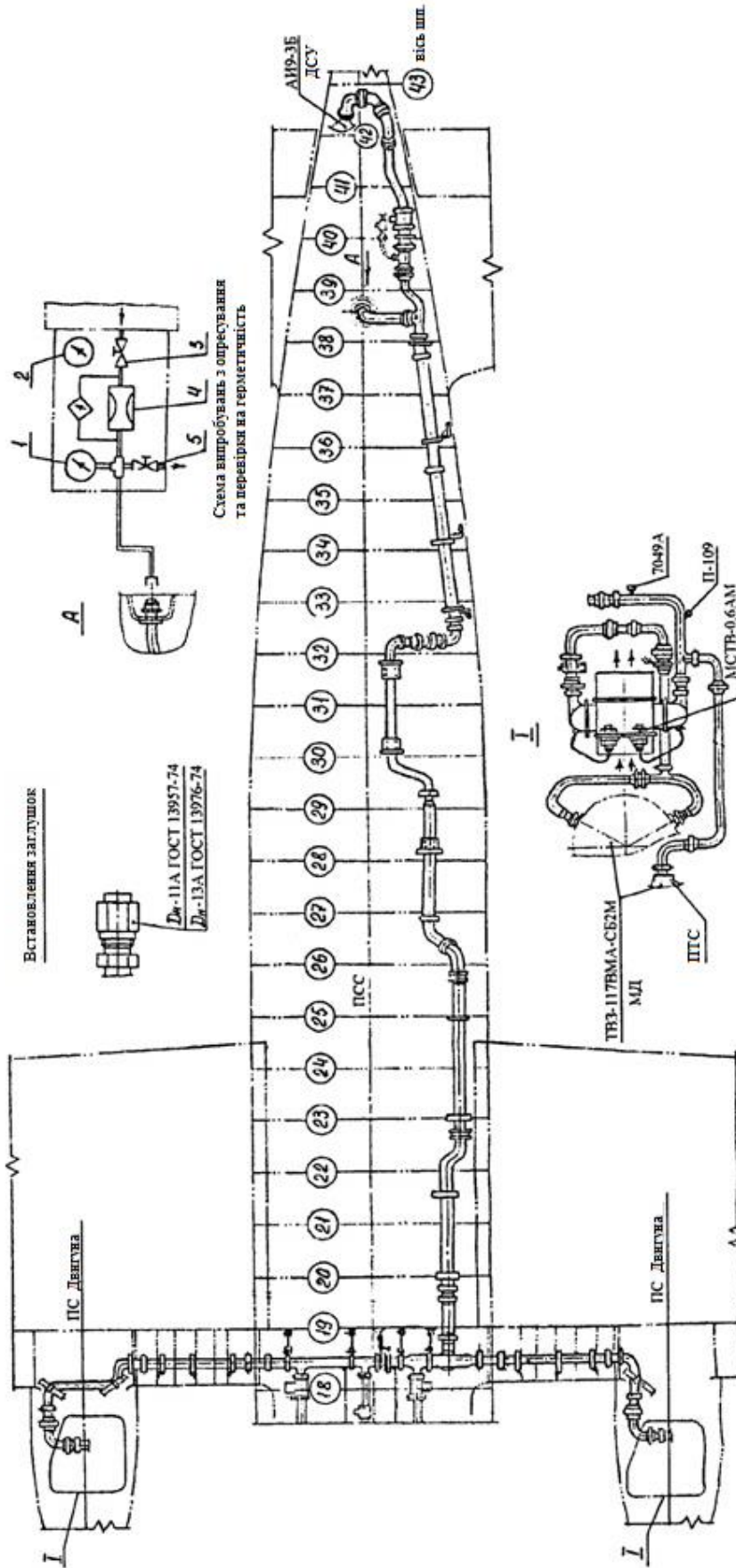


Рисунок 6.14 – Схема монтажу, опресування та перевірки на герметичність трубопроводів СПП і повітряного запуску двигунів літака Ан-140:

1 – манометр; 2 – секундомір; 3, 5 – вентилі; 4 – витратомір;
ТВЗ-117ВМА – двигун; ДСУ – допоміжна силова установка

Послідовність дій при обпресуванні й випробуванні на герметичність така:

- у монтажі (див. рисунок 6.14) до штуцера приєднання наземного джерела стисненого повітря приєднати стенд;
- закрити заслінки відбору повітря у ВКВ;
- закрити заслінку відбору повітря на обігрів простору під підлогою;
- закрити заслінку відбору повітря на обігрів ДСУ ;
- закрити заслінки на ПТС двигунів;
- закрити заслінку відбору повітря від ДСУ;
- обпресування монтажу виконувати тиском повітря $P_{надл} = (0,55 \pm 0,03)$ МПа $[(5,5 \dots 0,3) \text{ кгс/см}^2]$ протягом $(5+1)$ хв;
- плавно знизити тиск до атмосферного;
- ретельно оглянути монтаж, звернувши особливу увагу на кріплення, компенсатори й з'єднання трубопроводів. Переконатися у відсутності ушкоджень, деформацій та інших відхилень від норм;
- передати систему для випробувань на герметичність.

У зібраних з урахуванням викладених вище вимог монтажах бортових енергетичних мереж практично відсутні монтажні напруження, виключена ймовірність додаткових навантажень на елементи мережі через неякісне складання, що в остаточному підсумку забезпечує стабільні ресурсні показники мереж.

6.5 Висновки

1. У розділі обґрунтовано необхідність реалізації наукових положень, розроблених у розділах 3 і 4, шляхом підтримки заданих газодинамічних і ресурсних характеристик при виробництві й цільовому застосуванні літакового парку.

2. Запропоновано систему підтримки заявлених газодинамічних і ресурсних характеристик при створенні й на етапі цільового застосування, що базується на використанні низки конструктивно-технологічних рішень, до яких увійшли:

- альбоми уніфікованих елементів по складових трубопроводу (прямі ділянки, коліна, трійники, штуцери);
- альбоми уніфікованих елементів на стики трубопроводів (фланці, хомути);
- альбоми уніфікованих кріплень (ковзний, силовий);
- альбоми уніфікованих компенсувальних елементів;
- однакові вимоги до обпресування й перевірки герметичності як окремих елементів, так і зібраних трубопровідних мереж;
- технічні умови на виготовлення елементів трубопроводів, їх зварювання й монтаж на літаку для досягнення максимально можливих ресурсних показників і зниження монтажних напружень.

3. Реалізація цієї системи дозволяє оперативно і з високою якістю виконувати проєктні роботи зі створення ПРМ із заявленими й стабільними ресурсними характеристиками як для різних виробів, так і для різних типів літаків. На базі цієї системи створені й пройшли перевірку при цільовому застосуванні ПРМ таких літаків як Ан-74, Ан-70 і Ан-140.

ГЛАВА 7

МЕТОДОЛОГІЯ ТРАНСФОРМАЦІЇ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ПРИ МОДИФІКАЦІЇ

7.1 Розроблення концепції вітчизняного середнього військово-транспортного літака з турбореактивними двоконтурними двигунами

7.1.1 Удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами

Створення вітчизняного середнього військово-транспортного літака (ВТЛ) Ан-188 з турбореактивними двоконтурними двигунами (ТРДД) здійснюється з максимальним використанням науково-технічного доробку, напрацьованого при створенні вітчизняного військово-транспортного літака з турбогвинтовентиляторними двигунами (ТГВД) із збереженням основних конструктивних, аеродинамічних і міцнісних характеристик з урахуванням вимог льотної придатності EASA CS-25, MIL-STD, STANAG.

На сьогодні світовий парк ВТЛ нараховує 3173 літаки (рисунок 7.1), серед яких:

- легкі ВТЛ – CN-235, C-295, DHC-5, Ан-26, Ан-32, Ан-72/Ан-74, G222, C-27J, C-1 – знаходяться на озброєнні 67 країн;

- середні ВТЛ – C-130, Ан-77, A400M, C-180, Ан-12, Y-8/Y-9, C-2 – знаходяться на озброєнні 68 країн;

- важкі та надважкі ВТЛ – Іл-76, C-17, C-5, Ан-124 – знаходяться на озброєнні 14 країн.

Загальний вигляд вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з турбовентиляторними двигунами (ТВД) показано на рисунку 7.2, а його основні льотно-технічні характеристики наведено у таблиці 1.2.

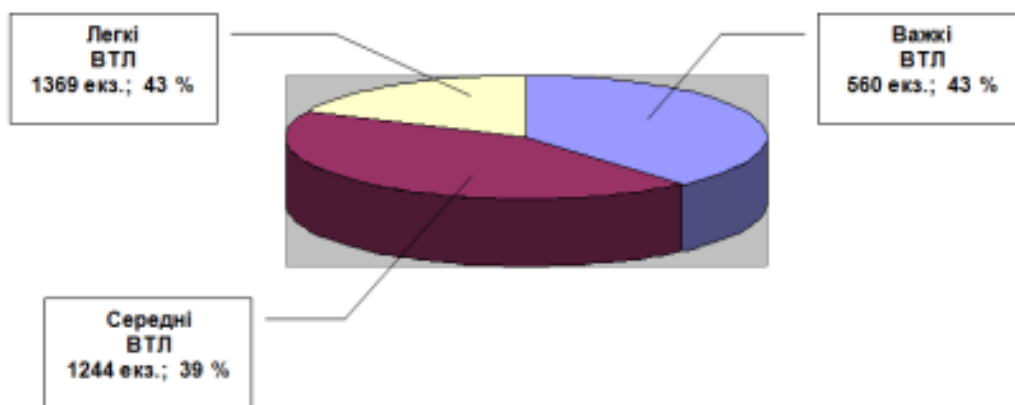


Рисунок 7.1 – Структура світового парку військово-транспортних літаків

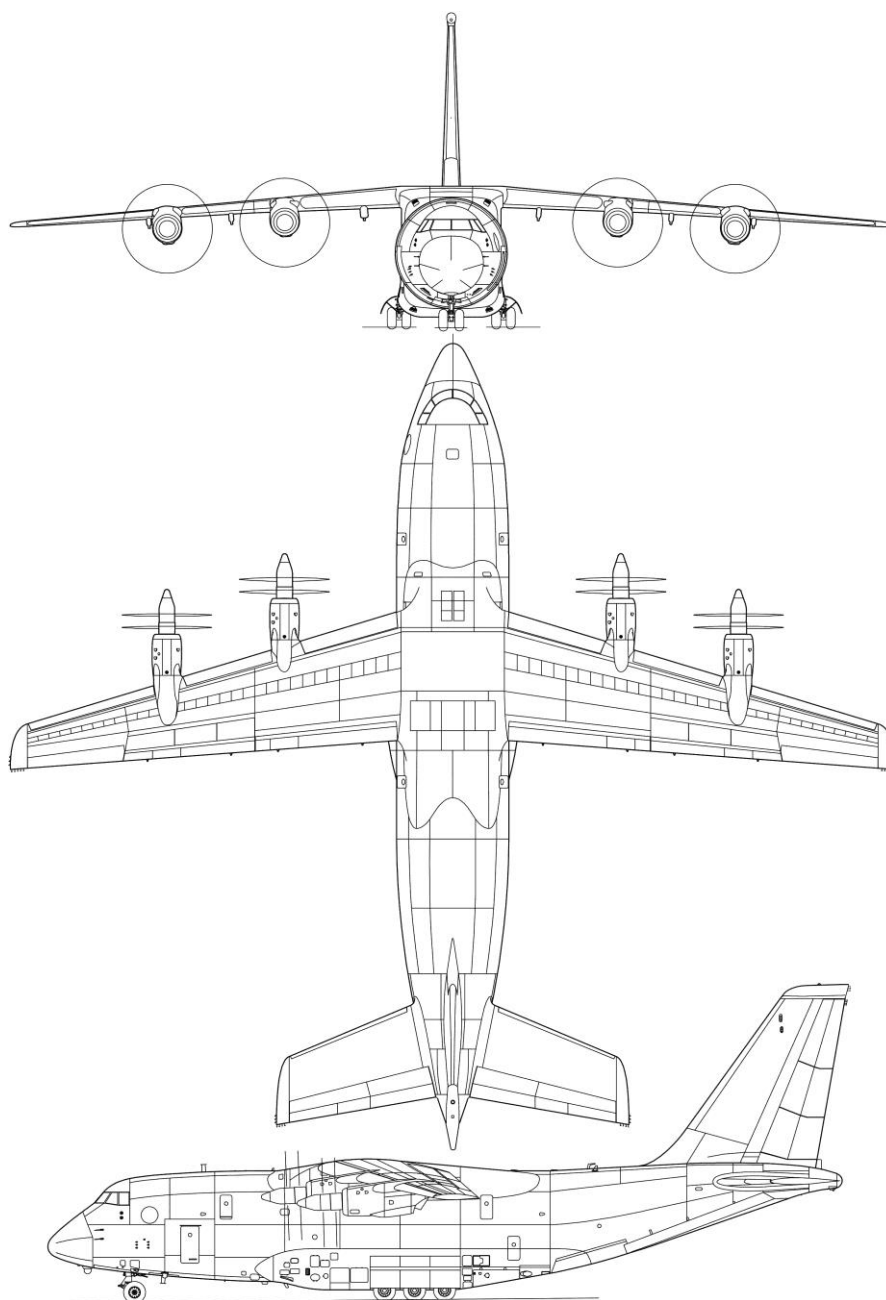


Рисунок 7.2 – Загальний вигляд літака з турбовентиляторними двигунами

Основними задачами середнього оперативно-тактичного ВТЛ є:

- перевезення особового складу, техніки, вантажів і засобів матеріально-технічного забезпечення між стратегічними напрямками;
- доставка військових формувань, техніки і вантажів в інтересах проведення контртерористичних, миротворчих і логістичних операцій;
- доставка частин і з'єднань десантно-штурмових і сухопутних військ в райони бойового призначення;
- забезпечення перебазування авіаційних частин і з'єднань.

Вітчизняний середній оперативно-тактичний ВТЛ являє собою високоплан з крилом помірної стрілоподібності, герметичним фюзеляжем, палубним хвостовим оперенням і шасі триопорної схеми, чотирма двигунами і допоміжною силовою установкою.

Для удосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного ВТЛ з ТГВД передбачається встановлення на пілони під крилом чотирьох турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) CFM Leap виробництва CFM International (рисунок 7.3) із забезпеченням обдування закрилків.

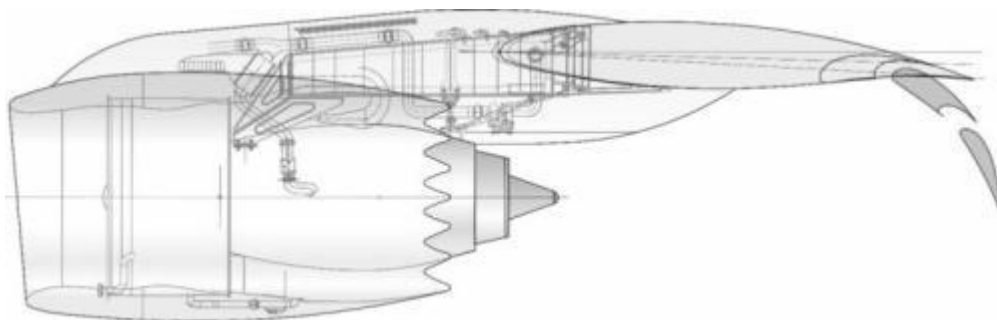


Рисунок 7.3 – Силова установка

Вибір нових маршових двигунів зроблений, виходячи з максимально можливої ідентичності їх вагових і тягових характеристик з вихідною силовою установкою, збереження комплексу льотно-технічних характеристик, включаючи параметри короткого зльоту і посадки (КЗП), не нижче, ніж у літака з ТГВД, а також забезпечення флатерних характеристик при великих швидкостях польоту.

Заміна маршової силової установки дає такі переваги:

- можливість забезпечення шуму на місцевості відповідно до IV глави ІСАО;
- підвищений комфорт екіпажу у вантажній кабіні – шум менше 80 дБА;
- можливість підвищення ресурсу планера і систем внаслідок зниження

вібраційних і акустичних навантажень;

- можливість одержання більшої кількості повітря, що відбирається, для потреб обігрівання поверхонь крила та оперення;

- можливість підвищення аеродинамічної якості через відсутність обдування і зменшення S_{mid} мотогондоли;

- можливість одержання більш прийнятних центрів літака;

- трудомісткість ТОіР МДУ систем на 30...35 % менше;

- можливість зменшення радіолокаційної помітності;

- можливість підвищення продуктивності польотів на 7...10 %;

- можливість підвищення технічної готовності літака внаслідок меншої трудомісткості ТОіР.

Для забезпечення кута нахилу рампи і підтрапників у положенні для навантаження (вивантаження) техніки 12° (рисунок 7.4) передбачається вдосконалити систему регулювання висоти вантажної підлоги (РВВП).

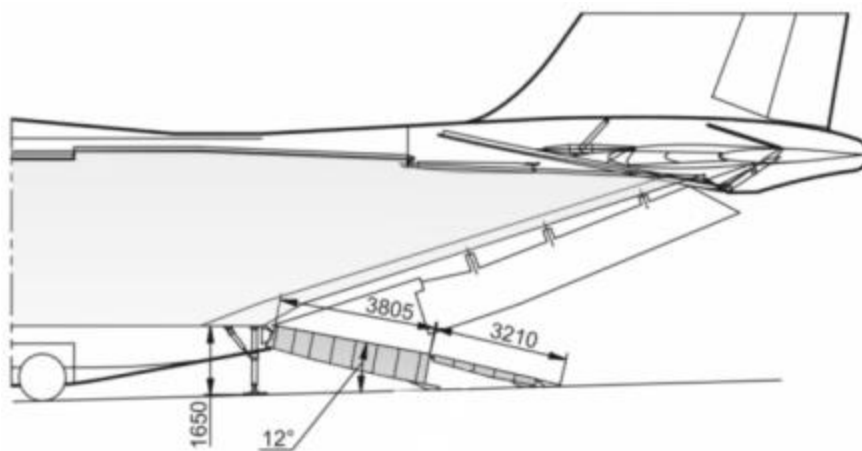


Рисунок 7.4 – Схема кута нахилу рампи

Система РВВП призначена для зменшення висоти вантажної підлоги при проведенні вантажно-розвантажувальних робіт, а також для поліпшення умов при наземному обслуговуванні.

Удосконалення системи РВВП полягає у забезпеченні літака системою збільшення висоти передньої опори шасі й системою присідання основних опор шасі для опускання хвостової частині фюзеляжу до рівня, потрібного при вантажних операціях.

7.1.2 Дослідження з оптимізації розташування турбогвинтовентиляторного двигуна відносно крила військово-транспортного літака короткого зльоту і посадки

Для забезпечення робіт з проєкту транспортного літака короткого зльоту і посадки з турбореактивними двигунами з великим ступенем двоконтурності ($m = 8 \dots 10$) проведено комплексні дослідження особливостей впливу струменів працюючих імітаторів на аеродинамічні характеристики механізованої моделі літака. Як модель було використано модель літака Ан-77 з крилом подовження $\lambda = 9,5$, звуженням $\eta = 3,45$ і кутом стрілоподібності $\chi_{1/4} = 14^\circ$. На місця установлення приставних імітаторів турбовентиляторних двигунів Д-227 з гвинтами СВ-227 на відносних розмаху крила 0,383 і 0,65 було встановлено чотири приставних імітатори ТРДД з повітряними турбінами, які приводилися до обертання за допомогою стиснутого повітря високого тиску.

Для оптимізації положення двигунів за впливом винесення двигуна уздовж хорди крила, положення по висоті та куту заклинення двигуна відносно місцевої хорди крила проведено аналіз сучасних компоновань силових установок на пілонах під крилом літаків і визначено область розміщення двигунів для параметричних досліджень в аеродинамічній трубі.

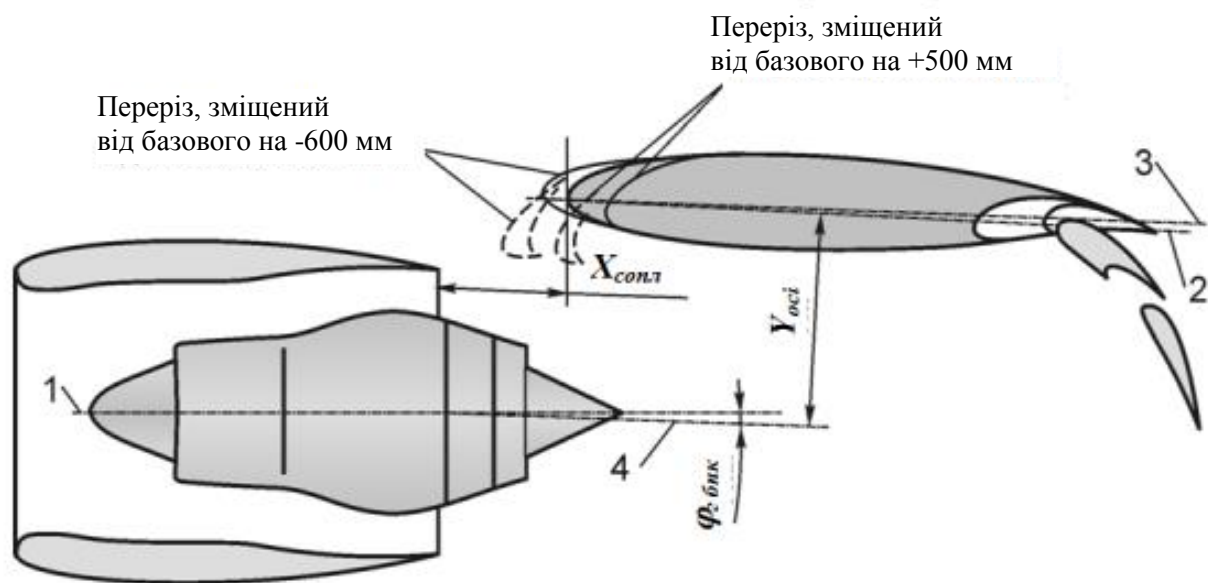
Параметри установки імітаторів двигунів (рисунки 7.5):

- ($\bar{X}_{сопло} = X_{сопло} / b_{січ}$) – винесення сопла відносно носка профілю крила в перерізі установки двигуна уздовж будівельної площини крила;

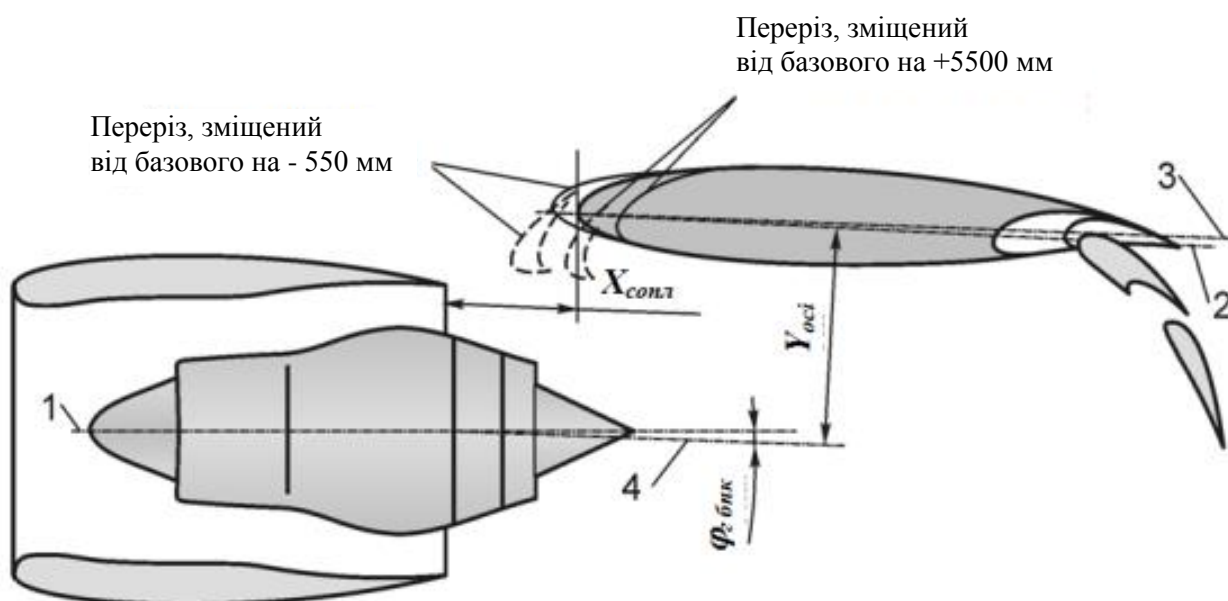
- ($\bar{Y}_{осі} = Y_{осі} / b_{січ}$) – положення осі двигуна відносно площини, паралельної будівельній площині крила, проведеної через носок профілю перерізу установки двигуна;

- $\varphi_{г\text{бнк}}$ – кут між віссю двигуна і лінією, паралельною будівельній площині крила.

Значення параметрів наведено у таблиці 7.1.



a



б

Рисунок 7.5 – Параметри установки імітаторів внутрішніх (а) і зовнішніх (б) двигунів:

1 – вісь двигуна; 2 – будівельна площина крила; 3 – хорда крила в перерізі установки двигуна; 4 – лінія, паралельна будівельній площині крила

Таблиця 7.1 – Параметри установки імітаторів двигунів для різних варіантів досліджень

Номер варіанта	Переріз крила на відносному розмаху 0,383				Переріз крила на відносному розмаху 0,65			
	$\bar{X}_{сопл}$	$\bar{Y}_{осі}$	$\varphi_{2\text{ бпк}}$, град	$\beta_{гонд}$, град	$\bar{X}_{сопл}$	$\bar{Y}_{осі}$	$\varphi_{2\text{ бпк}}$, град	$\beta_{гонд}$, град
1	-0,22	-0,29	0	0	-0,267	-0,357	-1,5	0
1a	-0,22	-0,29	-1,5	0	-0,267	-0,357	-3,0	0
2	-0,22	-0,32	-1,5	0	-0,267	-0,393	-3,0	0
3	-0,22	-0,26	-1,5	0	-0,267	-0,32	-3,0	0
4	-0,22	-0,237	+1,5	0	-0,267	-0,32	+1,5	0
5	-0,26	-0,29	-1,5	0	-0,32	-0,357	-3,0	0
6	-0,18	-0,29	-1,5	0	-0,218	-0,357	-3,0	0
10	-0,22	-0,3	-1,5	0	-0,265	-0,353	-2,5	0
11	-0,15	-0,3	-1,5	0	-0,18	-0,353	-2,5	0
12	-0,18	-0,3	-1,5	0	0,217	-0,353	-2,5	0
13	-0,22	-0,26	-1,5	0	0,265	-0,32	-2,5	0
14	-0,214	-0,287	-1,5	0	-0,257	-0,366	-2,5	0
15	-0,214	-0,26	-1,5	0	-0,257	-0,32	-2,5	0

Дослідження показали, що при збільшенні коефіцієнта тяги імітатора ТРДД обдування закрилків струменями приводить до суттєвого підвищення несної здатності крила внаслідок відхилення струменя, відновлення безвідривного обтікання механізації задньої кромки крила і збільшення суперциркуляції навколо крила. Найбільше збільшення піднімальної сили досягається при відхиленні закрилків на великі кути ($\delta_3 = 60^\circ$) при найближчому положенні сопел до крила.

З конструктивних міркувань найближче положення двигунів транспортного літака короткого зльоту і посадки з турбореактивними двигунами визначено при таких відносних параметрах установки двигунів по висоті: внутрішній двигун $\bar{Y}_{осі} = 0,26$ і зовнішній – $\bar{Y}_{осі} = 0,32$. Ці положення по висоті відносно крила вважаються як мінімально можливі положення для досліджень моделі з працюючими імітаторами турбореактивних двоконтурних двигунів.

При постійному відносному винесенні імітатора внутрішнього двигуна 0,22

і зовнішнього – 0,267 на режимі, що відповідає злітному, збільшення відстані від крила до осі імітатора двигуна (збільшення висоти підвіски імітаторів двигунів) з $\bar{Y}_{oci} = 0,26$ до $\bar{Y}_{oci} = 0,32$ призводить до зменшення приросту піднімальної сили від обдування струменем на лінійній ділянці, залежності коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки $C_y(\alpha)$ і на максимальному куті атаки на $\Delta C_{y_{max}} = 0,38$; на режимі заходження на посадку при застосуванні режиму «короткий зліт-посадка – польотний малий газ» (КЗП-ПМГ) – на 0,54 і 0,22, відповідно (рисунок 7.6).

Зменшення коефіцієнта максимальної піднімальної сили пов'язано, головним чином, з тим, що при збільшенні відстані від крила до осі двигунів збільшується частина струменя, яка не перекривається закрилками і, відповідно, зменшуються ефективний кут відхилення струменя та ефект суперциркуляції. Таке зменшення коефіцієнта максимальної піднімальної сили приводить до збільшення швидкості заходження на посадку на 8 км/год.

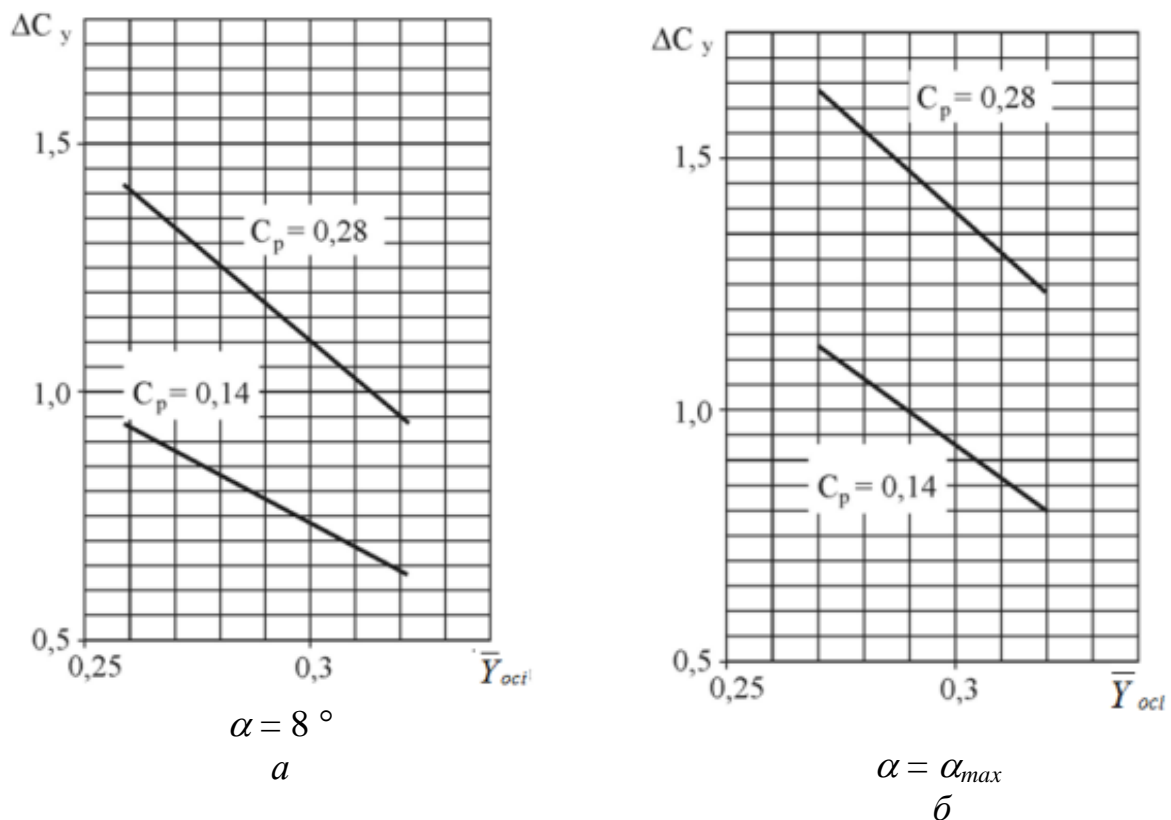


Рисунок 7.6 – Змінення коефіцієнта піднімальної сили залежно від відносної висоти положення осі внутрішнього імітатора двигуна при відповідній висоті імітатора зовнішнього двигуна: 0,321 і 0,393, $\delta_3 = 60^\circ$

При зміщенні сопел імітаторів ближче до крила і фіксованому куті атаки $\alpha = 8^\circ$ спостерігається незначне зменшення несних властивостей крила (рисунок 7.7). За даними різних досліджень компоновання розміщення гондол двигунів під крилом у передній кромці крила відомо, що зменшення «винесення» гондол призводить до збільшення лобового опору та опору інтерференції, особливо при крейсерських числах Маха. За результатами досліджень моделі в крейсерській конфігурації з проточними гондолами, розрахункових досліджень при $M = 0,75$ і конструкторського опрацювання компоновання буде виконано уточнення положення гондол відносно «винесення» гондол.

На рисунку 7.8 показано вплив кута заклинення імітаторів двигунів на несні характеристики крила. Змінення кута заклинення з $-1,5^\circ$ до нуля призводить до зменшення коефіцієнта піднімальної сили на режимі заходження на посадку при закритках, відхилених на кут 60° на $\Delta C_y = 0,2$.

Підпорядковуючи компоновання гондол двигуна + крило принципу одержання значного збільшення піднімальної сили, необхідно забезпечити мінімальний вплив такого компоновання на опір літака в крейсерській конфігурації.

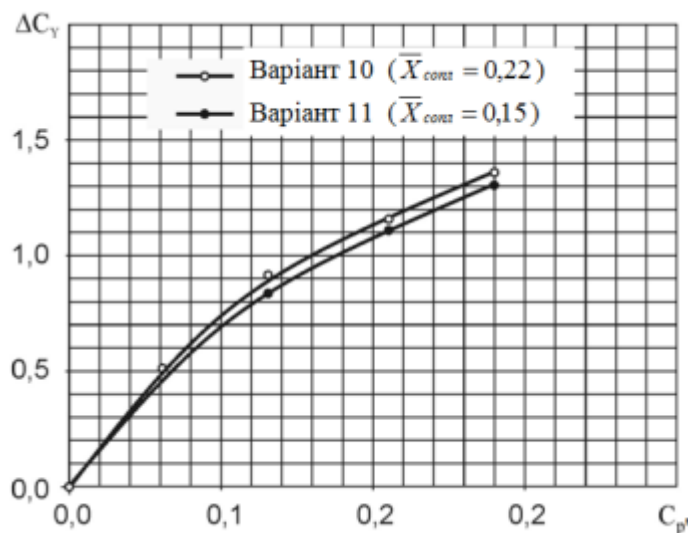
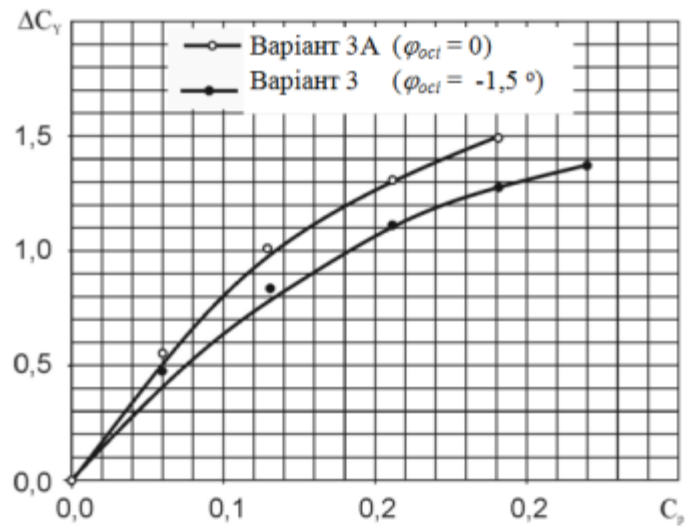
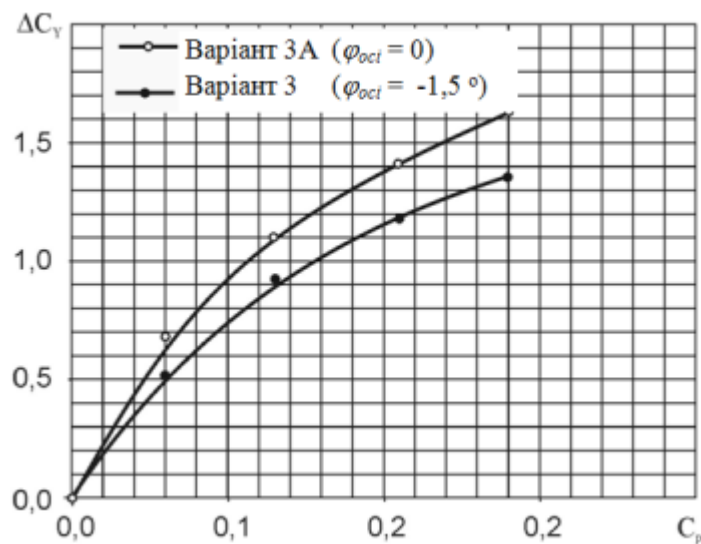


Рисунок 7.7 – Вплив винесення імітаторів силової установки при збільшенні коефіцієнта піднімальної сили залежно від коефіцієнта обдування; працюють чотири турбореактивні двоконтурні двигуни; $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $M = 0,12$



а



б

Рисунок 7.8 – Вплив кута заclinення осі імітаторів на приріст коефіцієнта піднімальної сили залежно від коефіцієнта обдування; працюють чотири турбореактивні двоконтурні двигуни; а – $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $M = 0,12$; б – $\delta_3 = 60^\circ$, $\alpha = \alpha_{max}$, $M = 0,12$

Оцінювання впливу сумарного зовнішнього опору обичайок вентиляторного і газогенераторного контурів, пілонів, внутрішнього опору потоків гондол та інтерференції компонування чотирьох гондол + планер $C_{x\text{ гонд}}$ на опір літака в крейсерській конфігурації виконано за результатами випробувань моделі з проточними гондолами і без гондол, виходячи з такого виразу:

$$C_{x\text{ гонд}} = S_{кр}/(n \cdot S_{\text{мід гонд}}) \cdot (C_{x1} - C_{x2}), \quad (7.1)$$

де $S_{кр}$ – площа крила літака; n – кількість двигунів; $S_{мід\ гонд}$ – площа міделя гондоли двигуна; C_{x1} – коефіцієнт лобового опору моделі літака з проточними гондолами двигунів; C_{x2} – коефіцієнт опору моделі літака без гондол і пілонів.

7.1.3 Дослідження впливу температур реактивного струменя турбореактивного двоконтурного двигуна на крило і механізацію

Об'єктом аналізу є реактивний струмінь турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД), що взаємодіє з крилом літака та його механізацією в посадковій конфігурації.

Розглянуто взаємовплив реактивного струменя ТРДД і крила літака з повністю випущеною механізацією ($\delta_3 = 60^\circ$) при різній відстані осі двигуна відносно серединної площини крила, при різних швидкостях і кутах потоку, що набігає. Також для аналізу структури окремо розглядалися струмені без крила.

При розрахунках враховувалися такі припущення:

- вплив пілона двигуна на струмінь не враховується;
- розглядається тільки крило з випущеною механізацією і двигуни; вплив фюзеляжу та інших вузлів літака не розглядаються;
- теплопередача через тверді стінки не розглядається.

Розрахункові режими (ЗЛ – злітний режим польоту; МП – максимальний продовжений; СА – стандартна атмосфера):

- ЗЛ при $M = 0,082$ (100 км/год), $H = 0$, СА (окремо для реактивного струменя);
- 0,4МП при $M = 0,163$ (200 км/год), $H = 300$ м, СА (для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА, $\alpha = 10^\circ$ (для моделі з крилом);
- ЗЛ при $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА (вихід на друге коло, для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,245$ (300 км/год), $H = 300$ м, СА (для всіх випадків);
- 0,4МП при $M = 0,245$, $H = 300$ м, СА, $\alpha = 10^\circ$ (для моделі з крилом).

Значення газодинамічних параметрів першого і другого контурів двигуна:

- ЗЛ, $M = 0,082$, $H = 0$, СА: $G_z = 265,1$ кг/с, $G_{IK} = 46,77$ кг/с, $G_{2K} = 218,32$ кг/с, $C_{ГНД} = 719,04$ °С, $t^*_{c2} = 59,12$ °С;

- ЗЛ, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 262,53$ кг/с, $G_{IK} = 46,19$ кг/с, $G_{2K} = 216,34$ кг/с, $C_{ГНД} = 719,36$ °С, $t^*_{c2} = 58,62$ °С;

- 0,4МП, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 157,6$ кг/с, $G_{IK} = 28,43$ кг/с, $G_{2K} = 128,57$ кг/с, $C_{ГНД} = 484,58$ °С, $t^*_{c2} = 33,73$ °С;

- 0,4МП, $M = 0,245$, $H = 300$ м, СА: $G_z = 164,18$ кг/с, $G_{IK} = 28,65$ кг/с, $G_{2K} = 135,53$ кг/с, $C_{ГНД} = 481,5$ °С, $t^*_{c2} = 34,84$ °С.

Розрахунки виконувалися за допомогою програмного комплексу ANSYS CFX Release 14.0. Розрахункова сітка створена у програмі ICEM за допомогою блоків і складається з 9,2 мільйонів гексагональних елементів.

Використовувалася модель турбулентності Shear Stress Transport (модель зсувних напружень) для більш точного розрахунку примежового шару з включеною опцією Viscous Work Term для врахування нагрівання газу при в'язкісному терті.

Використовувалася модель перехідної турбулентності Gama Theta Model.

Розрахунок проводився у режимі подвійної точності Double Precision.

У перших розрахунках був розрахований реактивний струмінь двигуна без крила з механізацією для визначення структури струменя, оцінювання температур на різних перерізах і на різній відстані від сопла двигуна. Окремо для реактивного струменя розглядався злітний режим.

У поданих розрахунках до моделі були включені крило з механізацією та другий двигун. В усіх розрахункових випадках механізація була максимально відхилена ($\delta_{x \text{ ланки}} = 60^\circ$, посадкова конфігурація).

Для виконання розрахунків створено модель двигуна (рисунок 7.9) і модель компонування крила з двигунами (рисунок 7.10).

Схему розміщення двигунів під крилом показано на рисунку 7.11.

Результати розрахунків подано на рисунках 7.12 – 7.19.



Рисунок 7.9 – Загальний вигляд моделі двигуна



Рисунок 7.10 – Загальний вигляд моделі компоновки крила з двигунами

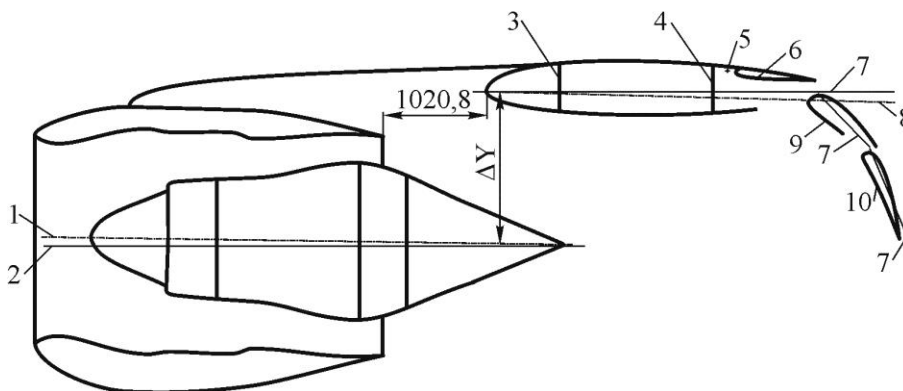


Рисунок 7.11 – Схема розміщення двигунів під крилом:

- 1 – вісь двигуна; 2 – лінія, паралельна будівельній площині крила;
- 3 – перший лонжерон крила; 4 – другий лонжерон крила;
- 5 – вісь обертання інтерцептора; 6 – теоретичний контур інтерцептора;
- 7 – будівельна площина крила, паралельна будівельній площині фюзеляжу;
- 8 – поверхня хорд; 9 – теоретичний контур основної ланки закрилка;
- 10 – теоретичний контур хвостової ланки закрилка

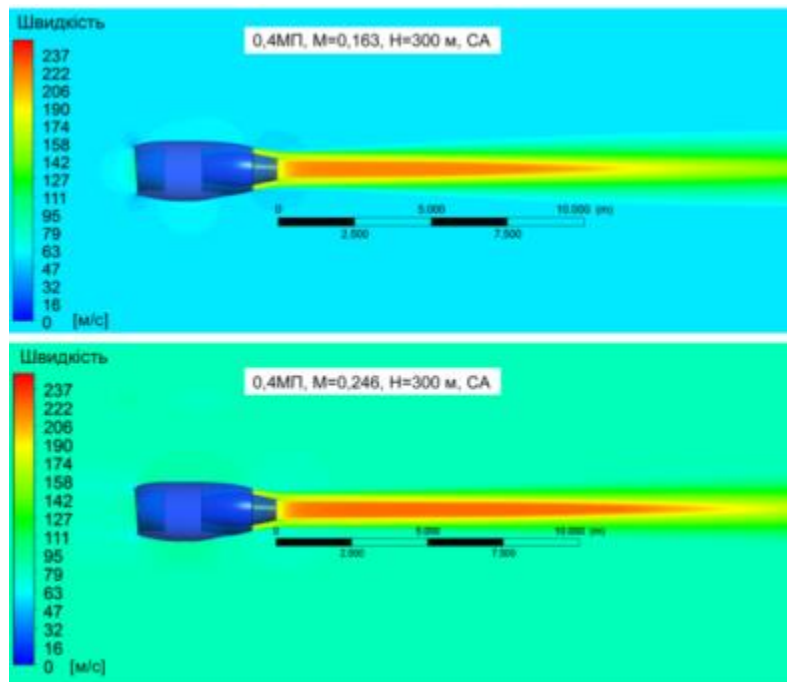


Рисунок 7.12 – Поле швидкостей реактивного струменя двигуна в поздовжньому розрізі на різних режимах роботи двигуна при різних швидкостях потоку, що набігає

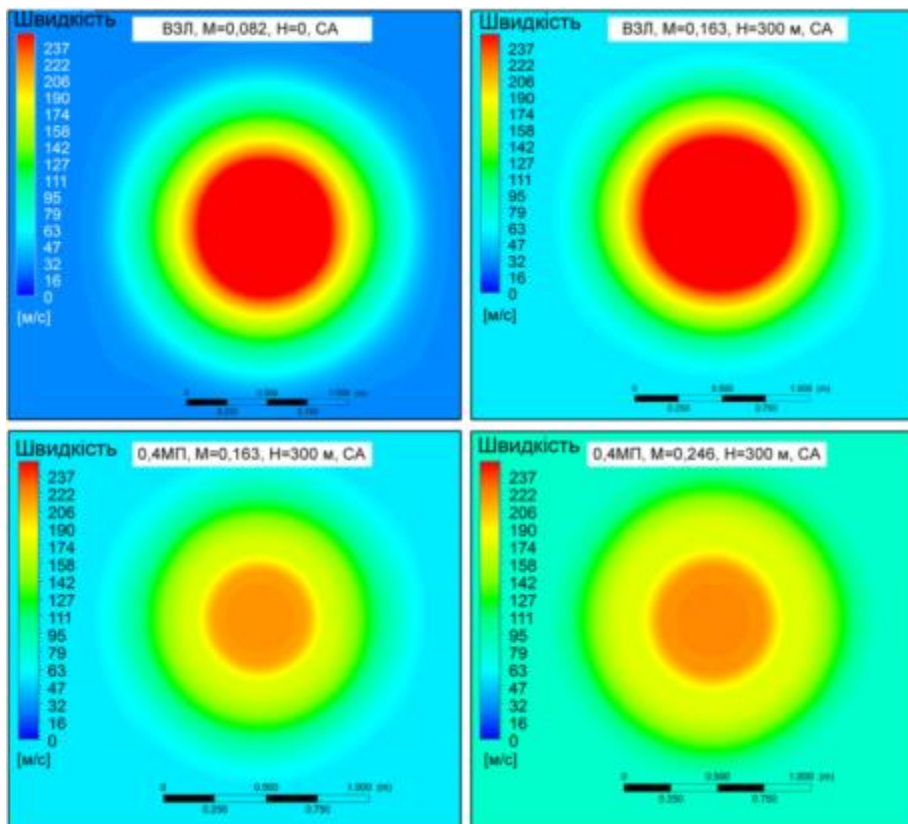


Рисунок 7.13 – Поле швидкостей реактивного струменя двигуна по перерізу задньої кромки закритка

Розрахунок реактивного струменя двигуна з впливом крила з випущеною механізацією

• Відстань від осі двигуна до будівельної площини крила (БПК) $\Delta X = 1235$ мм, кут повороту двигуна відносно БПК $\Delta \gamma = +1,5^\circ$.

Розрахунковий режим: $0,4\text{МП}$, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА.

Температура на зовнішній поверхні закрилків змінюється незначно.

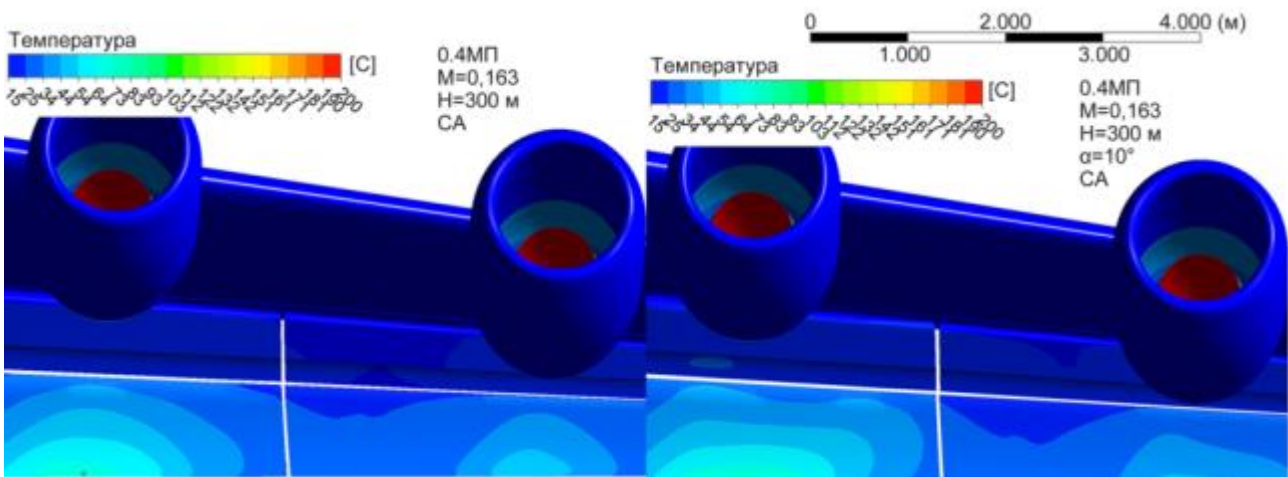


Рисунок 7.14 – Поле температур на поверхні закрилків при різних кутах атаки

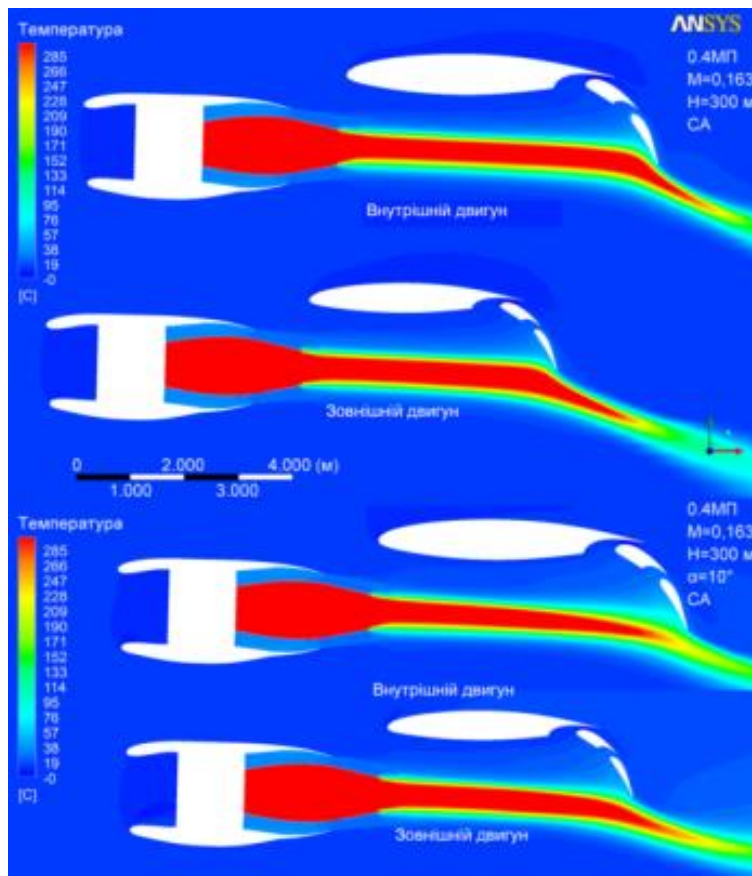


Рисунок 7.15 – Поле температур у поздовжньому перерізі при різних кутах атаки

- Відстань від осей двигунів до БПК $\Delta X = 1235$ мм, кут повороту двигунів відносно БПК $\Delta y = -3^\circ$.

Розрахунковий режим: 0,4МП, $M = 0,163$, $H = 300$ м, СА.

Діапазон значень температур збільшено до 400°C .

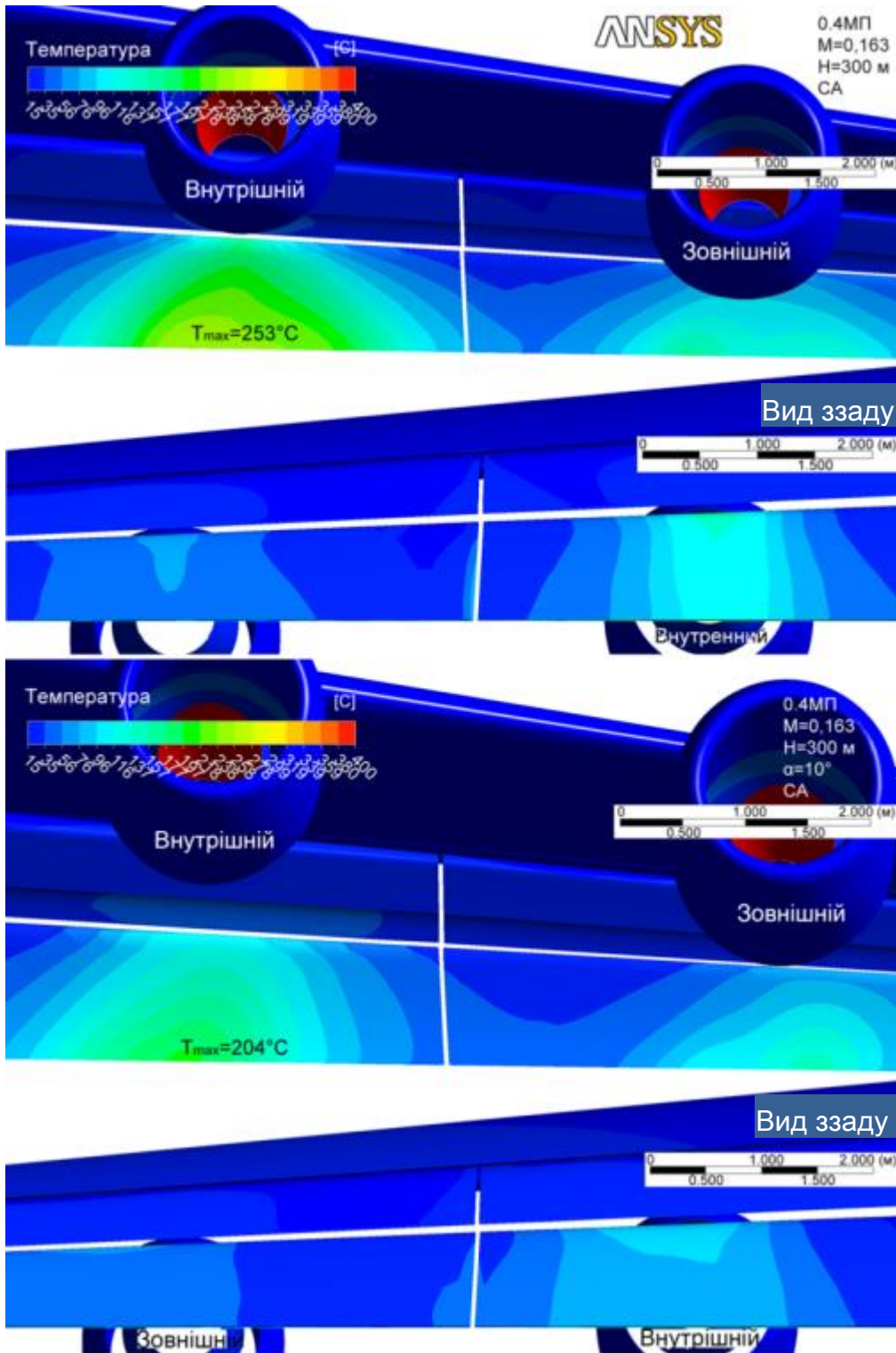


Рисунок 7.16 – Поле температур на поверхні закрилків при різних кутах атаки

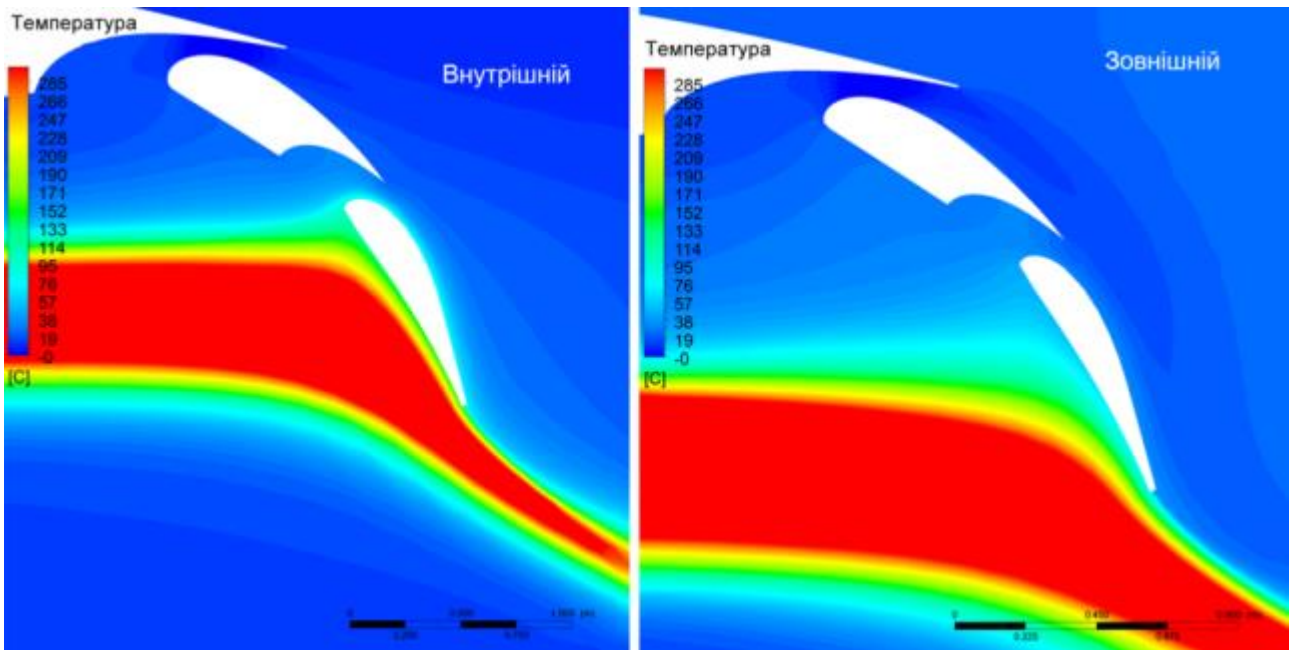


Рисунок 7.17 – Вплив механізації на поле температур при $\alpha = 0^\circ$

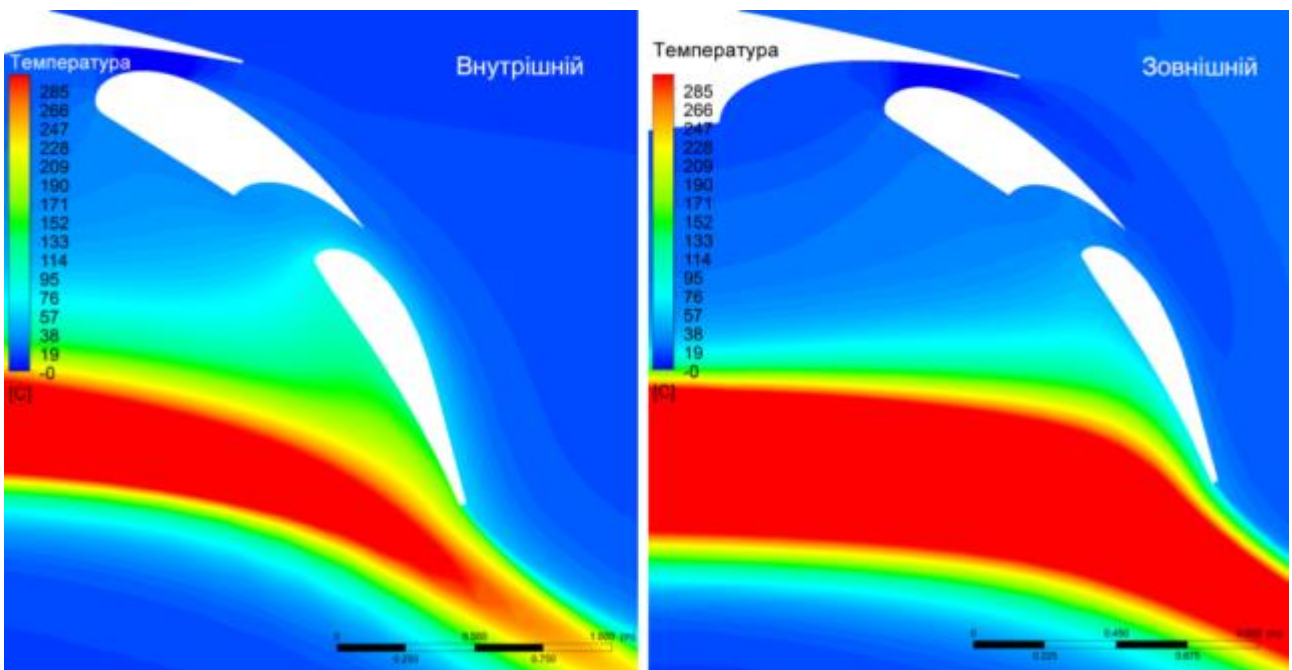


Рисунок 7.18 – Вплив механізації на поле температур при $\alpha = 10^\circ$

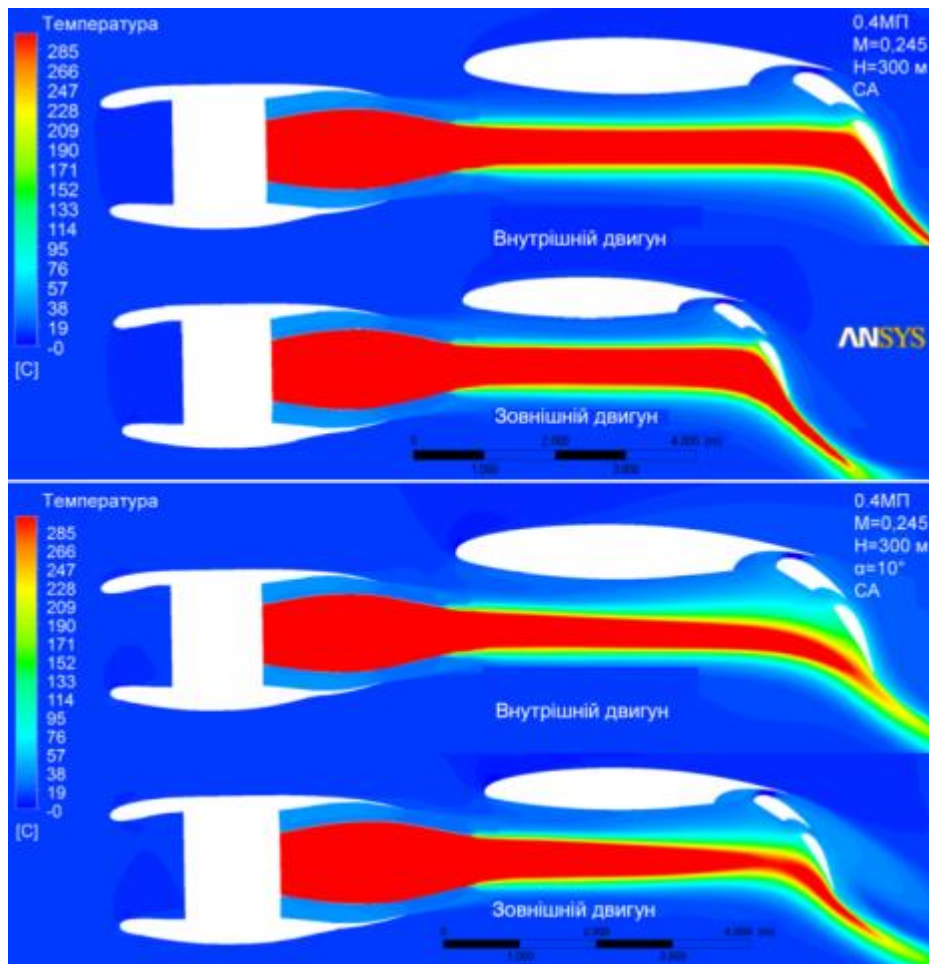


Рисунок 7.19 – Поле температур у поздовжньому перерізі при різних кутах атаки

Як видно з проведеного аналізу, така схема взаємного розміщення двигуна і крила літака не впливає на обтікання крила у крейсерській конфігурації, що покращує його характеристики.

На малих швидкостях внаслідок оптимізації взаємного розташування крило – двигун вдається забезпечити безвідривний «силовий» поворот потоку в конфігурації закрилків $\delta_3 = 60^\circ$ і тим самим забезпечити посадку на злітно-посадкову смугу довжиною 600...800 м.

Також має бути проведена оптимізація повітрязбірника ТРДД для отримання втрат повного тиску на вході не більше 1,5 %.

Таким чином, згідно зі сказаним вище у підрозділі 7.1:

1. Проаналізовано особливості конструкції вітчизняного військово-транспортного літака з ТГВД і спадкоємність використання досягнутих конструктивно-технологічних особливостей при створенні вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД.

2. Внесено змінення в конструкцію вітчизняного військово-транспортного

літака, які пов'язані з установленням ТРДД і необхідністю досягнення поліпшених характеристик.

3. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення піднімальної сили внаслідок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

4. Підтверджено відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

5. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака вказує:

- на значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки;
- зниження експлуатаційних витрат;
- досягнення необхідних нині і на перспективу показників шуму літака на місцевості.

6. Проведені дослідження характеристик реактивного струменя двигуна ТРДД показують, що при малих швидкостях і на землі змішання «гарячого» і «холодного» струменів відбувається швидше, ніж на великих швидкостях. На малих швидкостях реактивний струмінь розширюється швидше, ніж на великих. У перерізі хвостової ланки закрилка, в зоні його положення у повністю випущеному стані температура газу становить 176...444 °С.

7. «Гарячий» струмінь першого контуру і «холодний» струмінь другого контуру до досягнення зони механізації не встигають змішатися, «холодний» струмінь ізолює «гарячий» від взаємодії з закрилком. Проте у зв'язку з в'язкісним тертям і співвідношенням витрат через щілини механізації, в певному положенні двигунів ($\Delta X_{внутр} \leq 830$ мм, $\Delta X_{зовн} \leq 765$ мм) ізолююча частина «холодного» струменя повністю йде в щілину між кінцевою та основною ланками закрилка, а неізольований «гарячий» струмінь вступає в контакт з хвостовою ланкою закрилка, підвищуючи температуру поверхні закрилка в зоні контакту до 400 °С.

8. Визначено зони хвостової ланки закрилка, які потребують спеціального виконання для роботи при температурах до 400 °С.

9. Застосування ТРДД дозволяє істотно знизити втрати тяги завдяки зменшенню втрат на вході в двигун і поліпшити питомі витрати палива для літака на крейсерських режимах.

10. Виконано аналіз досягнутих переважних характеристик вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД в класі оперативно-тактичних літаків.

11. Відзначено істотне поліпшення льотно-технічних характеристик

вітчизняного військово-транспортного літака завдяки поліпшенню характеристик повітрозабірника двигуна.

12. Виконано оцінювання перерозподілу відборів потужності від двигуна при установленні ТРДД.

7.2 Удосконалення літаків сімейства Ан-148, Ан-158 і Ан-178 внаслідок використання єдиного двигуна Д-436-148ФМ

7.2.1 Сімейство літаків Ан-1Х8

Як зазначалося у розділі 1, для середніх магістральних літаків Ан-148 і Ан-158 розглядається можливість застосування двигуна Д-436-148ФМ (див. рисунок 1.7), який був створений для літака Ан-178 вантажної версії сімейства, що забезпечить таким літакам нові конкурентні переваги завдяки розширенню експлуатаційного діапазону застосування і діапазону польотів в умовах обледеніння, а також поліпшення їх характеристик щодо зменшення шуму на місцевості та емісії.

Слід зазначити, що на максимально надзвичайному режимі (МНР) тяга на двигуні Д-436-148ФМ на 19,4 % вище тяги двигуна Д-436-148Д, що досягнуто внаслідок оптимізації вентилятора, поліпшення газодинамічного тракту включно з модернізацією камери згоряння і турбінного каскаду.

Виконано необхідний обсяг стендових і льотних випробувань. Нині завершується сертифікація двигуна. На ДП «АНТОНОВ» і ЗМКБ «Івченко-Прогрес» було вивчено питання щодо установлення двигуна Д-436-148ФМ на літаки сімейства Ан-148, Ан-158. Будь-яких змінень конструкції двигуна і літака не потрібно. Двигун встановлюється на ті ж пілони без змінення мотогондoli і капотів двигуна.

Вивчено пов'язані з двигуном енергозалежні системи. На режимах застосування двигуна відповідно до Керівництва з льотної експлуатації (КЛЕ) літаків принципів змінень пов'язаних систем не потрібно. Необхідно модернізувати систему підготовки повітря і систему протиобледеніння повітрозабірника двигуна через збільшення температури повітря, що відбирається, і виконати уніфікацію колекторної частини електроджгутів двигуна.

Виконано інженерний аналіз порівняння льотно-технічних і злітних

характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ на основі розрахункових моделей аеродинамічних характеристик, одержаних у результаті оброблення льотних випробувань сертифікованого літака Ан-158 з урахуванням трубних досліджень, льотних випробувань літака Ан-178, даних КЛЕ літака Ан-158 [82] і висотно-швидкісних характеристик (ВШХ) силових установок Д-436-148Д [77] і Д-436-148ФМ [78]. Прийняті в розрахунку висотно-швидкісні характеристики двигуна Д-436-148ФМ [81] підтверджено в льотних випробуваннях літака Ан-178.

Виконано техніко-економічне оцінювання заміни двигунів на основі порівняння техніко-економічних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при експлуатації в різних атмосферних умовах.

Запропоновано основи створення сімейства літаків транспортної категорії різної конфігурації та призначення на базі одного двигуна.

Метою створення конкурентного сімейства літаків є вирішення традиційних задач або нових, які не вирішені [5].

Об'єктом аналізу є сімейство літаків Ан-1Х8, що об'єднує літаки різної пасажиромісткості Ан-148 (рисунок 7.20, *а*) і Ан-158 (рисунок 7.20, *б*), загальним для яких є злітна вага літака 43,7 т, і транспортну версію літака Ан-178 (рисунок 7.20, *в*). Основні льотно-технічні характеристики цих літаків наведено у таблиці 7.2.



а



б



в

а – Ан-148-201;
б – Ан-158-100;
в – Ан-178

Рисунок 7.20 – Сімейство літаків Ан-1Х8

Спільними для всього сімейства літаків є відокремлювана частина крила, пілони навішування двигуна, близькі мотогондоли, однакове хвостове оперення. Крім того, літаки обладнані однаковими системами життєзабезпечення, близькими пожежними і паливними системами, практично однаковою системою дистанційного керування літаком, системами захисту від протиобледеніння. Бортовий радіолокаційний комплекс і кабіна пілотів максимально уніфіковані.

Випуск літаків Ан-148, Ан-158 і Ан-178 зосереджено в Україні на одному підприємстві – ДП «АНТОНОВ», де широко застосовується уніфікація технологічних процесів при виготовленні агрегатів і складань літаків.

Таблиця 7.2 – Основні льотно-технічні характеристики літаків Ан-1Х8

Льотно-технічні характеристики	Ан-148-201	Ан-158-100	Ан-178Т
Максимальна злітна маса, т	43,7		52,4
Максимальна вантажопідйомність, т	-	-	18
Максимальна кількість пасажирів, люд.	92	102	-
Дальність, км	2900-4400	2500-3100	-
Дальність з вантажем, км - 18 т - 15 т - 10 т	-	-	990 1900 3690
Крейсерська швидкість, км/год	800-870	750-825	
Крейсерська висота польоту, м	12200		
Потрібна довжина злітно-посадкової смуги, м	1900	2200	

Всі виклики часу щодо посилення нормативних вимог у світі та Україні, запровадження нових функцій одночасно вирішуються для всього сімейства літаків при консолідованій модернізації, в тому числі й заміні двигуна.

Дослідженням застосування єдиної силової установки для літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178 при консолідованій модернізації присвячено цей підрозділ.

7.2.2 Аналіз злітних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436 148ФМ

Залежність максимально допустимої злітної ваги літака Ан-158 від висоти аеродрому і температури зовнішнього повітря з умови забезпечення градієнта набору висоти 2,4 % при зльоті з закрилками, випущеними на 20 °, подано на рисунку 7.21. Там же позначена межа (зелений колір), що дорівнює максимальній злітній вазі 43,7 т, обмеженій міцністю конструкції.

На рисунку 7.22 і в таблиці 7.3 наведено залежності, що показують значення максимальної висоти аеродрому залежно від температури зовнішнього повітря, при якій забезпечується зліт з градієнтом набору висоти 2,4 % із закрилками, випущеними на 20 °.

На рисунку 7.23 і в таблиці 7.4 наведено залежність від висоти аеродрому максимально допустимої злітної ваги з умови забезпечення градієнта 2,4 % при закрилках, випущених на 20 °, для температурних умов СА (стандартна атмосфера), СА + 20 °С і СА + 30 °С.

Одержані дані показують істотну перевагу літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ. При цьому, як видно з наведених даних в таблиці 7.3, літак Ан-158 має надлишок тяги з двигуном Д-436-148Д до температури зрізання при висотах аеродрому не вище ~1000 м, а з двигуном Д-436-148ФМ – при висотах аеродрому не вище ~ 2000 м.

Працює один двигун Д436-148ФМ у режимі МЧР
 Конфігурація крила літака – злітна
 $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нс}=22^\circ$ Шасі прибрано
 $\eta_{v2} = 2,4\%$

Висота над рівнем моря ВПС у точці відриву -120 м
 Швидкість набору висоти V_2
 за рис. 7.2.2-1 РЛЕ
 Умови обледеніння відсутні
 ПОС вимкнута, СКП вимкнута

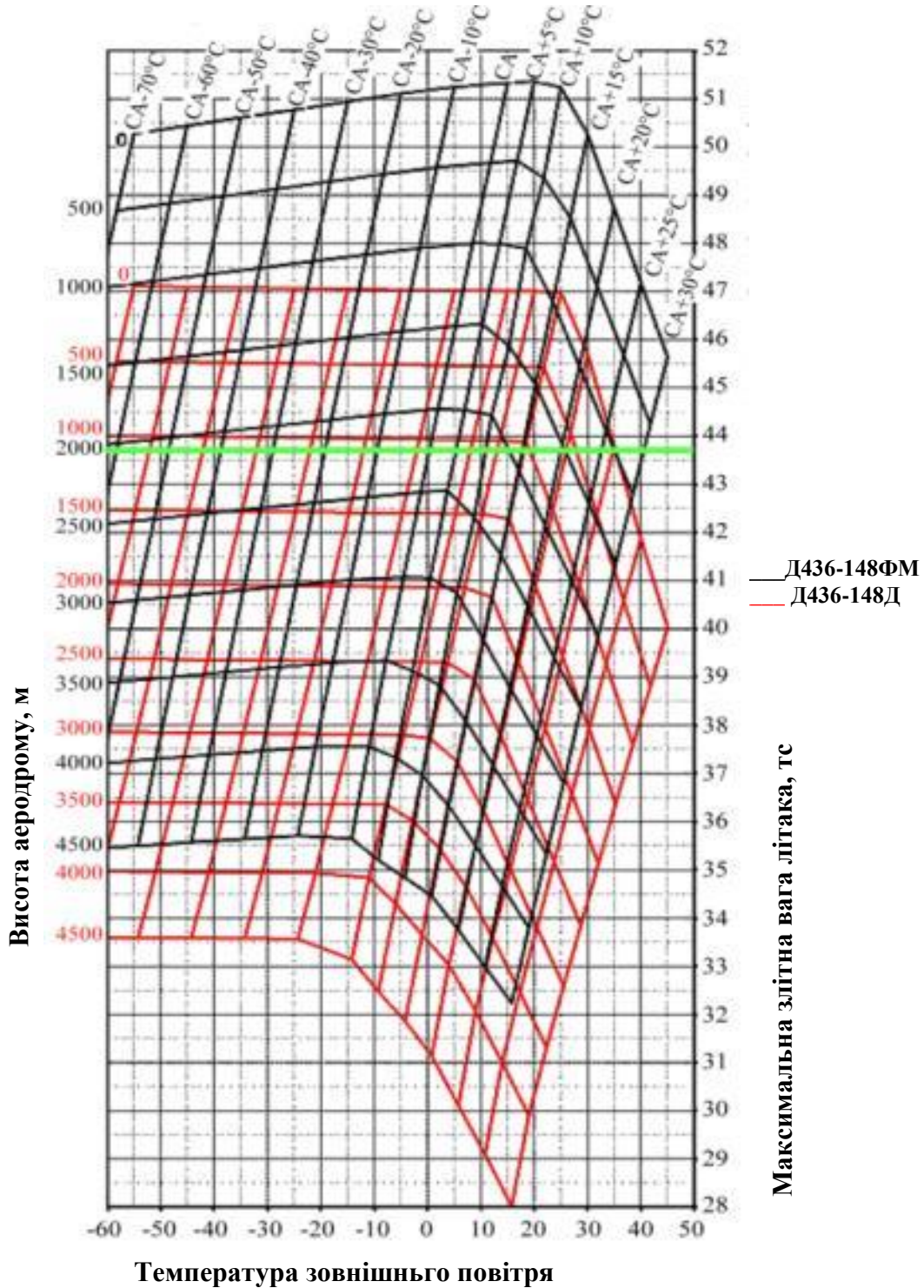
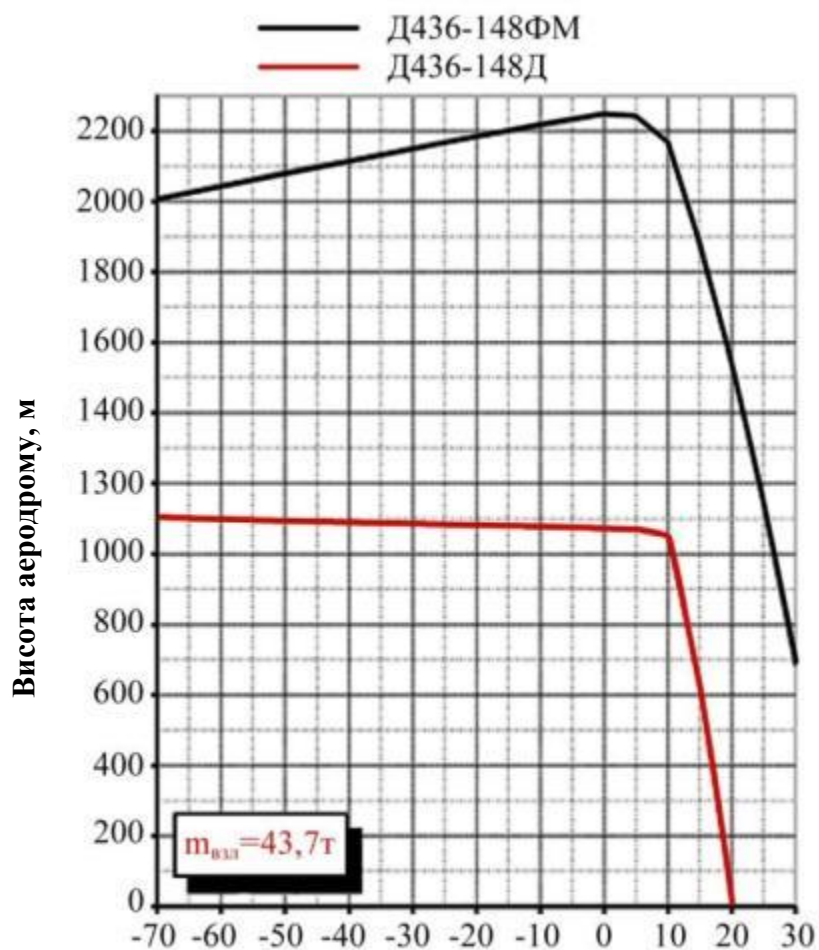


Рисунок 7.21 – Максимально допустима вага літака Ан-158



Відхилення від стандартної температури $\Delta T, \text{ C}^\circ$

Рисунок 7.22 – Максимальна висота аеродрому, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 вагою 43,7 т з градієнтом 2,4 %

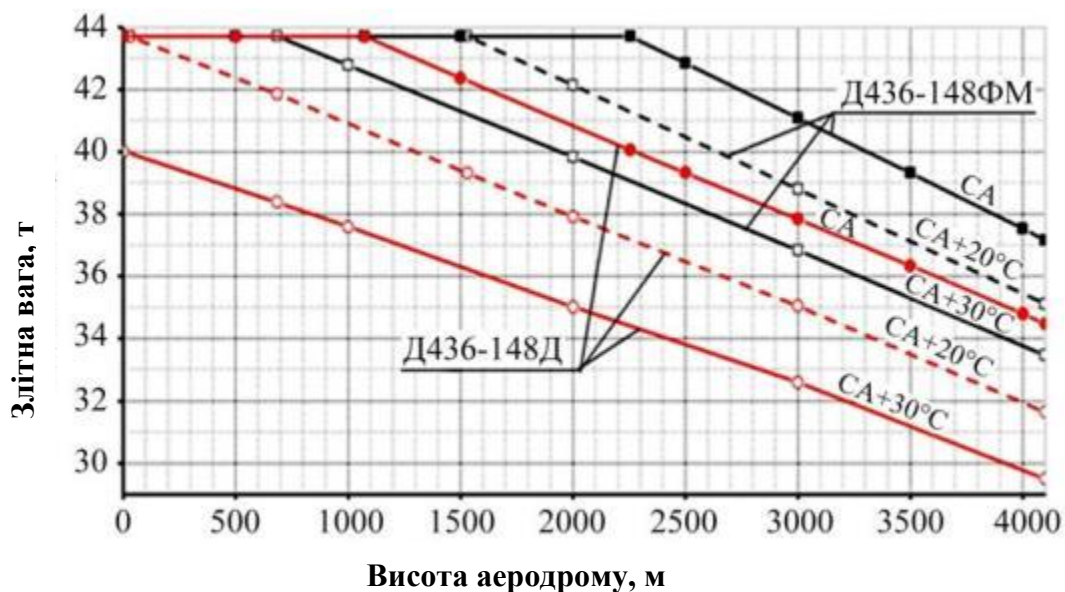


Рисунок 7.23 – Максимально допустима злітна вага, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 з градієнтом 2,4 %

Таблиця 7.3 – Максимальна висота аеродрому, при якій забезпечується зліт літака Ан-158 вагою 43,7 т з градієнтом 2,4 %

Температура, °С	Висота аеродрому, м	
	Д-436-148ФМ	Д-436-148Д
-70	2007	1104
-60	2044	1099
-50	2080	1095
-40	2116	1090
-30	2150	1085
-20	2184	1081
-10	2217	1076
0	2249	1072
5	2242	1069
10	2167	1054
15	1881	626
20	1538	21
20,15	1527	0
25	1140	-
30	685	-

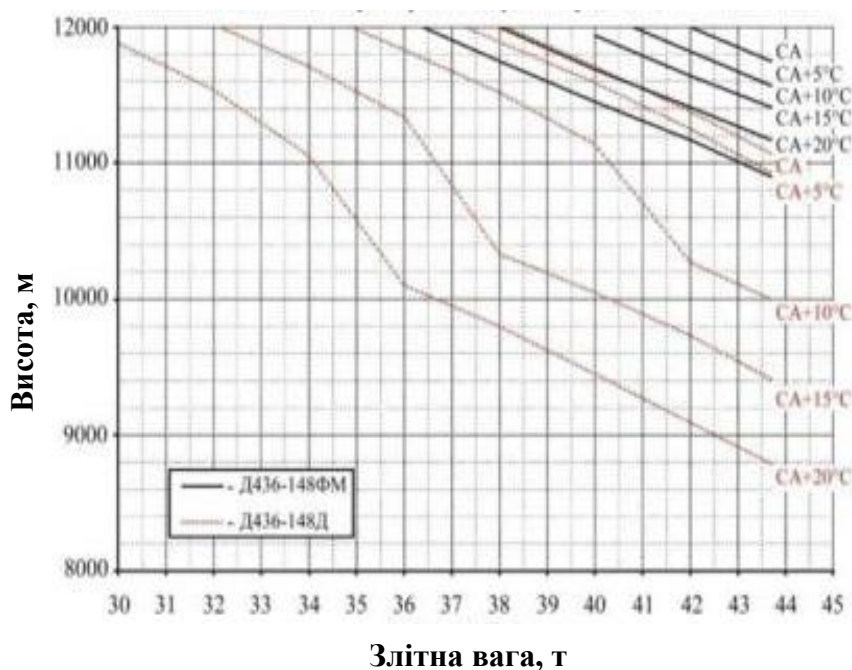
Таблиця 7.4 – Максимально допустима злітна вага, що забезпечує зліт літака Ан-158 з градієнтом 2,4%

Дальність, м	Температура, °С	Максимально допустима злітна вага, тс		Збільшення максимального корисного навантаження, т	Збільшення максимальної кількості пасажирів	Збільшення максимальної дальності польоту, км
		Д-436-148ФМ	Д-436-148Д			
2000	30	39,839	35,018	4,821	50	2163
3000	30	36,835	32,594	4,241	44	1998
4100	30	33,459	29,500	3,959	41	1984
2000	20	42,142	37,914	4,228	44	1782
3000	20	38,807	35,048	3,759	39	1681
4100	20	35,108	31,639	3,469	36	1665
2000	0	43,700	40,833	2,867	30	1110
3000	0	41,092	37,837	3,256	34	1367
4100	0	37,159	34,481	2,678	28	1197

7.2.3 Льотно-технічні характеристики літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ. Діаграма «вантаж–дальність»

Залежність максимальних висот крейсерського польоту (залишкова швидкопідйомність – 1,5 м/с) літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ в різних температурних умовах від злітної ваги при роботі двох двигунів на максимальному тривалому режимі показано на рисунку 7.24.

Конфігурація польотна ($\delta_3=0$)
 Працюють обидва двигуни на максимальному тривалому режимі
 Швидкість набору – 460 км/год, $M = 0,73$
 Залишкова швидкопідйомність 1,5 м/с
 СКП вимкнута
 Умови обледеніння відсутні, відбирання повітря на ПОС вимкнено

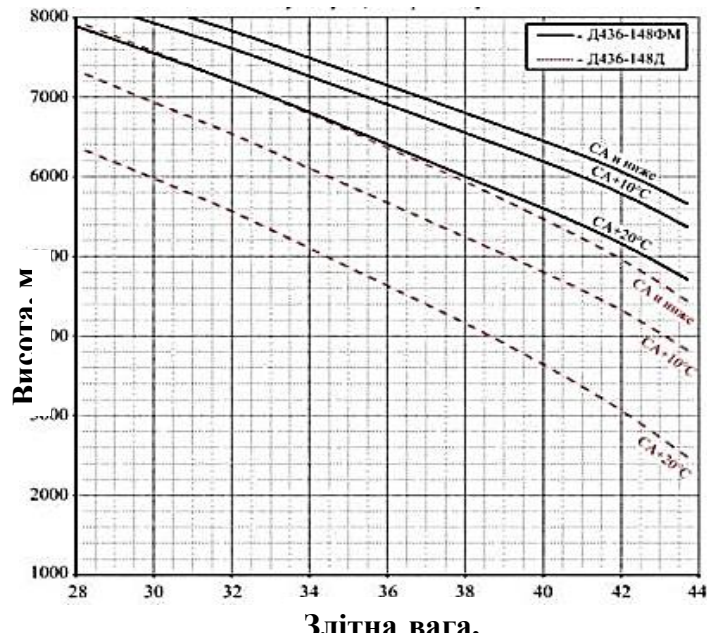


Умови	Перевищення максимальної висоти крейсерського польоту с двигунами Д436-148ФМ, м
CA...CA+5	+500...600 м
CA+10	+1100...1400 м
CA+15	+1650...1750 м
CA+20	+2000...2100 м

Рисунок 7.24 – Максимальні висоти крейсерського польоту літака Ан-158 з двома працюючими двигунами

Залежність гарантованих стель (повний градієнт набору висоти – 1,1 %) літака Ан-158 у різних температурних умовах від злітної ваги при роботі одного двигуна на злітному режимі показано на рисунку 7.25.

Конфігурація польотна ($\delta_3=0$)
 Працюють обидва двигуни на злітному режимі
 Швидкість набору: 390 км/год (для злітної ваги – до 42 тс)
 400 км/год (для злітної ваги – більше 42 тс)
 Повний градієнт набору – 1,1 %
 СКП вимкнута



Умови	Перевищення гарантованих стель з одним робочим двигуном Д436-148ФМ:
СА	+300...600 м
СА+10	+500...750 м
СА+20	+750...1100 м

Рисунок 7.25 – Гарантовані стелі літака Ан-158 з одним працюючим двигуном

Подані дані свідчать про суттєве розширення області експлуатації за крейсерськими висотами польоту літака Ан-158 при встановленні двигунів Д-436-148ФМ, особливо при підвищених температурах зовнішнього повітря.

У таблиці 7.5 показано порівняння льотно-технічних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при перевезенні максимального вантажу 9800 кг з максимальною злітною вагою 43,7 т при польоті з крейсерськими швидкостями 780 км/год і 820 км/год в умовах СА і СА + 10 °С (вага порожнього літака, спорядженого двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ, становить 26101,5 кг і 26223,5 кг відповідно). Дані таблиці 7.5 свідчать про нижчі

рейсові витрати палива і, відповідно, більш високу паливну ефективність при експлуатації літака з двигунами Д-436-148ФМ відносно двигунів Д-436-148Д. Ця перевага збільшується при експлуатації на підвищених швидкостях і температурах зовнішнього повітря.

Таблиця 7.5 – Порівняння льотно-технічних характеристик літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ

Тип двигуна	Крейсерська висота ¹⁾ , м	Резерв палива ²⁾ , кг	Практична дальність польоту, км	Середня годинна витрата за профілем, кг/год	Зміна середньої годинної витрати щодо Д-436-148Д, %	Середня кілометрова витрата за профілем, кг/год	Зміна середньої кілометрової витрати щодо Д-436-148Д, %	Паливна ефективність з практичної дальності г/(т-км),	Зміна паливної ефективності щодо Д-436-148Д
Крейсерська швидкість – 780 кг/год									
Умови СА									
Д-436-148Д	10970	1703	2363	1874	-	2,579	-	263,2	-
Д-436-148Ф М	11580	1681	2336	1873	0	2,566	-0,5	261,8	-0,5
Умови СА + 10									
Д-436-148Д	9750	1811	2200	1953	-	2,696	-	275,1	-
Д-436-148Ф М	11280	1687	2330	1882	-3,6	2,571	-4,6	262,3	-4,6
Крейсерська швидкість – 820 кг/год									
Умови СА									
Д-436-148Д	10970	1889	2203	2008	-	2,682	-	273,7	
Д-436-148Ф М	11580	1880	2232	1983	-1,2	2,625	-2,1	267,8	-2,1
Умови СА + 10									
Д-436-148Д	9750	2008	2059	2101	-	2,811	-	286,9	-
Д-436-148Ф М	11280	1807	2259	1970	-6,2	2,598	-7,6	265,1	-7,6
¹⁾ Залишкова швидкопідйомність при виході на ешелон – 1,5 м/с ²⁾ Резерв палива на 60 хв польоту на крейсерській висоті та швидкості									

При зльоті в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я приріст максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ дозволяє збільшити наявну пасажиромісткість на 30...50 чоловік при незмінній дальності польоту або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км при незмінній кількості пасажирів.

Потрібні тяги, що забезпечують крейсерський політ на зазначеній висоті та швидкості, знаходяться в діапазоні ~1300...1400 кг.

Дросельну характеристику двигунів Д-436-148Д і Д-436-148ФМ подано на рисунку 7.26.

Діаграму «вантаж–дальність» літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при польоті на швидкості 780 км/год (справжня швидкість) в умовах СА-штиль показано на рисунку 7.27. Максимальна вага палива, що заправляється, становить 11750 кг.

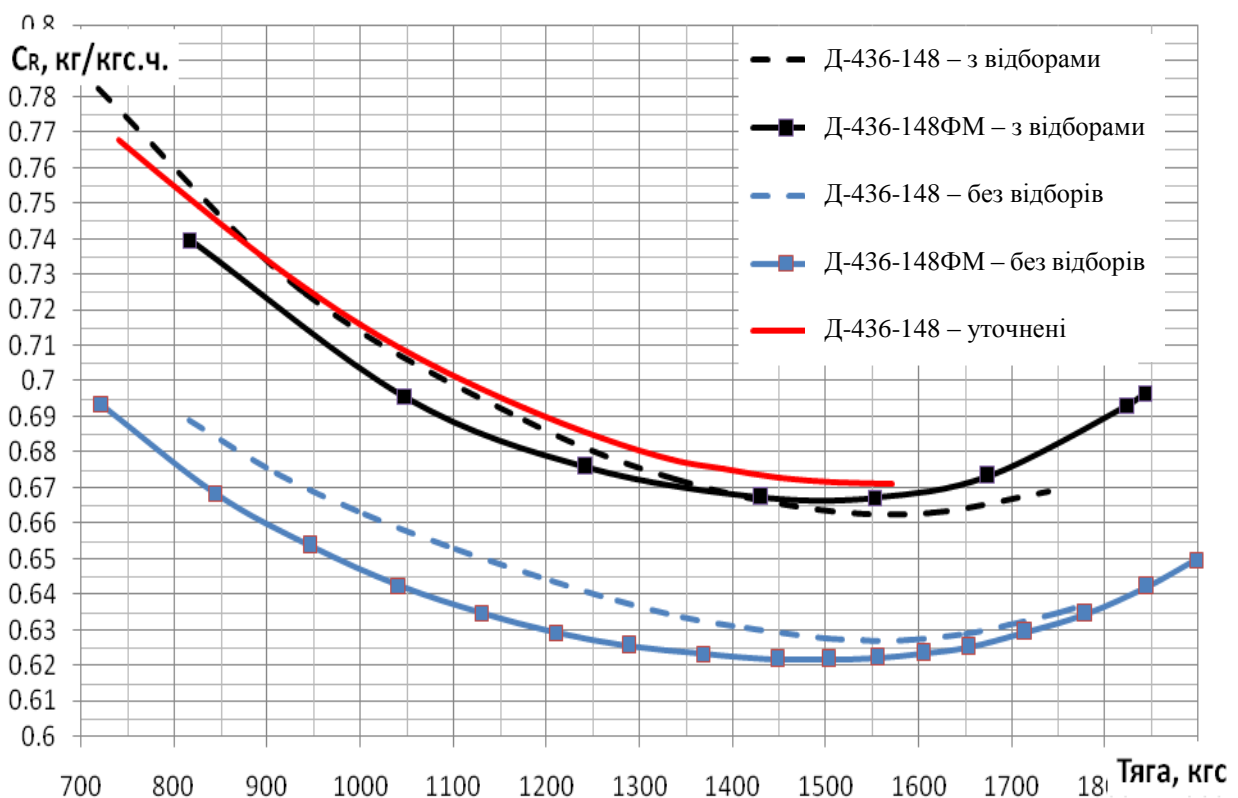


Рисунок 7.26 – Дросельна характеристика двигунів ($F_{\text{сопла}} = 6800 \text{ см}^2$) в умовах СА, $H = 11000 \text{ м}$, $M = 0,75$

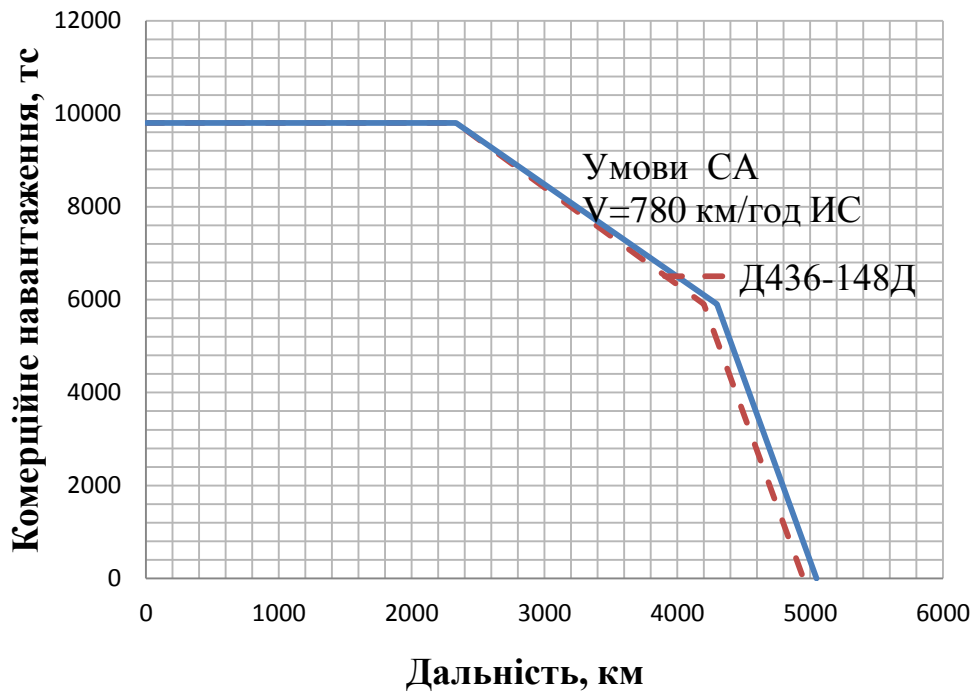


Рисунок 7.27 – Діаграма «вантаж–дальність» в умовах СА для літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д ($H = 10970...11890$ м) і Д-436-148ФМ ($H = 11580...12190$ м)

7.2.4 Техніко-економічне оцінювання заміни двигуна Д-436-148Д на Д-436 148ФМ на літаку Ан-158

Основними показниками для проведення техніко-економічного оцінювання вважаються рівень витрати палива, кількість перевезених пасажирів за рік, вартість пасажиро-кілометра у різних умовах експлуатації. Основні показники визначаються на основі залежності льотно-технічних характеристик літаків у різних атмосферних умовах їх експлуатації в частині максимального комерційного завантаження для заданих відстаней польоту і наявності переваг у літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ.

Основою техніко-економічного оцінювання є:

- порівняння різниці в цінах серійних літаків Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ при заданій програмі випуску;
- визначення показників паливної ефективності літака, річного пасажиропотоку залежно від льотно-технічних і експлуатаційних (злітних, ресурсних тощо) характеристик двигунів, що порівнюються;
- порівняння прямих експлуатаційних витрат на пасажиро-кілометр (ПЕВ на пасажиро-кілометр) з урахуванням технічних і ресурсних можливостей кожного з

двигунів залежно від маршрутної мережі з різними атмосферними умовами окремо, а також комбінації різних атмосферних умов для моделювання реальних умов експлуатації для виявлення економічних переваг літака Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ;

- аналіз впливу зльоту літака Ан-158 з двигуном Д-436-148-ФМ на режимах, які забезпечують зменшення режимів роботи двигуна і підвищення його експлуатаційних (ресурсних) характеристик, а саме вплив виключно режиму «максимально тривалий» на вартість ПЕВ на пасажиро-кілометр.

Порівняльне оцінювання експлуатаційних показників літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ, що має найбільший потенціал попиту і продажів, проведено залежно від річного нальоту, маршрутної мережі для різних атмосферних умов.

Для техніко-економічного аналізу використовують ціну серійного літака Ан-158 з вартістю витрат на дослідно-конструкторські роботи (ДКР) (рисунок 7.28).

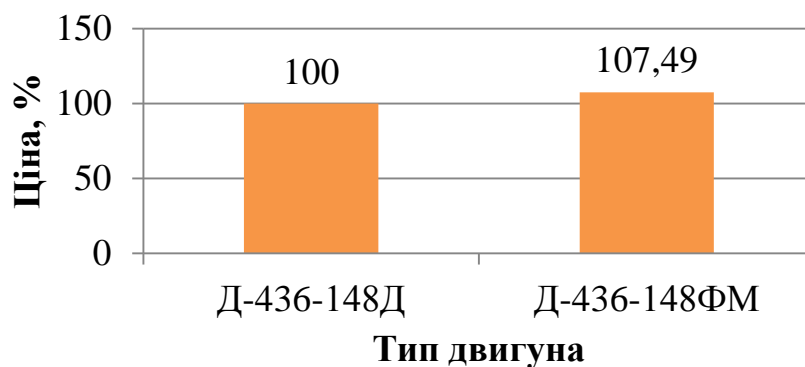


Рисунок 7.28 – Порівняння ціни літака Ан-158 залежно від типу двигуна

Техніко-економічне оцінювання експлуатації літака Ан-158 з різними двигунами виконано при річному нальоті 2500 льотних годин, на маршрутах з відстанню 1000...3000 км залежно від висоти аеродрому, температур зовнішнього повітря.

Для порівняння річного пасажиропотоку і ПЕВ для відповідних типів атмосферних умов довжина ЗПС літака з двигунами Д-436-148Д зведена до довжини ЗПС літака з двигуном Д-436-148ФМ. При цьому максимальна злітна маса літака Ан-158 з двигуном Д-436-148Д має обмеження по довжині ЗПС.

Для оцінювання експлуатації літака з двигуном Д-436-148ФМ виключно при виконанні зльоту в режимі «максимально тривалий» враховувався вплив цього режиму на кількість планових оглядів двигуна у цеху і, як наслідок, на вартість

технічного обслуговування.

Оцінювання паливної ефективності проведено в умовах європейського регіону в порівнянних умовах без урахування можливого збільшення річного нальоту на літаку Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ внаслідок розширення мережі експлуатації на рейсах з високими температурами зовнішнього повітря і високогір'я (таблиця 7.6).

Таблиця 7.6 – Паливна ефективність літака Ан-158 при максимальному комерційному завантаженні порівнюваних двигунів

Умови експлуатації	Тип двигуна	Паливна ефективність при максимальному комерційному завантаженні, г/пас.-км				
		Дальність рейсу, км				
		1000	2000	2200	2400	3000
СА	Д-436-148Д	28,2	25,7	25,4	25,2	28,2
	Д-436-148ФМ	28,0	25,5	25,3	25,0	27,9
СА + 10	Д-436-148Д	29,3	25,7	26,5	27,2	30,8
	Д-436-148ФМ	28,4	25,5	25,3	25,6	28,0
СА $H_{аеродрому} = 2000$ м	Д-436-148Д	28,0	28,6	29,5	30,5	36,0
	Д-436-148ФМ	27,8	25,5	25,3	25,5	27,9
СА + 20 $H_{аеродрому} = 2000$ м	Д-436-148Д	35,0	39,6	41,9	44,6	58,1
	Д-436-148ФМ	28,2	26,2	27,1	27,9	32,0

Таблиця 7.7 – Вартість технічного обслуговування літака Ан-158

Річний наліт, л.год	Тип двигуна	Вартість технічного обслуговування, USD/год			
		Тривалість польоту, л.год			
		1 год	2 год	3 год	4 год
1500	Д436-148Д	875	650	575	564
	Д-436-148ФМ	851	656	615	604
2000	Д436-148Д	857	628	553	541
	Д-436-148ФМ	833	634	593	581
2500	Д436-148Д	846	618	538	527
	Д-436-148ФМ	822	624	578	567
3000	Д436-148Д	832	611	529	518
	Д-436-148ФМ	808	617	569	558

Вартість технічного обслуговування літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ наведено в таблиці 7.7.

Порівняння максимальної кількості перевезених за рік пасажирів на літаку Ан-158 з двигунами Д-436-148Д і Д-436-148ФМ проведено при 100 % завантаженні пасажирами літака на рейсах 1000...3000 км (рисунки 7.29, 7.30).

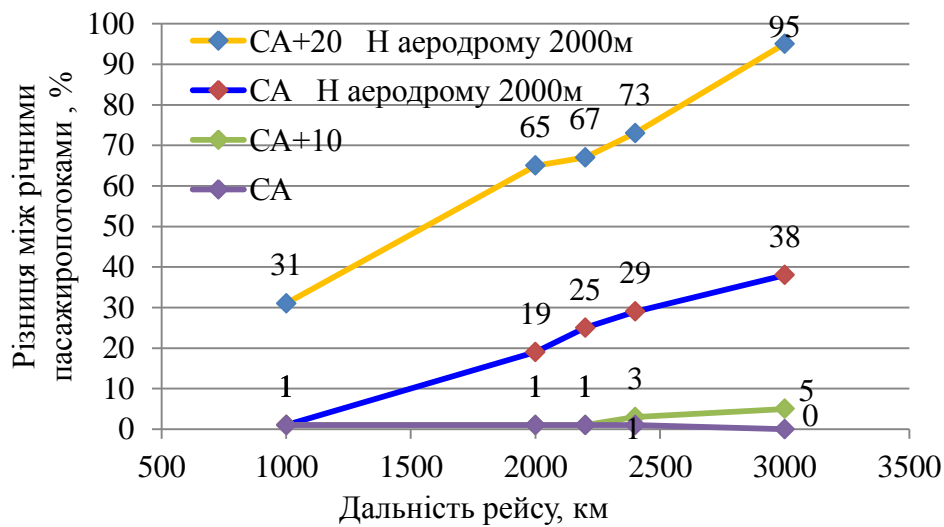


Рисунок 7.29 – Різниця між річними пасажиропотоками літака Ан-158 з двома типами двигунів у відносному вираженні залежно від атмосферних умов експлуатації

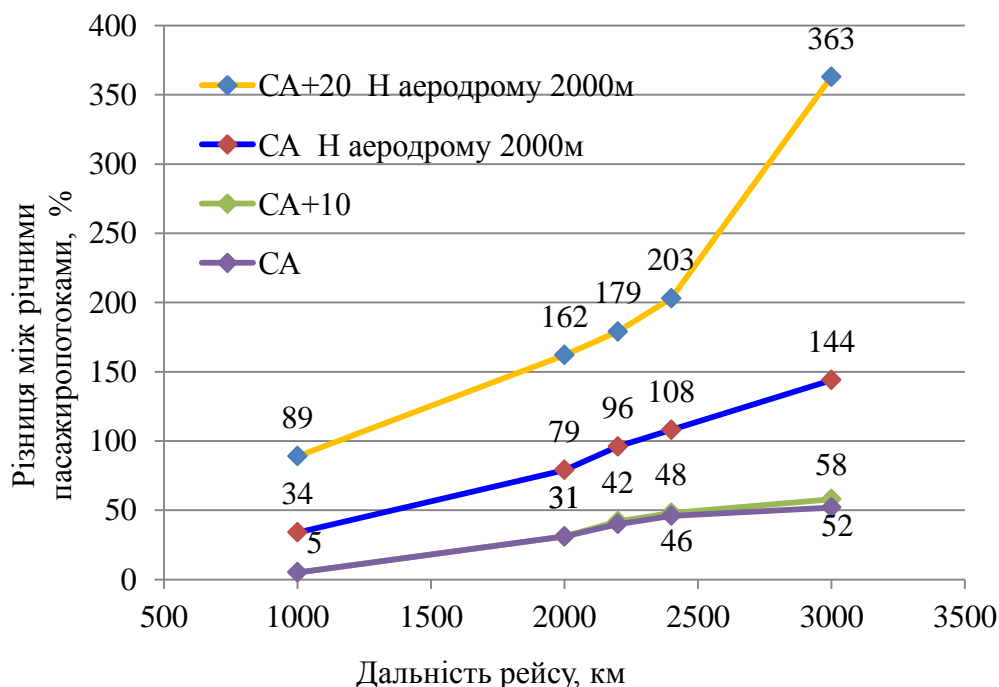


Рисунок 7.30 – Різниця між річними пасажиропотоками літака Ан-158 з двома типами двигунів у відносному вираженні залежно від атмосферних умов експлуатації з урахуванням обмеження дистанції зльоту

Порівняння ПЕВ на пасажиро-кілометр літаків Ан-158 з двигунами Д436-148ФМ і Д436-148Д залежно від швидкісних режимів, відсотка рейсів з різними температурними і висотними умовами експлуатації проведено для дальності 2400 км (рисунок 7.31).

Таким чином, у результаті проведених досліджень, викладених у підрозділі 7.2, доведено, що застосування двигунів Д-436-148ФМ на літаках типу Ан-148-100 і Ан-158 приводить до поліпшення злітних характеристик зазначених типів літаків порівняно із застосуванням двигуна Д-436-148Д.

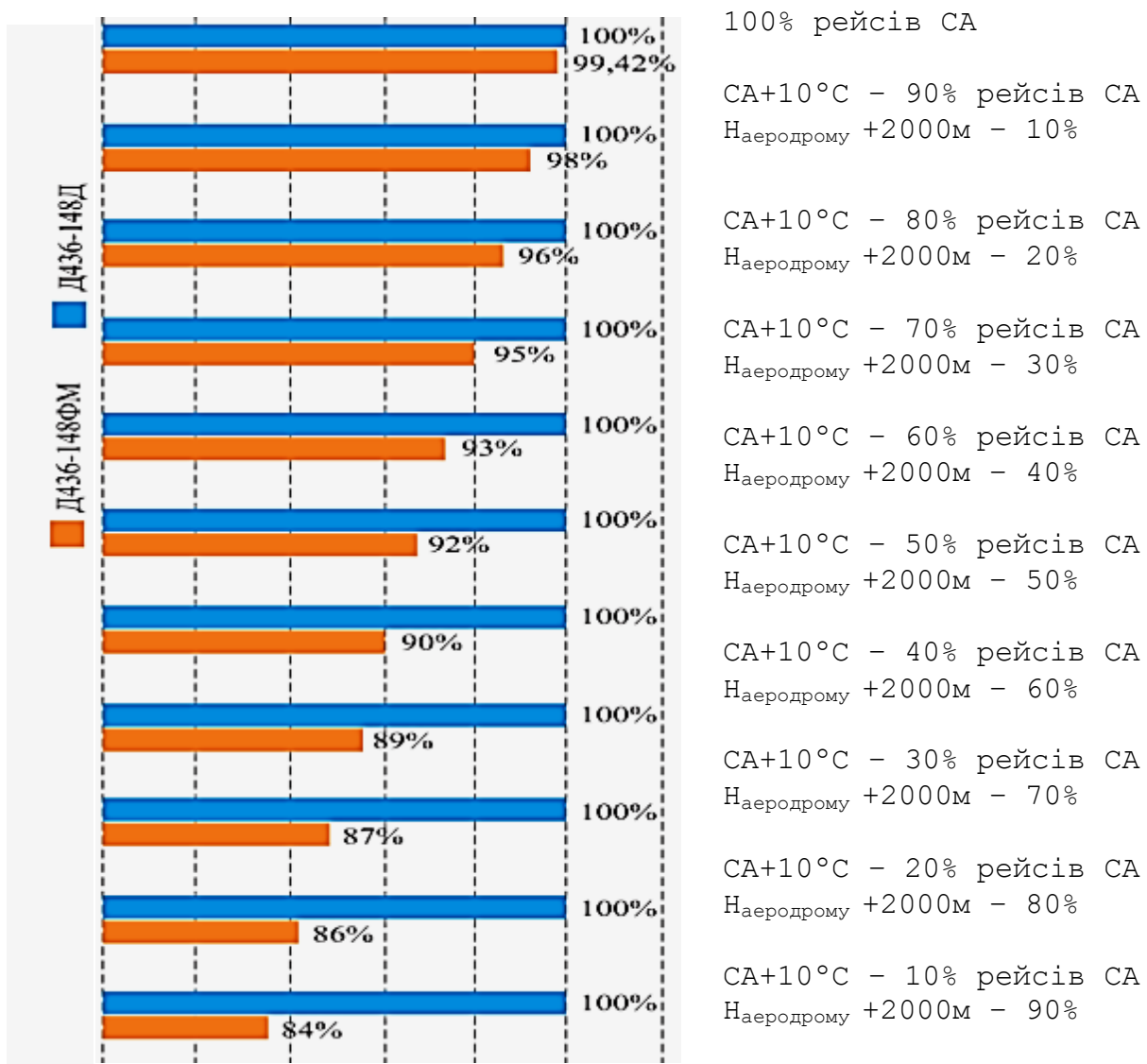


Рисунок 7.31 – Порівняння ПЕВ на пасажиро-кілометр літака Ан-158 з двома типами двигунів на дальності 2400 км залежно від співвідношення кількості рейсів в умовах СА°C+ 10 і СА, $H_{аеродрому} = 2000$ м на маршрутній мережі

Літак з двигуном Д-436-148ФМ має максимальні висоти крейсерського польоту з двома працюючими двигунами, що перевищують відповідні характеристики літака з двигуном Д-436-148Д на 500...600 м в умовах СА...СА + 5 °С, 1100...1400 м в умовах СА + 10 °С і 2000...2100 м в умовах СА + 20 °С.

Літак з двигуном Д-436-148ФМ має гарантовані стелі з одним працюючим двигуном, що перевищують відповідні характеристики літака з двигуном Д-436-148Д на 300...600 м в умовах СА, 500...750 м в умовах СА + 10 °С і 750...1100 м в умовах СА + 20 °С.

Літак Ан-158 з двигуном Д-436-148ФМ має дальності польоту на крейсерській швидкості 780 км/год ІШ в умовах СА, що практично збігаються.

При польоті на крейсерських швидкостях 820 км/год ІШ в умовах СА перевага в дальності польоту з двигуном Д-436-148ФМ становить 1,3...3,3 %, а при температурних умовах СА + 10 °С і вище – досягає 4...7 % (780 км/год ІШ) і 9...12 % (820 км/год ІШ).

Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30...50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги внаслідок менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

Порівняння річного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і при атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість пасажирів внаслідок різниці в комерційному навантаженні літаків від 5 % до 363 %.

В умовах оцінювання варіанта зльоту літака з двигуном Д-436-148ФМ

виключно на режимі «максимально тривалий» напрацювання до першого і наступних планових оглядів у цеху зростуть і при нормальних умовах експлуатації до відпрацювання 40000 год скоротять кількість планових оглядів у цеху з трьох до двох (перший плановий огляд у цеху – 12000...14000 год і 4500...6000 циклів, другий – 25000...27000 год і 10500...11500 циклів), що приведе до зниження вартості льотної години двигуна при тривалості польотного циклу 2:00 на 10,4 % і, як наслідок, зменшить ПЕВ.

Порівняльний аналіз експлуатації літака Ан-158 з різними двигунами показує, що ПЕВ на пасажиро-кілометр літака з двигунами Д-436-148ФМ зменшується при підвищенні температурних режимів експлуатації і в умовах високогір'я порівняно з літаком з двигунами Д-436-148Д.

Льотно-технічні та злітні характеристики літака Ан-158 з двигунами Д-436 148ФМ при експлуатації в різних атмосферних умовах забезпечують йому можливість нальотів орієнтовно на 7...10 % більше порівняно з літаком Ан-158 з двигунами Д-436-148Д завдяки використанню літака на рейсах, які при експлуатації літака Ан-158 з двигунами Д-436-148Д будуть економічно ефективними.

Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, яка може бути запропонована для практичної реалізації.

7.3 Розроблення концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки

7.3.1 Обґрунтування доцільності модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 шляхом оснащення гібридною силовою установкою

Пасажирські літаки Ан-24, Ан-140 і легкий рамповий військово-транспортний літак Ан-26 належать до літаків у ваговій розмірності 20...25 т. Аналіз шляхів модернізації показав, що у нових ринкових умовах актуальними стають два шляхи розвитку легкої авіатехніки «АНТОНОВ»: перший – модернізація існуючого парку літаків Ан-26, а другий – створення на базі літака Ан-140 рампового транспортного варіанта Ан-140Т.

Значна кількість літаків Ан-26 перебуває в активній експлуатації, а ресурс багатьох з них дозволяє застосовувати їх ще не менше 15 – 20 років. При цьому технічний рівень їх бортового обладнання застарів і потребує заміни. Створення ж нового літака такого класу потребує значних витрат. Слід також враховувати, що нині існує конкурентне середовище у вигляді зарубіжних легких військово-транспортних літаків (ЛВТЛ) С295, С-27J та Ил-112.

Легкий регіональний пасажирський літак Ан-140 має технічний рівень кінця 1990-х років. Подальший розвиток і створення на його базі легкого рампового транспортного варіанта Ан-140Т є можливим лише у разі глибокої модернізації агрегатів і систем з одночасним підвищенням техніко-економічного рівня.

Дослідження ДП «АНТОНОВ» показують, що потужності існуючих двигунів сімейства ТВЗ-117ВМА-СБМ1 недостатньо для створення конкурентоспроможного літака вантажопідйомністю близько 5,5 т. Застосування технічних рішень, подібних розміщенню на борту Ан-26 додаткового турбореактивного двигуна типу РУ-19А-300, знижує вагову досконалість літака, його паливну ефективність, підвищує рівень шуму на місцевості та збільшує викиди в атмосферу шкідливих речовин.

Одним із шляхів модернізації розглядається оснащення літаків Ан-26 і Ан-140 гібридними маршовими силовими установками (ГМСУ), що складаються з газотурбінного і силового електродвигуна, який приводить в обертання повітряний гвинт. Це покращує їх характеристики і дозволяє їм експлуатуватися в умовах екологічних обмежень. Результати дослідження показують істотне поліпшення льотних характеристик літаків, а також відповідність їх сучасним і прогнозованим екологічним нормам.

У роботах [123, 135, 136] наведено інформацію стосовно розроблення авіатехніки з гібридною маршовою силовою установкою для літаків із злітною масою не більше 8620 кг, що відповідає вимогам норм льотної придатності FAR-23 або CS-23. Такі літаки мають масу комерційного навантаження не більше 2,5 т. Розроблення нових літаків у більш високій ваговій категорії і в класі норм

льотної придатності FAR-25 і CS-25 сьогодні стримується низкою факторів. Перш за все, немає інформації про практичне розроблення гібридних авіаційних силових установок потужністю 2500 к.с. і більше. Також стримуючим фактором є висока вартість розроблення та сертифікації нового літака в межах норм FAR-25 і CS-25. Тому сьогодні подібні опрацювання мають поки що чисто теоретичний характер, як у роботі [136], де подано гіпотетичний літак у розмірності ATR-72-600. Також в цьому напрямку ведуться й експериментальні опрацювання для створення демонстратора технологій [137].

Оцінювання існуючих у світі варіантів конфігурації гібридної маршової силових установки дозволило визначитися з вибором типу такої установки для цього дослідження [132].

Таким чином, метою дослідження є опрацювання практичної можливості створення транспортного літака з гібридною маршовою силовою установкою у розмірності 20...25 т злітної маси.

Для розроблення концепції модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силових установки необхідно було:

- провести аналіз існуючих гібридних маршових силових установок і довести можливість створення літака з ГМСУ в умовах України;
- обґрунтувати концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силових установки з вибором схеми ГМСУ;
- проаналізувати енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики для різних модернізованих літаків.

На основі одержаних наукових результатів можна прогнозувати перспективність такого напрямку як для удосконалення існуючого парку літаків, так і проєктування нових літаків, у тому числі на базі вітчизняних двигунів.

7.3.2 Аналіз існуючих гібридних маршових силових установок

Поняття гібридної маршової силових установки (ГМСУ) означає наявність в її складі газотурбінного двигуна (ГТД), силового електродвигуна (ЕД), повітряного гвинта або вентилятора, акумуляторної батареї (АКБ) і засобів

керування і комутації.

Нині застосування ГМСУ розглядається у межах загальносвітової тенденції підвищення інтересу до маршових електричних силових установок, пов'язаної, насамперед, з посиленими екологічними обмеженнями на викид в атмосферу шкідливих речовин.

Розвиток маршових електричних силових установок, у свою чергу, залежить від прогресу в частині розроблення безпосередньо самих електродвигунів і збільшення густини заряду акумуляторних батарей. На рисунку 7.32 подано бачення компанії SAFRAN (Франція) етапів розвитку маршових електричних силових установок в авіації [138].

Проведені в Україні й за рубежом [136] дослідження можливих схем ГМСУ потужністю 2500...3000 к.с. (1850...2250 кВт) щодо досліджуваних літаків Ан-26, Ан-140 дозволили сформуванню два можливих варіанти застосування.

Варіант I – *послідовна схема*. Принциповим моментом у цій схемі є те, що безпосередній привід рушія – повітряного гвинта або вентилятора – здійснюється тільки електродвигуном. Живлення електродвигуна практично на всіх етапах польоту забезпечує ГТД, який, по суті, є однорежимним і запускає електрогенератор (або електрогенератори). Це дозволяє використовувати ГТД, який спеціально оптимізований для зазначених умов, тим самим мінімізувавши його габаритні розміри, масу, витрату палива та збільшивши ресурс. Акумуляторна батарея в цьому випадку використовується як буфер-накопичувач електроенергії та для живлення ЕД в аварійних ситуаціях, що дозволяє мінімізувати її ємність, відповідно, розміри, масу і вартість.

Прикладом використання такої схеми може бути ГМСУ, що розробляється в зарубіжному проєкті Zunum Aero Hybrid-electric Small Regional Aircraft [132], який частково фінансується компанією Boeing.

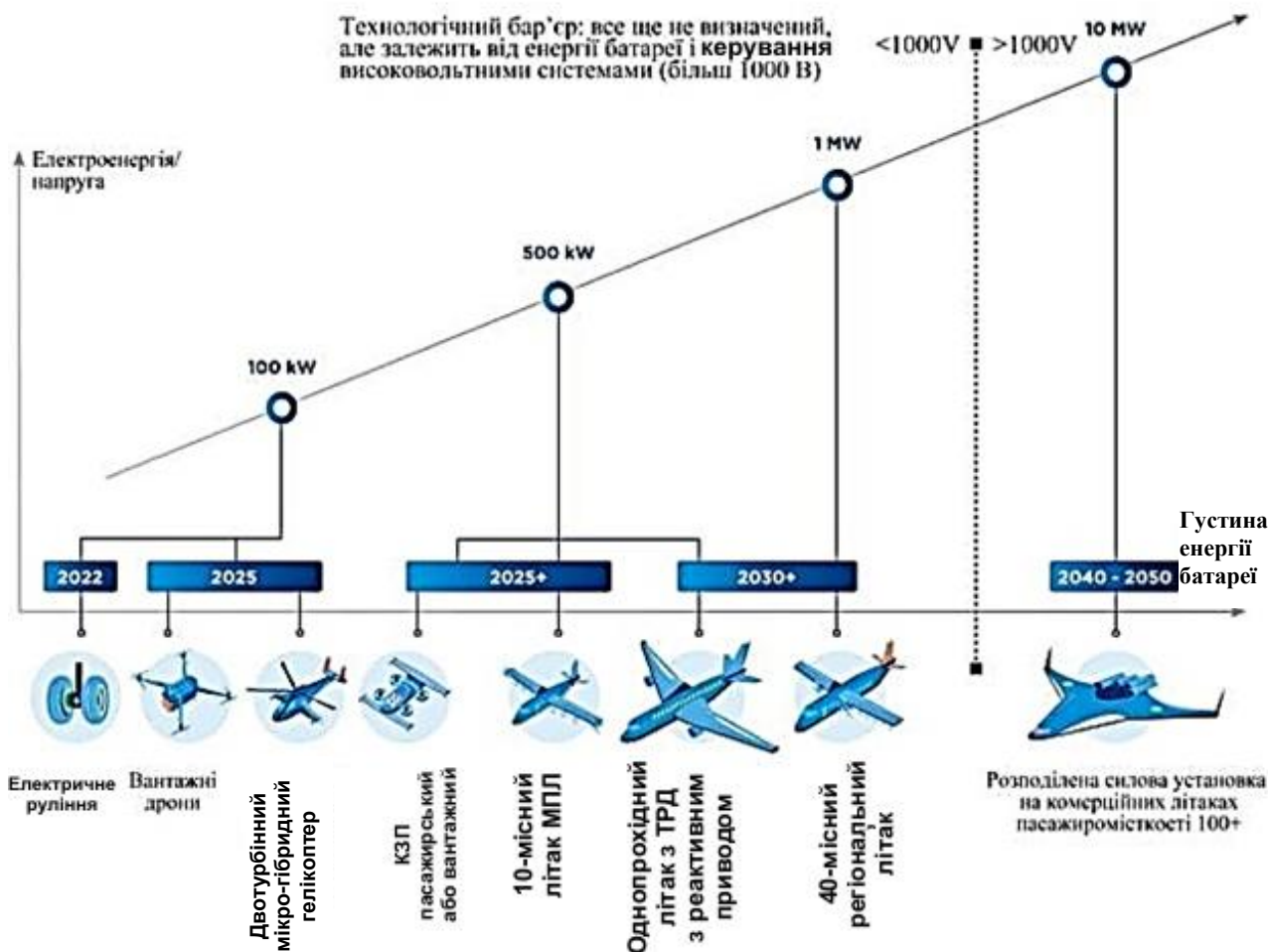


Рисунок 7.32 – Бачення компанії SAFRAN етапів розвитку маршових електричних силових установок в авіації

Легкий пасажирський 12-місний літак Zunum Aero ZA-1 (рисунок 7.33) розраховано на дальності польоту до 700 миль (близько 1130 км). Безпосередніми рушіями у цьому проєкті є два закапотованих вентилятори, що встановлені з боків фюзеляжу, які приводяться в дію електромоторами потужністю по 500 кВт. Як турбогенератор планується використовувати один модифікований турбінний двигун Ardident 3 потужністю 1700 к.с. компанії SAFRAN.

Компанія SAFRAN вже провела у 2019 році наземні випробування демонстраційного варіанта турбогенератора потужністю 500 кВт для подальшого його встановлення спільно з закапотованими вентилятором на літаючу лабораторію Rockwell Turbo Commander замість лівого турбогвинтового двигуна.

Льотні випробування очікуються найближчим часом.

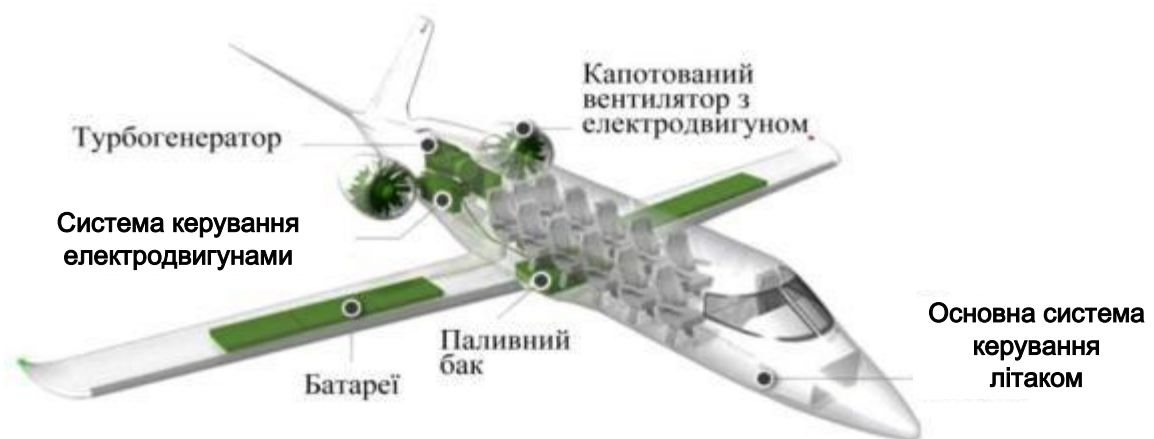


Рисунок 7.33 – Проєкт літака Zupim Aero ZA-1 з гібридною маршовою силовою установкою

Варіант II – *паралельна схема*. Принциповим моментом у цій схемі є те, що ГТД та ЕД здійснюють привід рушія спільно (паралельно) через загальний редуктор (рисунок 7.34). У цій схемі передбачено й роздільний привід рушія. Наприклад, привід повітряного гвинта здійснюється ГТД, а в той же час ЕД застосовується як генератор для зарядження акумуляторних батарей, який використовує частину механічної потужності ГТД. Електродвигун використовується в силовому режимі тільки на режимах максимальної потрібної потужності – зліт, відхід на друге коло або набір висоти. Головною перевагою цієї схеми є можливість зменшити потужну розмірність і ГТД, і ЕД, тим самим знизивши їх масово-габаритні параметри, а також ступінь технічного ризику і вартісні показники.

Наочним прикладом використання паралельної схеми ГМСУ є Project 804 компанії United Technologies Corp. (UTC), який просувається спільно з компаніями Pratt & Whitney Canada і Rockwell Collins. Проєкт являє собою модифікований пасажирський 39-місний літак місцевих повітряних ліній Bombardier Dash 8 Q100 (рисунок 7.35). Літак оснащений двома ГМСУ сумарною потужністю 2720 к.с. (2 МВт) кожна. При цьому співвідношення між ГТД та ЕД є рівним і становить по

1360 к.с (1 МВт) [145]. Передбачається розміщення акумуляторних батарей та засобів керування і комутації під підлогою пасажирської кабіни. Відповідно до заяв компанії-розробника UTC застосування гібридних технологій дозволить скоротити витрати палива до 30 % для маршрутів дальністю 370...460 км. Політ літака-демонстратора очікується у 2022 році.

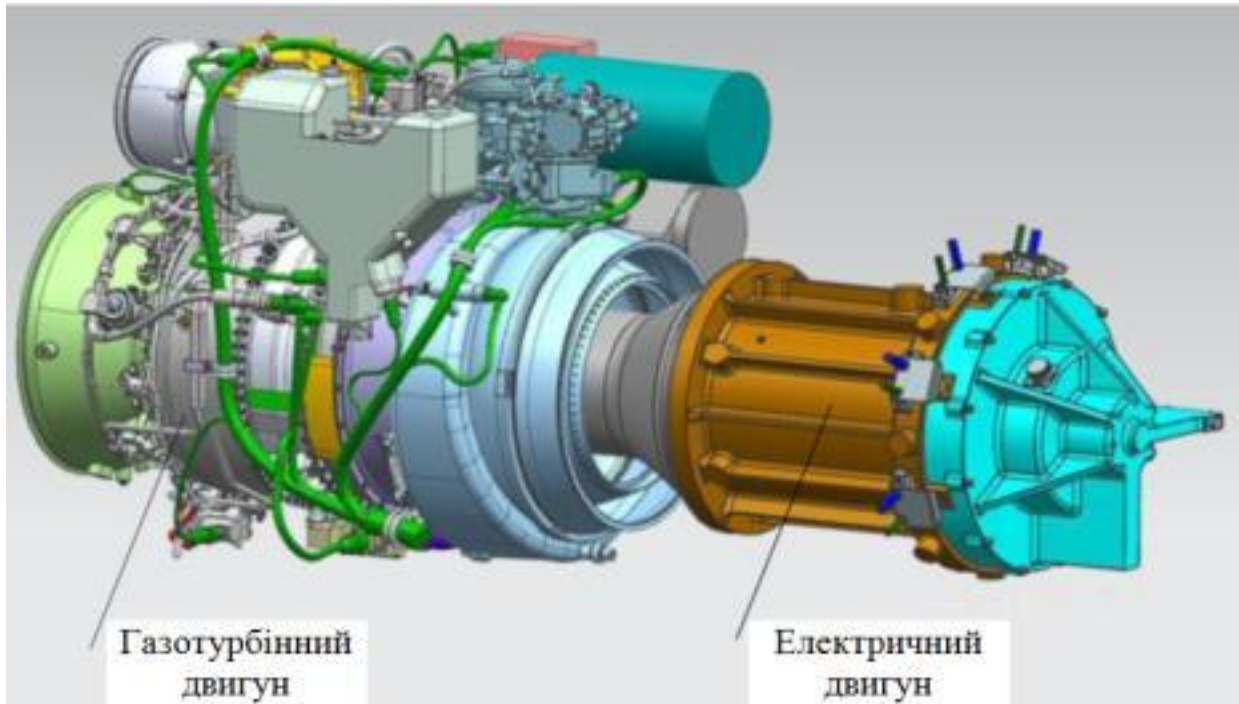


Рисунок 7.34 – Концепція гібридної маршової силової установки за паралельною схемою потужністю 1 МВт розробки компанії Honeywell [134]

Одним з важливих питань практичної реалізації застосування ГМСУ на літаку є оптимальне компонування розміщення акумуляторних батарей та засобів керування і комутації з мінімізацією довжини силових кабелів, що дозволить знизити вагу, підвищити ККД системи і поліпшити пожежну безпеку.



Рисунок 7.35 – Project 804, що просувається корпорацією UTC

Одним з таких варіантів, наприклад, може стати розміщення акумуляторної батареї в центроплані крила модифікованого пасажирського літака ATR-72-600 (рисунок 7.36) [144]. Це дозволить мінімізувати довжину проводки і вивести її із зони пасажирської кабіни, а також вивести електроджгути БРЕО, загальнолітакові системи і лінії системи керування літаком, що проходять через неї. Таке рішення істотно спростить сертифікацію літака згідно з вимогами відмовобезпеки.

Нині в світі виконується кілька програм, пов'язаних із застосуванням ГМСУ на літаку. Найбільший інтерес з них становляють роботи корпорації Airbus та інформація про створення легкого транспортного літака з ГМСУ для ВПС Бразилії, яка виконується бразильським стартапом Desaer, заснованим колишніми спеціалістами компанії Embraer.

Концерн Airbus у межах створення літальних апаратів з ГМСУ працює над створенням гібридного літака-демонстратора Airbus E-Fan X [137] на базі регіонального пасажирського літака BAe-146 (рисунок 7.37). Це спільний проєкт Airbus, Rolls-Royce Siemens. Перший політ експериментального літака заплановано на 2020 рік.

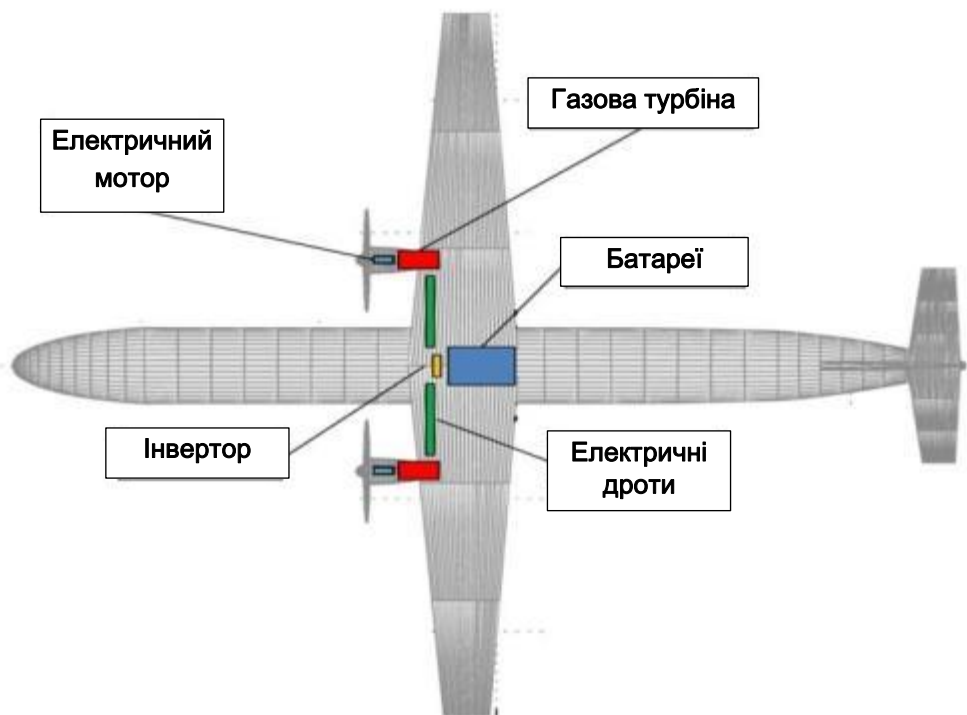


Рисунок 7.36 – Гіпотетичне компонування розміщення основних складових гібридної маршової силової установки на базі пасажирського літака ATR-72-600



Рисунок 7.37 – Експериментальний літак Airbus E-Fan X з гібридною маршовою силовою установкою

Основні заявлені характеристики літака Airbus E-Fan X: маршові електродвигуни Siemens SP2000 потужністю 2 МВт з рідинним охолодженням; генератор потужністю 2,5 МВт; напруга в мережі – 3000 В; потужність акумуляторних батарей – 2 МВт·год; втрата енергії на генераторі та двигуні – 15 %.

У кінці грудня 2019 року була оприлюднена інформація [133], що компанія Embraer підписала з ВПС Бразилії (Força Aerea Brasileira або FAB) меморандум про намір створити в інтересах FAB легкий двомоторний рамповий транспортний літак з ГМСУ для експлуатації в глибині території Бразилії. Літак повинен мати вантажопідйомність не менше 3000 кг і експлуатуватися з ґрунтових аеродромів довжиною 1200 м.

Ймовірно, що в основу цього проєкту може бути покладена розробка легкого рампового транспортно-пасажирського літака ATL-100 з двома двигунами (рисунок 7.38), розробленого бразильським стартапом Desaer [131, 134].

Літак призначений для перевезення 19 пасажирів або вантажів масою до 3000 кг з коротких ґрунтових ЗПС довжиною 1200 м. Літак повинен забезпечувати перевезення контейнерів LD-3, парашутне скидання палет з вантажем і медичним

спорядженням, перевезення військовослужбовців і поранених, скидання парашутистів. Виходячи з вантажопідйомності можна зробити висновок про те, що його планується сертифікувати відповідно до норм льотної придатності FAR-23, а його злітна вага буде обмежена величиною 19000 фунтів або 8618 кг.



Рисунок 7.38 – Попередній вигляд літака Desaer ATL-100

За інформацією на середину 2019 року передбачалося, що перший екземпляр ATL-100 підніметься у повітря у 2021 році, а закінчення його сертифікації очікується на кінець 2023 року. У первісному варіанті літак ATL-100 планувалося оснастити класичною газотурбінною маршовою двигунною установкою (МДУ) на базі двигунів PT-6, а його варіант з ГМСУ розглядався як подальший розвиток літака.

Крім цього, з'явилася інформація про плани створення компанією General Electric гібридної силової установки на базі газотурбінного двигуна потужністю 1300 к.с. [134].

Таким чином, у сучасних умовах розвитку авіації в світі створення ГМСУ в Україні є можливим у кооперації з провідними світовими виробниками електродвигунів, акумуляторних батарей, електротехнічного обладнання та повітряних гвинтів. При цьому вітчизняна промисловість має великий потенціал, що дозволяє практичну реалізацію цієї ідеї. В Україні є такі підприємства, що можуть бути залучені до цього процесу:

- ДП «АНТОНОВ» – інтегратор проєкту, оснащення літака гібридною силовою установкою, льотні та сертифікаційні випробування, серійне виробництво (або перероблення з існуючого літака), післяпродажне

обслуговування;

- ДП «Івченко-Прогрес» – розроблення і модернізація газотурбінної силової установки, а також створення повітряного гвинта;

- ВАТ «Мотор-Січ» – серійне виробництво і післяпродажне обслуговування газотурбінної силової установки;

- ХАКБ – розроблення і виготовлення вентильного двигуна.

Потенційними зарубіжними партнерами з проєкту можуть бути такі підприємства:

- MT-Propeller Entwicklung GmbH (Німеччина) – розроблення і виготовлення повітряних гвинтів і регуляторів до них;

- Aerospace Technology Centre Innovation Park The University of Nottingham (Великобританія) – науково-технологічний партнер в області розроблення та виготовлення гібридних і електричних силових установок;

- MagniX (США/Австралія) – розробник і виробник авіаційних електричних двигунів.

7.3.3 Модернізація літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки

При виборі оптимальної схеми ГМСУ та ступеня її «гібридизації» для літаків Ан-140/Ан-26 E-hybrid було проаналізовано і вирішено такі задачі:

- практична «реалізація» схеми, виходячи з поточного стану розвитку акумуляторних батарей (АКБ) і авіаційних електроприводів;

- мінімізація ваги і габаритів конструкції;

- одержання максимальної паливної ефективності ГМСУ при використанні існуючих компонентів.

Під час опрацювання було розглянуто два варіанти конструктивних рішень ГМСУ (послідовна та паралельна схеми). В усіх варіантах розглядається як рушій багатолопатевиий повітряний гвинт. Запас електричної енергії, а також її буферизація забезпечуються модульною Li-ion АКБ.

Варіант I включає електричну передачу енергії від ГТД з передачею потужності тільки від електродвигуна на вал рушія (рисунок 7.39).

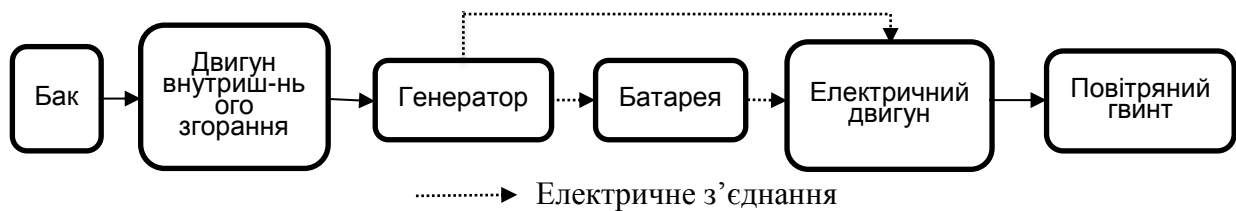


Рисунок 7.39 – Приклад використання механічного з'єднання в гібридній маршовій силовій установці

Переваги варіанта I:

- можливість розміщення «відокремленого» енерговузла на основі ГТД в будь-якому місці літального апарата (ЛА), у тому числі в обводах фюзеляжу. При цьому масово-габаритні параметри енерговузла можуть бути значно більше, ніж у будь-якому іншому варіанті;

- можливість оптимізації термодинамічних процесів ГТД для забезпечення мінімальної витрати палива та емісії шкідливих речовин (у тому числі з використанням рекуперації тепла);

- можливість акумулювання всього потоку електричної енергії в АКБ для виконання зльоту з «нульовим» викидом шкідливих речовин.

Недоліки варіанта I:

- необхідність мати електродвигун на «повну» злітну потужність (що потребує складної системи його охолодження, а також громіздкої та важкої електророзподільної апаратури);

- для акумулювання всього потоку електроенергії необхідні АКБ великої місткості, а відповідно, маси і розмірів;

- необхідність наявності окремого генератора на енерговузлі, розрахованого на його повну потужність або потужність крейсерського режиму, що призведе до збільшення загальної ваги енерговузла.

Варіант II включає паралельну передачу потужності від ГТД і електродвигуна на загальний рушій (повітряний гвинт) через єдиний привід (редуктор) (рисунок 7.40).



Рисунок 7.40 – Приклад використання паралельної схеми гібридної маршової силової установки

Переваги варіанта II:

- можливість зменшення маси силової установки (СУ) завдяки об'єднанню «всіх» механічних приводів у загальному редукторі та виключення окремого генератора для заряду АКБ (вентильний двигун є інверсною машиною і може працювати в режимі генерування електроенергії);

- можливість забезпечення роботи ГТД на оптимальному режимі для забезпечення мінімальної витрати палива (для цієї конструкції);

- немає необхідності використання електричного двигуна на повну потужність СУ, оскільки електродвигун використовується у бустерному режимі (добавлення відсутньої потужності на певних польотних режимах);

- немає необхідності використання АКБ великої ємності (ємність батареї визначається тривалістю використання бустерних режимів);

- можливість створення СУ на базі існуючих і освоєних промисловістю України конструкцій турбогвинтових двигунів (ТГД) ТВ3-117ВМА-СБМ1И.

Недоліки варіанта II:

- неможливість реалізації зльоту літака з «нульовим» викидом;
- складність створення ГТД з рекуперацією тепла в прийнятних масово-габаритних показниках;

- складність компонування СУ в єдиний агрегат.

Виходячи з викладеного вище аналізу та практичної можливості реалізації

проекту, вибрано варіант II з помірним ступенем гібридизації – електродвигун використовується для максимального злітного режиму, набору висоти і відходу на друге коло. При цьому в польоті відбувається заряд АКБ від електродвигуна, що працює у генераторному режимі.

Застосування гібридної маршової силової установки на літаку Ан-26

На рисунку 7.41 показано попередню оцінку створення ГМСУ на базі газотурбінного ТВ3-117ВМА-СБМ1И і електричного MagniX (США/Австралія) двигунів з 6-лопатеvim повітряним гвинтом діаметром 3,9 м компанії MT-Propeller Entwicklung GmbH (Німеччина) на літаках Ан-26 і Ан-140Т.

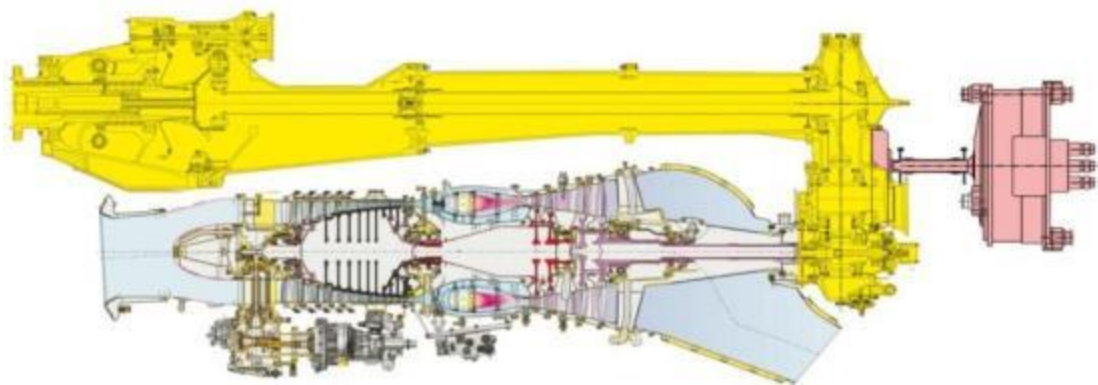


Рисунок 7.41 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1И

Застосована на цьому етапі концепція ГМСУ передбачає використання модернізованого двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1И. Конструктивні особливості двигуна дозволяють вирішити задачу передачі потужності від електродвигуна на гвинт з мінімальними доробками.

Конструктивно-силова інтеграція ТГД і ЕД в єдиний енергетичний вузол та його навішування під крилом літака потребує додаткового опрацювання. Однією з проблем, що ускладнюють реалізацію встановлення двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1И на літаку Ан-26, є організація виведення його вихлопного струменя таким чином, щоб зберегти шасі літака і максимально використовувати елементи існуючої мотогондоли.

Попередні дослідження показують, що найбільш оптимальним варіантом може бути організація вихлопу, що обходить з двох боків колеса шасі (рисунок 7.42). Це потребуватиме виконання модифікації вихлопної системи двигуна.

Застосування електродвигунів компанії MagniX, які мають рідинну систему

охолодження, потребує використання додаткових елементів – теплообмінників і радіаторів, що дозволяють підтримувати тепловий баланс як електродвигуна на різних режимах, так і блока акумуляторних батарей.

Принципово новою на літаку Ан-26 буде система електропостачання. Аналіз інших енергозалежних систем показав, що буде потрібна модернізація захисту протиобледеніння літака в частині замінення повітряно-теплової системи оперення на електротеплову і виключення повітряно-теплого захисту повітрязбірника двигуна. Попередню схема загального вигляду літака Ан-26 з гібридною маршовою силовою установкою подано на рисунку 7.43.

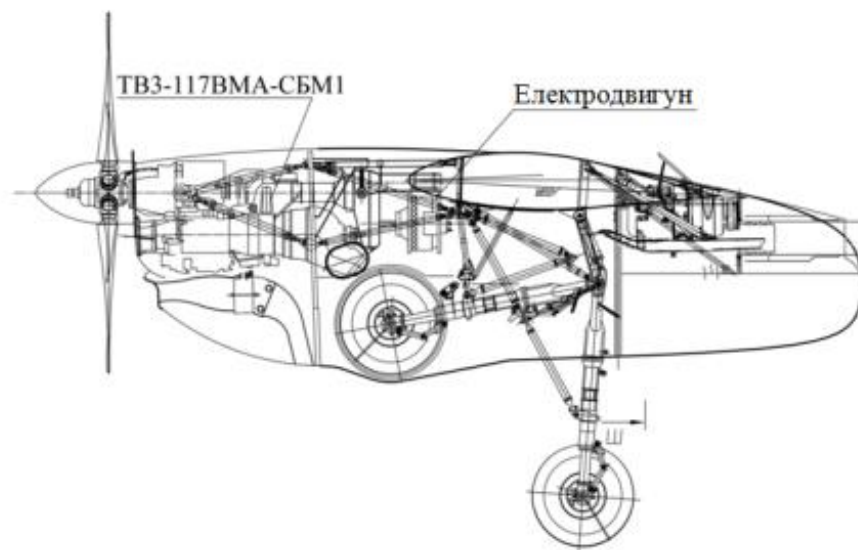


Рисунок 7.42 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на літаку Ан-26

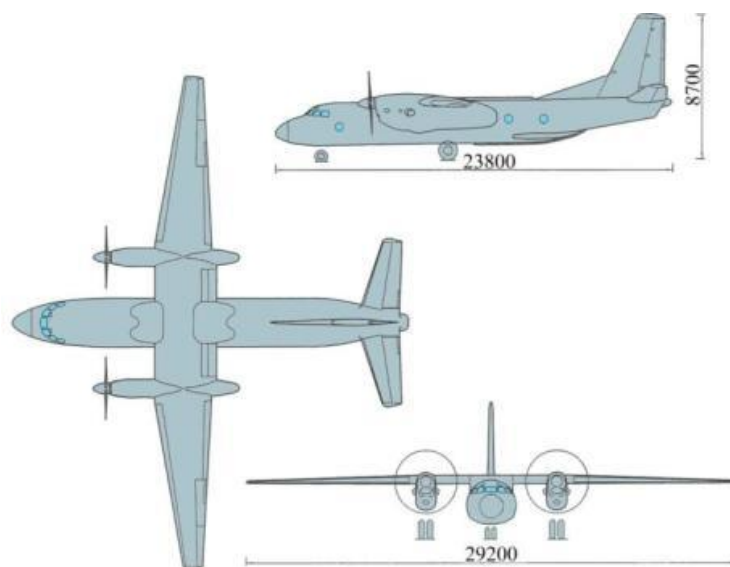


Рисунок 7.43 – Попередня схема загального вигляду літака Ан-26 з гібридною маршовою силовою установкою

Аналіз енергетичного балансу літака Ан-26-Е:

1. Встановлюється нова ГМСУ, що складається з двох газотурбінних двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1 (зі злітною потужністю по 2500 к.с., на НР – 2800 к.с.) і двох електродвигунів (з максимальною потужністю по 285 к.с. (209 кВт)), що приводять в обертання повітряний гвинт через загальний редуктор.

Ідеологія спільного застосування обох типів двигунів на різних етапах польоту:

- газотурбінні двигуни працюють на етапах зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, зниження і посадки на відповідних режимах роботи;

- електричні двигуни відіграють роль допоміжних і працюють на етапах зльоту (два електродвигуни на 100 % потужності), продовженого зльоту (один електродвигун на 95 % потужності) і режимі набору висоти (65 % потужності). У крейсерському польоті та при зниженні електричний двигун працює в генераторному режимі, здійснюючи зарядку акумуляторних батарей;

- етап посадки і, за необхідності, відхід літака на друге коло виконуються з використанням обох двигунів.

2. Час роботи електродвигунів на зльоті (0,05 год) та наборі висоти (0,42 год) – 0,47 год.

3. Для *штатного зльоту* потрібну потужність 5570 к.с. (як на Ан-26, де 2×2500 к.с (АИ-24ВТ) + 1×570 к.с (РУ-19-300)) забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВ3-117ВМА-СБМ1 (ГТД) і два електричних двигуни (ЕД): 2×2500 к.с. (ГТД) + 2×285 к.с. (ЕД).

Для *набору висоти* потрібну потужність 4570 к.с. забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВ3-117ВМА-СБМ1 і два електричних двигуни: 2×2100 к.с. (ГТД) + 2×185 к.с. (ЕД).

Для *зльоту при відмові двигуна* потрібну потужність 3070 к.с. забезпечують два двигуни – один газотурбінний ТВ3-117ВМА-СБМ1 і один електричний двигун: 1×2800 к.с. (ГТД) + 1×270 к.с. (ЕД).

4. Потрібна енергія для роботи електродвигунів у разі відмови двигуна в кінці набору з відходом на друге коло при посадці (найбільш складний випадок) – 154 кВт·год (де 21 кВт·год – на зліт протягом 0,05 год; 113 кВт·год – на набір висоти протягом 0,42 год; 20 кВт·год – на відхід на друге коло протягом 0,1 год).

Таким чином, на літаку має бути встановлена АКБ сумарною ємністю 154 кВт·год.

5. Вага АКБ при питомій потужності 0,35 кВт·год/кг – 440 кг. Об'єм АКБ при питомій потужності 0,5 кВт·год/л – 308 л.

6. На крейсерській ділянці польоту тривалістю 2,5 год внаслідок надлишку наявної потужності двох ГТД акумуляторні батареї можуть бути заряджені на 200 кВт·год (по 100 кВт·год на кожен ЕД), що навіть більше встановленої ємності АКБ.

7. Для роботи двох електродвигунів при відході літака на друге коло потрібно приблизно 20 кВт·год електроенергії, що значно менше ємності АКБ, зарядженої до 154 кВт·год.

У таблиці 7.8 наведено порівняльний ваговий баланс силової установки серійного літака Ан-26 та його модифікації з ГМСУ – літака Ан-26-Е.

Таблиця 7.8 – Порівняльні характеристики силових установок

МДУ гібридна на базі ТВ3-117	Маса, кг	МДУ штатна на базі АИ-24ВТ + РУ-19-300	Маса, кг
МДУ гібридна, включаючи 2 × ТВ3-117ВМА-СБМ1, ВСУ АИ9-3Б, електродвигуни, акумулятори, охолодження і комутацію	3953	МДУ штатна, включаючи 2 × АИ-24ВТ, ВСУ РУ-19-300	3612
Повітряні гвинти АВ-140	420	Повітряні гвинти АВ-72	708
Мотогондולי, вихлопна система, кріплення двигунів, літакові агрегати, керування МДУ, маслосистема і масло, доробка МДУ під ГМСУ	1079	Мотогондולי, вихлопна система, кріплення двигунів, літакові агрегати, керування МДУ, маслосистема і масло	1341
Всього:	5452		5661

У таблиці 7.9 наведено основні льотно-технічні характеристики для двох варіантів літака: Ан-26 зі штатною маршовою силовою установкою і Ан-26-Е з ГМСУ. Характеристики Ан-26 взято згідно з Керівництвом з льотної експлуатації.

Таблиця 7.9 – Порівняльні характеристики літаків

Літак	Ан-26	Ан-26-Е
Максимальна злітна вага, т	24,0	24,0
Максимальне комерційне навантаження, т	5,5	5,5
Маса порожнього спорядженого літака, т	16,3	16,64
Максимальний запас палива ($\gamma = 0,81$), кг	5500	5500
Двигуни: – тип ТГД – потужність, к.с. + РУ-19-300 або електродвигун	АИ-24ВТ + РУ-19-300 2 × 2500 + 800 кгс	ТВ3-117ВМА-БМ1 + ЕД 2 × 2500 (2800-НР) + 600 кгс
Крейсерська швидкість, км/год	400...440	400...440
Крейсерська висота, м	5000...6600	5000...6600
Практична дальність (АНЗ – 580 кг), км: – з вантажем 5,5 т – з вантажем 4,56 т (38 солдатів по 120 кг) – з максимальним запасом палива (вантаж, т) – без вантажу	541 1020 2236 (2,2) 2415	765 1418 3364 (1,86) 3474
Кілометрова рейсова витрата палива при тах навантаженні, кг/км	2,82	1,67
Паливна ефективність при максимальному навантаженні, г/т·км	543	304
Крейсерська аеродинамічна якість ($M = 0,5$; $C_y = 0,5$)	11,36	11,28

На рисунку 7.44 подано діаграму «вантаж–дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е.

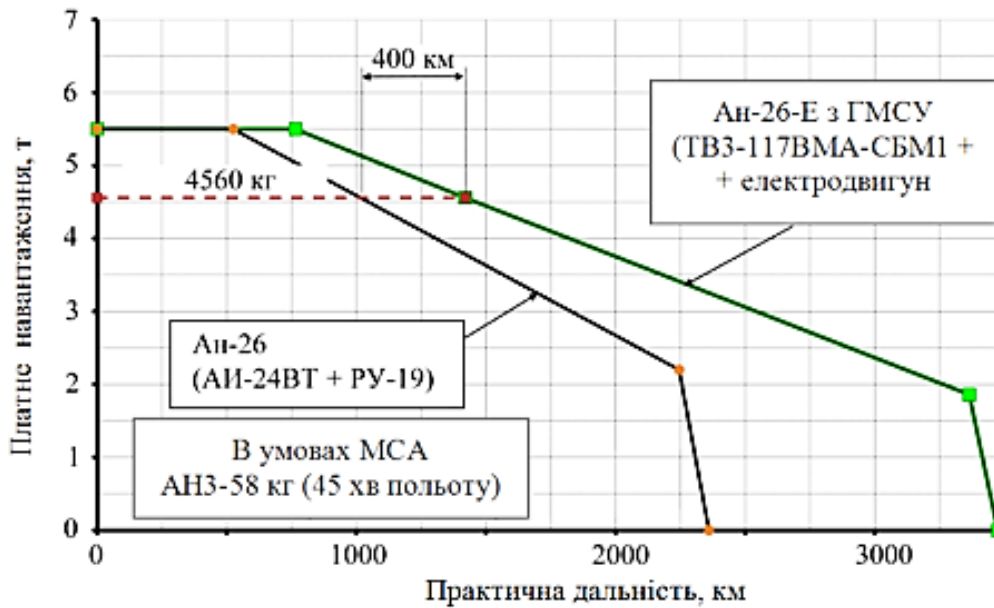


Рисунок 7.44 – Порівняльна діаграма «вантаж–дальність» для літаків Ан-26 і Ан-26-Е з ГДМСУ

Виходячи з одержаної оцінки, можна зробити висновок, що застосування ГМСУ на літаку Ан-26 збільшує дальність польоту. При виконанні типової тактичної задачі перевезення 4560 кг вантажу дальність збільшується на 400 км, при виконанні польоту з 2 т вантажу (можливий варіант літака зі спецобладнанням) – на 1000 км, а тривалість польоту – більше, ніж на 2 год. Для випадку виконання перегінного польоту дальність зростає більше, ніж на 1100 км.

Застосування гібридної маршової силової установки на літаку Ан-140Т

Прийнята у цьому випадку концепція ГМСУ подібна розглянутій для літака Ан-26-Е і передбачає використання модернізованого двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1 з модернізованим редуктором. Збільшені гвинтові потужності порівняно з вихідними СУ потребують застосування 6-лопатевих гвинтів діаметром не менше 3,9 м проти використовуваних раніше повітряних гвинтів АВ-140 діаметром 3,73 м.

Питання конструктивно-силової інтеграції ТГД і ЕД в єдиний енергетичний вузол та його навішування під крилом літака у цьому випадку в цілому ідентичні розглянутим раніше для літака Ан-26-Е.

Тут також буде потрібна модифікація вихлопної системи двигуна у зв'язку зі встановленням електродвигуна ззаду ТГД (рисунок 7.45).

На рисунку 7.46 показано попередню схему загального вигляду літака Ан-140Т з гібридною маршовою силовою установкою.

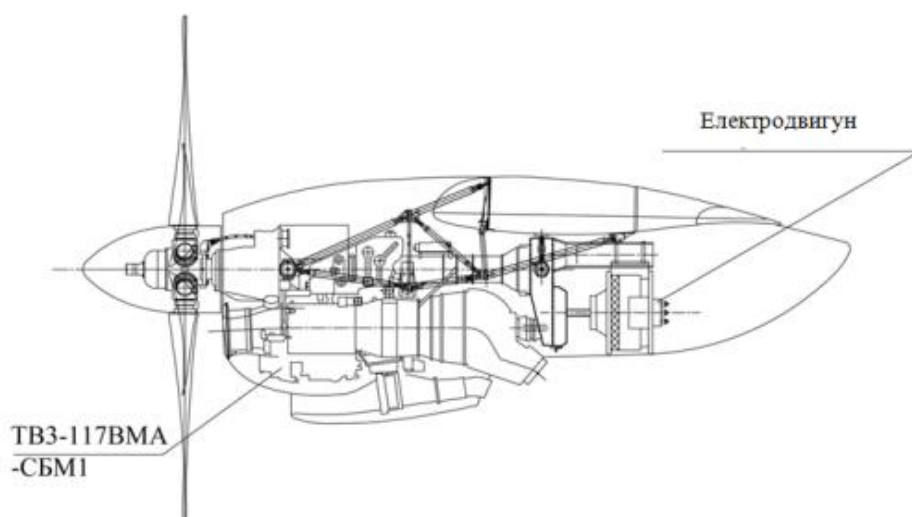


Рисунок 7.45 – Попередня схема гібридної маршової силової установки на літаку Ан-140Т

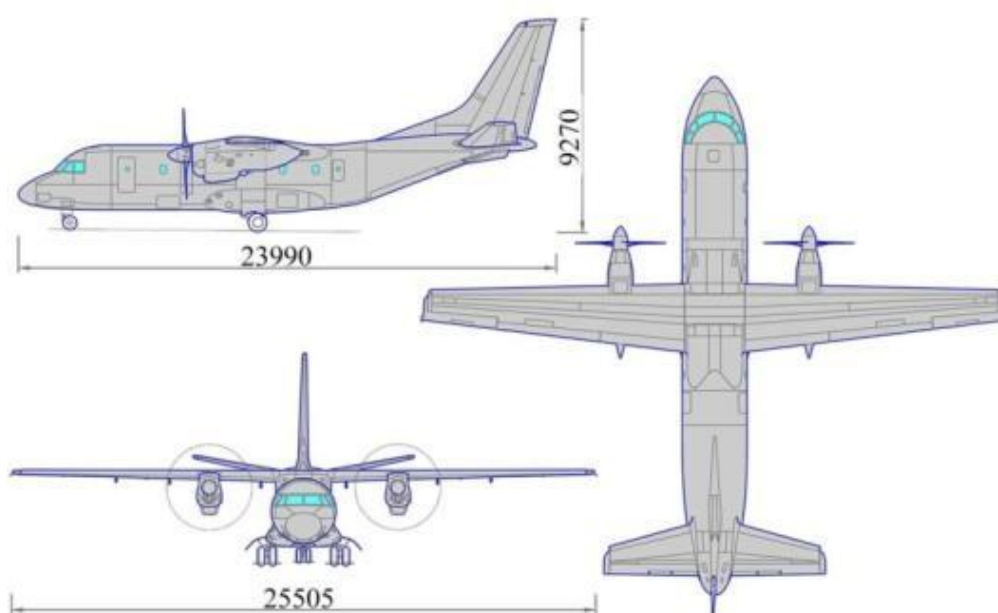


Рисунок 7.46 – Попередня схема загального вигляду літака Ан-140Т з гібридною маршовою силовою установкою

Як вже зазначалося, застосування електродвигунів компанії MagniX з рідинною системою охолодження потребує використання додаткових елементів – теплообмінників і радіаторів, що дозволяють підтримувати тепловий баланс як безпосередньо електродвигуна на різних режимах його роботи (силовий режим або режим генератора), так і блока акумуляторних батарей, що потребують суворого дотримання температурного режиму.

Принципово новою на літаку буде система електропостачання. Аналіз інших енергозалежних систем показав, що вони практично не потребують суттєвих змінень.

Аналіз енергетичного балансу літака Ан-140Т:

1. На літак встановлюється ГМСУ, що складається з двох газотурбінних двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1 (ГТД) (злітна потужність – по 2500 к.с., на НР – 2800 к.с.) і двох електродвигунів ЕД (з максимальною потужністю по 285 к.с. (209 кВт)), що приводять в обертання повітряний гвинт типу АВ-14Х ($D_2 = 3,93$ м) через загальний редуктор.

Ідеологія спільного застосування обох типів двигунів на різних етапах польоту:

- газотурбінні двигуни працюють на етапах зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, зниження і посадки на відповідних режимах роботи;

- електричні двигуни відіграють роль допоміжних і працюють на етапах зльоту (два ЕД на 100 % потужності), продовженого зльоту (один ЕД на 100 % потужності) і режимі набору висоти (50 % потужності); у крейсерському польоті та при зниженні електричний двигун працює в генераторному режимі, здійснюючи зарядку акумуляторних батарей;

- етап посадки і за необхідності відхід літака на друге коло виконуються з використанням обох двигунів.

2. Час роботи електродвигунів на зльоті (0,05 год) та наборі висоти (0,42 год – 0,47 год).

3. Для *штатного зльоту* потрібну потужність 5400 к.с. забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВ3-117ВМА-СБМ1 (ГТД) і два електричних двигуни (ЕД): 2×2500 к.с. (ГТД) + 2×200 к.с. (ЕД).

Для *набору висоти* потрібну потужність 4600 к.с. (як на Ан-140, де 2×2350 к.с. (ТВ3-117ВМА-СБМ1)) забезпечують чотири двигуни – два газотурбінних ТВ3-117ВМА-СБМ1 і два електричних двигуни:

2×2100 к.с. (ГТД) + 2×200 к.с. (ЕД).

Для *зльоту при відмові двигуна* потрібну потужність 3085 к.с. забезпечують два двигуни – один газотурбінний ТВ3-117ВМА-СБМ1 і один електричний двигун: 1×2800 к.с. (ГТД) + 1×285 к.с. (ЕД).

4. Потрібна енергія для роботи електродвигунів у разі відмови двигуна в кінці набору з відходом на друге коло при посадці (найбільш складний випадок) – 167 кВт·год (де 15 кВт·год – на зліт протягом 0,05 год; 123 кВт·год – на набір висоти протягом 0,42 год; 29 кВт·год – на відхід на друге коло протягом 0,1 год).

Таким чином, на літаку має бути встановлена АКБ сумарною ємністю 167 кВт·год

5. Вага АКБ при питомій потужності 0,35 кВт·год/кг – 477 кг. Об'єм АКБ при питомій потужності 0,5 кВт·год/л – 334 л.

У таблиці 7.10 наведено основні льотно-технічні характеристики двох варіантів літака Ан-140Т – зі штатною силовою установкою з двох маршових двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1 і варіанта Ан-140Т-Е з ГМСУ, а також для порівняння – серійного пасажирського літака Ан-140-100.

На рисунку 7.47 показано порівняльну діаграму «вантаж–дальність» для літаків Ан-140-100, Ан-140Т і Ан-140Т-Е.

Виходячи з одержаної оцінки, можна зробити висновок, що застосування ГМСУ на літаку Ан-140Т істотно збільшує дальність польоту. При виконанні типової тактичної задачі перевезення 5 т дальність збільшується на 1050 км.

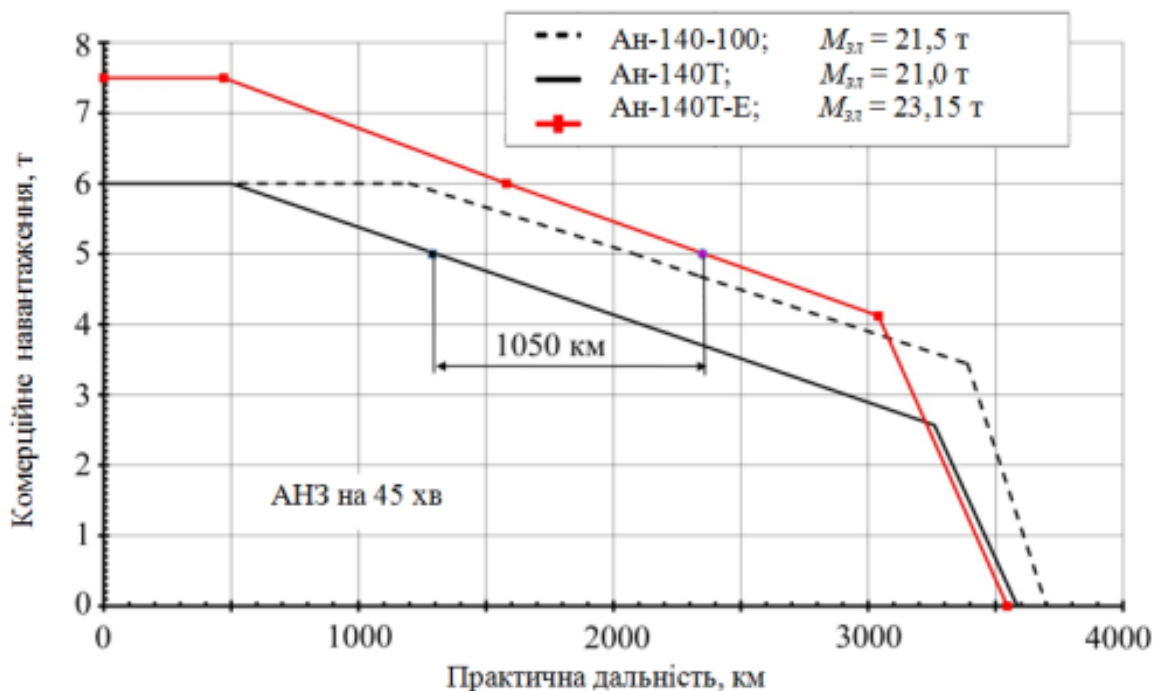


Рисунок 7.47 – Порівняльна діаграма «вантаж–дальність» для різних варіантів літака Ан-140-100, включаючи варіант Ан-140Т-Е з гібридною маршовою силовою установкою

Таблиця 7.10 – Порівняльні характеристики літаків

Літак	Ан-140-100	Ан-140Т	Ан-140Т-Е
Двигуни: – тип – злітна потужність, к.с.	ТВ3-117ВМА-СБ М1 2 × 2500/2800	ТВ3-117ВМА-СБ М1 2 × 2500/2800	ТВ3-117ВМА-СБМ1 + ЕД 2 × 2500/2800 + 2 × 285
Злітна маса, т	21,5	21,0	23,15
Маса, т – порожнього – спорядженого $K_{кр}$ (0,45; 0,5)	13,43 12,9	13,80 11,95	14,50 11,95
Максимальне комерційне навантаження, т	6,0	6,0	7,5
Максимальний запас палива, т	4,68	4,68	4,68
Крейсерська швидкість, км/год	450	450	450
Крейсерська висота, км	5800-6600	6000	5500-6400
Максимальна крейсерська швидкість, км/год	470	470	470
Паливо АНЗ, хв (на висоті кола)	45	45	45
Практична дальність польоту, км: – з вантажем 7,5 т – з вантажем 6 т – з вантажем 5 т – при максимальному запасі палива (вантаж, т) – без вантажу	- 1225 2080 3390 (3,44) 3700	- 500 1330 3260 (2,57) 3580	470 1580 2380 3040 (4,12) 3570
Середні рейсові витрати палива при вантажі 6 т: – г/т-км – кг/км – кг/год	221 1,35 564	245 1,58 579	239 1,46 615

Таким чином, на основі аналізу результатів дослідження можливості модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 шляхом оснащення їх гібридною маршовою силовою установкою доведено, що:

1. Одержані при дослідженнях результати поліпшення льотних характеристик літаків пояснюються, перш за все, більш оптимальними режимами роботи газотурбінних двигунів і, відповідно, зменшеними витратами палива.

2. Сьогодні немає практично реалізованих проєктів створення літаків

вагової розмірності Ан-26 і Ан-140, оснащених ГМСУ. Порівняно з теоретичними проєктами (наприклад, проєкт створення пасажирського літака класу АTR-72-600 [144]) передбачається застосування акумуляторів з істотно більшою питомою потужністю.

3. Дослідження повною мірою не враховує можливі проблеми, які можуть бути виявлені на етапі більш глибокого опрацювання проєкту при реалізації. Можливі корективи як вагового балансу літаків, так і конфігурації мотогондол.

4. Дослідження мають попередній характер. Докладні дослідження передбачають більш глибоке конструкторське опрацювання.

7.4 Висновки

1. Авторами запропоновано концепцію модернізації вітчизняного середнього транспортного літака, що істотно поліпшує його конкурентні переваги завдяки застосуванню турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

2. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення піднімальної сили внаслідок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

3. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака показує:

- значне зниження газодинамічних втрат по тракту силової установки;
- зниження експлуатаційних витрат;
- досягнення необхідних нині і на перспективу показників шуму на місцевості літака;
- підтвердження відсутності впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

4. Авторами запропоновано концепцію застосування єдиного двигуна Д-436-148ФМ на літаках сімейства Ан-1Х8 для здешевлення їх виробництва і поліпшення злітних характеристик літаків типу Ан-148-100 і Ан-158 порівняно з двигуном Д-436-148Д.

5. Збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високігор'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30 – 50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

6. Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги внаслідок менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

7. Порівняння річного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і при атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість пасажирів внаслідок різниці у комерційному навантаженні літаків від 5 до 363 %.

8. Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, що може бути запропонована для практичної реалізації.

9. Проведено аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно знижує шкідливі викиди, перш за все CO₂.

10. Авторами розроблено та обґрунтовано концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми ГСМУ. Вітчизняну гібридну силову установку створено на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1.

11. Проаналізовано енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики для різних модернізованих літаків. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-26. При цьому дальність польоту з вантажем 4560 кг збільшується на 400 км, а з вантажем 2000 кг – на 1000 км.

Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії. Показано, що застосування вітчизняної ГСМУ при виконанні типової тактичної задачі перевезення вантажу 5000 кг дає збільшення дальності польоту на 1050 км.

12. Враховуючи, що результати аналізу показують поліпшення технічного рівня літаків у частині їх льотно-технічних характеристик та відповідності сучасним і прогнозованим екологічним нормам, одержані результати можна рекомендувати для модернізації літаків Ан-26 і Ан-140.

ГЛАВА 8

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАК Ан-148-100

Регіональний літак Ан-148-100 призначено для перевезення до 80 пасажирів, багажу, пошти й вантажів на внутрішніх і міжнародних лініях із можливістю експлуатації на аеродромах зі штучним покриттям (рисунок 8.1). Експлуатація літака забезпечується на аеродромах, розташованих на висотах до 1500 м над рівнем моря.



Рисунок 8.1 – Загальний вигляд літака Ан-148

Екіпаж літака складається з льотного і обслуговуючого екіпажів.

Льотний екіпаж – це командир повітряного судна і другий пілот; обслуговуючий екіпаж – старший бортпровідник і бортпровідник.

Літак являє собою вільно несучий високоплан із двома тривальними турбореактивними двоконтурними двигунами Д-436-148 (далі Д-436),

розташованими спереду на пілонах під крилом, і одним допоміжним двигуном АИ–450МС, встановленим у спеціальному негерметичному відсіку у хвостовій частині фюзеляжу.

8.1 Планер літака

Фюзеляж являє собою півмонокок циліндричної форми в середній частині і конічної форми з подвійною кривизною в носовій і хвостовій частинах. Каркас фюзеляжу містить працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрингерів і балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів і перегородок, а також підлоги в кабінах. Два технологічних з'єднань за шпангоутами № 12 і 31 фюзеляж умовно поділяють на три частини – носову, середню й хвостову.

У фюзеляжі розміщені кабіна екіпажу і транспортна кабіна. У транспортній кабіні розташовано пасажирський салон, побутові відсіки і задній багажно-вантажний відсік. Під підлогою транспортної кабіни в середній частині фюзеляжу розміщені багажні відсіки. Фюзеляж є герметичним від шпангоута № 1 до шпангоута № 42.

У носовій частині фюзеляжу з правого борту розташовані передні службові двері, з лівого борту – передні входні двері (двері-трап), у середній частині фюзеляжу з правого борту – передній люк підпідлогового багажного відсіку. У хвостовій частині фюзеляжу розміщені відсік ДСУ, з правого борту – задній люк підпідлогового багажного відсіку, задні службові двері, з лівого борту – задні входні двері.

Для доступу у відсіки, де розташовані агрегати й обладнання, знаходяться експлуатаційні й технологічні люки. Ніші передньої й основних опор шасі закриваються стулками. Стулки передньої опори шасі розташовані в носовій частині фюзеляжу знизу, стулки основних опор шасі – на обтічниках шасі.

Скло кабіни екіпажу і транспортної кабіни забезпечує чудовий огляд при зльоті, посадці, рулінні та у польоті, а також освітлення кабін у денний час.

Усі вхідні й службові двері, а також кватирки в кабіні екіпажу є аварійними виходами.

Крило літака – стрілоподібне, високо розташоване, подовжене, вільно несуче прямокутної форми на ділянці між нервюрами № 3 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюр № 3 до нервюр № 28 до закінцівок). Крило кріпиться на фюзеляжі за допомогою чотирьох вузлів. На ньому встановлено два пілони, до яких кріпляться двигуни. Крило складається із центроплана й двох консольних частин (КЧК) і являє собою конструкцію кесонного типу. Кесони центроплана й КЧК (між нервюрами № 3–27) – це герметичні паливні баки.

Поверхні механізації й керування розташовані на крилі вздовж переднього й заднього лонжеронів:

– у носовій частині КЧК знаходиться носок, що відхиляється, і три секції передкрилків;

– у хвостовій частині КЧК розміщені двощільні (з фіксованим дефлектором) висувні закрилки (дві секції), елерон без аеродинамічної компенсації і п'ять секцій, що відхиляються від інтерцепторів (гальмівних і глісадо-гальмівних).

Оперення – однокільове, Т-подібне, з нерухомим стабілізатором, установленим на кілі. Рулі напрямку й висоти – одноланкові, без аеродинамічної компенсації.

8.2 Силова установка

Силова установка літака складається з двох рушійних установок (РУ) і систем, що забезпечують роботу двигунів: паливної, пожежного захисту, системи протиобледеніння, керування й контролю, запуску та бортової допоміжної силової установки.

Кожна РУ містить двигун Д-436-148 (далі Д-436), гондолу двигуна, а також розміщені в гондолі й пілоні магістралі, електропроводку, вузли й агрегати РУ і з'єднані з двигунами літакові системи.

Двигун Д-436 – тривальний турбореактивний двоконтурний, ступінь двоконтурності на злітному режимі – 4,8. Для зменшення довжини пробігу літака після посадки двигун обладнано системою реверсування тяги.

Двигун виконано за тривальною схемою з осьовим п'ятнадцятиступеневим компресором, проміжним корпусом, кільцевою камерою згоряння, п'ятиступеневою турбіною, реверсивним пристроєм у зовнішньому (вентиляторному) контурі й роздільними нерегульованими вихідними соплами зовнішнього й внутрішнього контурів.

Маслосистема двигуна – циркуляційна, замкнена, під тиском. Усі агрегати маслосистеми, у тому числі маслобак, змонтовані на двигуні.

Система паливоживлення і автоматичного керування – комбінована, електронно-гідромеханічна, із двома електронними каналами й резервним гідромеханічним каналом – забезпечує подачу палива у двигун у кількості, обумовленій положенням важеля керування двигуном (ВКД) і умовами польоту.

Запуск двигуна – автоматичний. Розкручування ротора компресора високого тиску здійснюється повітряним стартером, установленим на коробці приводів двигуна. Повітря для запуску двигуна відбирається від допоміжної силової установки, аеродромного джерела або від запущеного двигуна Д-436.

Допоміжна силова установка (ДСУ) складається із двигуна АИ-450-МС, встановленого на борту літака в спеціальному негерметичному відсіку.

ДСУ є допоміжним енерговузлом літака, що забезпечує:

- повітряний і наземний запуск двигунів Д-436-148;
- живлення бортової мережі літака електроенергією змінного струму;
- живлення систем кондиціонування повітря і протиобліднювання літака на землі й у повітрі.

АИ-450-МС являє собою двовальний газотурбінний двигун зі службовим компресором, системою відбору стисненого повітря й механічної потужності на привід генератора змінного струму.

Запуск двигуна – автоматичний, за допомогою електростартера.

Живлення двигуна паливом здійснюється від паливної системи літака.

8.3 Системи літака

8.3.1 Шасі літака

Виконане за триопорною схемою шасі складається з передньої і двох основних опор. Кожна основна опора складається зі стояка, на якому встановлено два гальмівні колеса КТ263А. Ніші основних опор у прибраному положенні закриваються частково стулками, кінематично з'єднаними зі стояками, а частково – колесами стояків. Передня опора шасі являє собою керований стояк із двома негальмівними колесами КН35-4. Опора в польоті прибирається у відсік фюзеляжу за напрямком польоту. Ніші передньої опори в польоті закриваються великими й малими стулками, кінематично з'єднаними зі стояком.

Шасі оснащено системами прибирання-випуску шасі, гальмування коліс, охолодження коліс, керування рульовим пристроєм і пристроєм сигналізації положення шасі. Роботу систем шасі забезпечує гідросистема № 2 і резервна насосна станція НС140-2Н.

Система прибирання-випуску шасі призначена для прибирання, випуску й фіксації опор шасі в крайніх положеннях. У разі відмови гідросистеми система прибирання-випуску шасі забезпечує механічний випуск опор шляхом ручного відкриття замків прибраного положення. Система гальмування коліс забезпечує основне, резервне й стоякове гальмування, автоматичне гальмування коліс після зльоту, захист від юза й блокування гальмування до розкручування коліс. Гальмівні колеса обладнані термосигналізатором й легкоплавкими пробками. Система охолодження коліс призначена для охолодження гальм коліс при час гальмування.

Система керування рульовим пристроєм забезпечує керування літаком під час руління і розбігу, а також роботу рульового пристрою в режимі "Ориентирование" і демпфірування коливань передньої опори.

На літаку передбачена двоканальна електрична сигналізація положення шасі.

8.3.2 Гідравлічна система літака

Така система призначена для живлення робочою рідиною приводів систем керування літаком і механізації крила, прибирання-випуску шасі, гальмування коліс шасі, рульового пристрою передньої опори шасі, реверсу тяги двигунів, прибирання вітродвигуна, відкриття-закриття багажних люків і закриття передніх вхідних дверей.

Літак оснащено двома автономними гідросистемами (ГС1 і ГС2) і мережею резервної насосної станції. Робоча рідина – Hujet Iv-plus або НГЖ-5В, або Skydrol LD-4. Сумарний об'єм рідини в гідросистемах – 140 л. Мережі джерел тиску ГС1 і ГС2 в основному однакові. Відмінність полягає тільки в наявності в ГС1 турбонасосної установки ВД-004В, а в ГС2 – підпірного клапана РД57-2, через який живляться другорядні споживачі. Основними джерелами тиску в ГС1 і ГС2 є насоси НП148Н змінної подачі з приводом від маршових двигунів.

Як резервне джерело тиску в ГС1 і ГС2 використовуються електропривідні насосні станції НС148Н. Спрацьовують насосні станції автоматично або ними керують вручну (вручну керують у разі відмови маршового двигуна або основного насоса). Електродвигуни насосних станцій живляться змінним струмом 200/115 В. Крім того, в ГС1 є аварійне джерело тиску – турбонасосна установка ВД-004В (вітродвигун), а в ГС2 – гідроакумулятор гальм, відсічений від основної лінії системи нагнітання зворотним клапаном для тривалого збереження в ньому тиску. Цей гідроакумулятор є джерелом тиску для мережі стоякового гальмування. У мережі резервної насосної станції джерелом тиску є НС140-2Н з електродвигуном постійного струму. Живлення електродвигуна здійснюється від аварійної шини 27 В.

Усі насосні станції й вітродвигун мають автоматичне й ручне керування, основні насоси НП148Н – тільки ручне.

Запас робочої рідини, необхідний для роботи гідросистем, утримується в гідробаках, в яких за допомогою мереж наддування створюється надлишковий тиск.

8.3.3 Система керування літаком

Ця система забезпечує керування:

- елеронами;
- багатофункціональними інтерцепторами (ІБ), інтерцепторами-гальмами (ІГ);
- кермом висоти (КВ);
- кермом напрямку (КН);
- закрилками;
- носками, що відхиляються;
- передкрилками.

Для керування літаком на різних етапах польоту використовується система штурвального керування (СШК) і система керування механізацією крила (СКМК). СШК забезпечує керування елеронами, багатофункціональними інтерцепторами, кермом висоти, кермом напрямку та інтерцепторами-гальмами. СКМК забезпечує керування закрилками, носками, що відхиляються, й передкрилками.

У СШК передбачено два режими: основний і резервний. В основному режимі керування здійснюється в усіх каналах від електродистанційної системи керування (ЕДСК), у резервному режимі – у каналах КВ і КН за допомогою механічної проводки керування і автономних кермових приводів (АКП), а в каналі крену – за допомогою електричної проводки керування і автономних кермових машин (АКМ).

ЕДСК являє собою багатоканальну цифрову систему з програмно-математичним забезпеченням (ПМЗ).

Кожний обчислювальний канал працює незалежно від інших і здійснює обчислення алгоритмів керування, керування приводами ЕДСК і контроль їх справності в каналах тангажа, крену й курсу.

Після відмови ЕДСК (або її примусового відключення екіпажем) здійснюється автоматичний перехід на керування літаком у резервному режимі. У каналі тангажа керування здійснюється відхиленням секцій керма висоти від штурвальних колонок за командами льотчиків.

У кожній секції КВ встановлено по два кермові агрегати (КА) – активний і відключений і по одному автономному кермовому приводу (АКП).

У каналі крену керування здійснюється за командами льотчиків шляхом таких відхилень:

- елеронів від штурвалів;
- інтерцепторів (третья, четверта, п'ята пари) за командами льотчиків від штурвалів в елеронному режимі та від РКІ.

За каналом курсу керування здійснюється відхиленням односекційного керма напрямку за командами льотчиків від педалей ногожного керування.

Під час гальмування на пробігу проводиться автоматичне відхилення всіх інтерцепторів на повний кут, за сигналом розкручування коліс шасі літака із системи гальмування коліс (СГК), при встановленні РКІ в положення ППІ або при включенні реверсу. При падінні швидкості пробігу літака нижче 30 км/год інтерцептори повертаються в приборане положення.

Система керування закрилками працює при зльоті й посадці літака. Секції закрилків з'єднані з комбінованим приводом механізації закрилків механічної трансмісії з обертовими карданними валами й редуктором з кульковими підйомниками.

Передбачено два режими керування – основний і резервний. В основному режимі використовується електродистанційна система, що забезпечує керування випуском і приборанням закрилків у положеннях, заданих за допомогою рукоятки РКЗП. У резервному режимі керування випуском і приборанням закрилків – позиційне, здійснюється лід дією натискного перемикача " Випуск-Уборка". На кінцях трансмісії розташовані протиприбиральні гальма, датчики зворотного зв'язку й асиметрії, електрично з'єднані з блоком керування й контролю закрилків (передкрилків) (БККЗ).

Система керування, що відхиляється носками й передкрилками, працює під час зльоту й посадки літака. Секції носків, що відхиляються, і передкрилків з'єднані з комбінованим приводом механізації передкрилків механічної трансмісії з обертовими карданними валами й редуктором із шарикогвинтовими

підйомниками (для керування носками, що відхиляються) і редукторами із зубчастими монорейками (для керування передкрилками). На кінцях трансмісії розташовані протиприбиральні гальма, датчики зворотного зв'язку й асиметрії, електрично з'єднані із блоком керування й контролю закриттів (передкрилків) (БККЗ).

Комбінований привід механізації (КПМ) має два двигуни: гідравлічний і електричний. Система працює у двох режимах – основному й резервному.

Випуск носків і передкрилків починається одночасно з випуском закриттів. Прибирання носків і передкрилків проводиться після прибирання закриттів.

8.3.4 Паливна система

Ця система призначена для розміщення палива на літаку й подачі його до двигунів і допоміжної силової установки в усіх можливих умовах експлуатації літака. Паливо на літаку розташовується в одному баку-кесоні центроплана та у двох крилових баках-кесонах. Системи подачі палива до двигунів – автономні: лівий двигун живиться з бака лівого крилового бака, правий – із правого крилового бака. Бак центроплана є загальним для обох двигунів – паливо з нього витрачається в першу чергу. Магістраль кільцювання дозволяє здійснити подачу палива до двигуна одного напівкрила, з бака іншого півкрила, живлення обох двигунів з одного бака й живлення одного двигуна з двох баків при відкритому крані кільцювання.

Подача палива до двигуна здійснюється з витратного відсіку свого баку двома електропривідними відцентровими насосами. подача палива із центропланного бака здійснюється тільки перекачуванням струминними насосами в кореневі відсіки крилових баків. подача палива до двигунів самопливом – тільки із крилових баків внаслідок розрідження, створюваного паливними насосами двигунів.

Подача палива до ДСУ здійснюється електропривідним насосом постійного струму, встановленим у правому криловому баку, або працюючими маршовими

насосами, встановленими у лівому крилевому баку. При відкритому крані кільцювання подача палива до ДСУ може здійснюватися також із правого крилевого бака. Заправлення баків паливом – централізоване, через бортовий штуцер заправлення, встановлений у правому обтічнику шасі. Необхідний рівень заправлення баків забезпечується автоматичним (за сигналами СУИТ-148) або ручним закриттям перекривних кранів заправлення. Час повного централізованого заправлення баків не перевищує 25 хвилин.

Система централізованого заправлення має світлову й звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в баках і світлову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в трубопроводі заправлення. Якщо є потреба, заправка літака паливом може проводитися за допомогою заправного пістолета через заливні горловини, розташовані у верхніх панелях крила кожного бака.

Система дренажу паливних баків є відкритою. Забірні патрубки дренажу утопленого типу, що не обігріваються, розташовані на нижній поверхні носка крила. Система дренажу крилових баків сполучається з атмосферою через центропланний бак.

Злив відстою палива із крилових баків здійснюється через клапани зливу конденсату, розташовані на нижній панелі крила у витратних відсіках. Злив відстою палива із центропланного бака здійснюється через крани зливу, розташовані в залізі центроплана з фюзеляжем.

Керування паливною системою виконується зі щитків, установлених у кабіні екіпажу, та з пульта керування централізованим заправленням, установленого в правому обтічнику шасі.

8.3.5 Пожежне обладнання

Пожежне обладнання призначене для виявлення вогнищ пожежі у відсіках двигунів, ДСУ, багажно-вантажних відсіках і туалетах літака, а також для гасіння пожежі в кабінах літака. Воно містить систему пожежного захисту (СПЗ) і переносні ручні вогнегасники. СПЗ забезпечує сигналізацію про пожежу в

пожежонебезпечних відсіках і ліквідацію пожежі у відсіках гондол двигунів, ДСУ й багажно-вантажних відсіках (БВВ під підлогою). Ручні вогнегасники застосовуються для ліквідації пожежі в кабінах літака, задньому БВВ і туалетах.

Для захисту відсіків гондол двигуна й ДСУ використовується система сигналізації про пожежу, що складається з лінійних пневматичних сигналізаторів пожежі/перегріву типу 801-TRSS, установлених у відсіках гондол двигунів, і сигналізаторів пожежі типу 801-CORSS, установлених у відсіку ДСУ. Для сигналізації про пожежу і дим у БВВ і туалетах розташовані сигналізатори диму.

Контроль за роботою систем пожежного захисту двигунів ДСУ й БВВ під підлогою, а також керування пожежогасінням здійснюються з відповідних щитків керування й індикації СПЗ, установлених на верхньому пульті льотчиків. Інформація про стан системи пожежного захисту літака зводиться також у комплексну систему електронної індикації й сигналізації (КСЕІС).

Ліквідація пожежі у відсіках гондол двигунів і ДСУ, БВВ під підлогою здійснюється двома вогнегасниками у дві черги в ручному режимі.

Ручні вогнегасники з написом "Вода" застосовуються для гасіння тліючих вогнищ пожеж конструкційних і оздоблювальних матеріалів (тканин, вати, гума, пластика і т. д.), що не перебувають під електричною напругою. Ручні вогнегасники з написом "Хладон" застосовуються для гасіння будь-яких джерел пожежі, у тому числі тих, що перебувають під електричною напругою.

8.3.6 Система кондиціонування повітря (СКП)

Система кондиціонування повітря забезпечує:

- кондиціонування (обігрівання, охолодження, вентиляцію) кабін з роздільним регулюванням температури повітря в кабіні екіпажу і транспортній кабіні;
- наддування гермокабіни з метою створення в ній необхідного тиску;
- обдування скла ліхтаря в кабіні екіпажу;
- рециркуляцію повітря в транспортній кабіні;

- індивідуальну вентиляцію пасажирів;
- обігрівання простору під підлогою.

СКП є працездатною на землі й у польоті з відбором повітря від ДСУ й від двигунів, що працюють на всіх режимах. Система керування СКП забезпечує вмикання, роботу й вимикання системи, а також сигналізацію й контроль параметрів повітря при роботі.

СКП функціонально поділено на такі системи::

- розподілу повітря;
- охолодження;
- автоматичного регулювання температури;
- рециркуляції повітря;
- автоматичного регулювання тиску (САРТ);
- обігрівання простору під підлогою.

8.3.7 Система протиобледеніння

Протиобліднювальна система (ПОС) призначена для захисту літака від обледеніння.

ПОС складається з повітряно-теплової й електротеплової систем. Повітряно-теплова ПОС містить ПОС планера (крила й оперення), ПОС повітрозабірників двигунів. Електротеплова ПОС містить ПОС переднього скла кабіни екіпажу та сигналізатори обледеніння.

ПОС планера призначена для запобігання утворенню льоду або завантаження його з носків, що відхиляються і не відхиляються, передкрилків та носків стабілізатора. ПОС повітрозабірників двигунів призначена для запобігання утворенню льоду або для завантаження його з носків повітрозабірників двигунів. Протиобледенільними системами планера й повітрозабірників двигунів керують за допомогою приладів керування й контролю УУКП-148, які забезпечують два режими керування – автоматичний і ручний.

ПОС переднього скла призначена для запобігання утворенню льоду й очищення поверхні скла (завантаження з них води, льоду, що підтанув, та снігу). Такою системою керують за допомогою пристрою керування й контролю УУТС-140М, який забезпечує два режими керування – автоматичний і ручний. Сигналізатори обледеніння EW 164 призначені для сигналізації наявності обледеніння й видачі команд на автоматичне вмикання підсистем ПОС.

8.3.8 Кисневе обладнання

Кисневим є таке обладнання:

- стаціонарне – для екіпажу;
- аварійне – для пасажирів і бортпровідників;
- переносне.

Стаціонарне кисневе обладнання призначене для живлення киснем членів екіпажу під час польоту в розгерметизованій кабіні, захисту органів дихання й зору від диму і токсичних речовин, що виділяються при пожежі, а також для профілактичного живлення киснем під час тривалих польотів у герметичній кабіні. До складу стаціонарного обладнання входять блоки кисневого обладнання (БКО), розташовані на кожному робочому місці, витратний балон з киснем БК-10-150, кисневі маски з комплекту БКО й димозахисні окуляри ДЗ0-1Л.

Аварійне кисневе обладнання призначене для забезпечення живлення киснем пасажирів і бортпровідників після розгерметизації кабіни. До складу аварійного кисневого обладнання входять аварійні кисневі блоки (АКБ), що забезпечують кожного пасажирів кисневою маскою. Для навчання користування кисневою маскою використовується демонстраційна маска МКП-3. Переносне кисневе обладнання призначене для терапевтичного живлення киснем пасажирів, які потребують цього, а також для захисту органів дихання й зору членів екіпажу та бортпровідників від впливу диму й токсичних речовин під час переміщення по літаку. Переносне кисневе обладнання складається з переносних блоків Бкп-2-2-210, димозахисних масок ДКМ-1М і кисневих масок МКП-1Т.

8.3.9 Система підготовки повітря (СПП)

Система підготовки повітря забезпечує відбір повітря від двигунів, ДСУ та наземного джерела стисненого повітря з необхідними параметрами і подачу в лінії розподілу споживачам.

СПП складається з підсистем відбору повітря з лівого й правого двигунів (ПВП1 і ПВП2), відбору з ДСУ й трубопроводів розподілу.

Лінії відбору повітря з лівого й правого двигунів з'єднані між собою клапаном кільцювання. До лінії відбору повітря з лівого й правого двигунів приєднані лінії живлення від ДСУ й наземного джерела стисненого повітря.

Відбір повітря у СПП проводиться від 4-го і 7-го ступенів компресора двигуна.

Система забезпечує регулювання тиску й температури повітря.

Від лінії СПП проводиться відбір стисненого повітря для виконання тихих дій:

- наддування гідробаків, повітряних стартерів двигунів, водобака, обігрівання ДСУ, ПОС крила й оперення, лівої і правої СКП, простору під підлогою.

8.3.10 Побутове обладнання літака

Таке обладнання складається з теплоізоляції облицювань, килимового покриття, крісел екіпажу, пасажирських крісел (крісел економ- або бізнес-класу залежно від компонування), двох туалетів, двох буфетів, двох багажників під підлогою і заднього багажно-вантажного відсіку, багажних полиць для ручної поклажі пасажирів.

Аварійно-рятувальне обладнання призначене для порятунку екіпажу й пасажирів при аварійній посадці на сушу й водну поверхню. До аварійно-рятувального обладнання належать: кватирки в кабіні екіпажу, два рятувальних канати у кватирках, вхідні й службові двері, аварійні табло "Вихід", аварійна сокира в кабіні екіпажу, інструктивні написи про місце установалення й порядок користування аварійно-рятувальним обладнанням, медичні аптечки.

Під час польотів над водними просторами передбачені рятувальні плоти й жилети.

8.3.11 Система водопостачання й завантаження відходів

Система водопостачання призначена для подачі води в умивальники (буфети, туалети).

Система завантаження відходів призначена для їх збирання, зберігання й завантаження у спецмашину при обслуговуванні.

8.3.12 Система електропостачання

Електроживлення бортових споживачів електроенергії забезпечують дві системи електропостачання:

- змінного трифазного струму напругою 115/200 В частотою 400 Гц;
- постійного струму напругою 27 В.

До складу системи електропостачання 115/200 В частотою 400 Гц входять:

- два привід-генератори ГП21 з генераторами ГТ30НЖЧ12 потужністю 30 кВА кожний;
- генератор 30030-140 допоміжної силової установки потужністю 40 кВА;
- перетворювач ПТС-800БМ потужністю 0,8 кВА;
- блоки регулювання, захисту й керування;
- комутаційна й захисна апаратура.

Привід-генератори ГП21, установлені по одному на кожному двигуні Д-436, є основними джерелами струму, генератор 30030-140, установлений на двигуні ДСУ, – резервним. Система є первинною, оскільки її генератори перетворюють механічну роботу двигунів безпосередньо на електричну. В системі передбачене також живлення споживачів від аеродромного джерела змінного струму.

До складу системи електропостачання 27 В входять:

- три випрямні пристрої F11RB4140 потужністю 6 кВт кожний;
- три акумуляторні батареї 26108-6 ємністю 25 А·год кожна;
- комутаційна й захисна апаратура.

Випрямні пристрої є вторинними джерелами, оскільки перетворюють електроенергію змінного струму напругою 115/200В частотою 400Гц на електроенергію постійного струму напругою 27 В. Випрямні пристрої є основними джерелами постійного струму, акумуляторні батареї – аварійними.

Для передачі електроенергії від джерел до споживачів передбачено центральні розподільні пристрої (ЦРП) і розподільні пристрої (РП), силові шини, що містять елементи захисту й комутації.

Системи електропостачання автоматизовані, що в більшості випадків не потребує ручних операцій перемикання й відключення джерел при виникненні несправностей.

Світлотехнічне обладнання за своїм призначенням є таким:

- освітлювальне для кабін;
- зовнішнє світлотехнічне;
- аварійне світлотехнічне.

Для освітлення кабін необхідно щоб у кабіні екіпажу світильники були загального освітлення, основного вбудованого й резервного яскравого освітлення приладів, щитків і пультів; у транспортній кабіні – світильники загального освітлення пасажирського салону, переднього й заднього побутових відсіків, гардеробів, туалетів, трапа, буфету, заднього багажно-вантажного відсіку.

Зовнішнє світлотехнічне обладнання складається із зовнішньої освітлювальної та світлосигнальної апаратури.

До апаратури зовнішнього освітлювального обладнання належать такі фари:

- посадкові, руліжні, бічного світла, освітлення повітрязбірника двигуна, освітлення кіля, освітлення стабілізатора, еронавігаційні вогні, хвостовий вогонь, пробліскові маяки.

Аварійне світлотехнічне обладнання забезпечують

- світильники аварійного освітлення кабіни екіпажу, прохідного освітлення і чергового освітлення, внутрішнього і зовнішнього аварійного освітлення, а також табло маркування шляхів аварійного виходу і табло маркування і указання розташування аварійних виходів.

8.3.13 Засоби автоматичного керування польотом

Систему автоматичного керування САУ-148 призначено для автоматичного директорного й суміщеного керування польотом.

Пілотажно-навігаційне обладнання

Систему повного й статичного тисків призначено для подачі тиску до приладів, що надають інформацію про основні параметри польоту (швидкість, висоту та вертикальну швидкість).

Пілотажний прилад комбінований резервний ППКР-СВС призначено для вимірювання й індикації барометричної висоти, приладової швидкості числа М та вертикальної швидкості.

Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ИКВСП-148 забезпечує споживачів літака цифровою інформацією:

– про поточні значення висотно-швидкісних параметрів з реалізацією закону компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряних тисків як функції числа М в куті атаки;

– кут атаки й нормальне перевантаження літака;

– максимально припустимі значення параметрів VMO, VFE, MMO,

$\alpha_{\text{доп}}$, $n_{\text{у доп}}$;

– формування попереджувальних сигналів про наближення до критичних режимів польоту.

Курсовертикаль LCR-100 призначена для визначення крену, тангажа, курсу, кутових швидкостей навколо осей літака й лінійних прискорень.

Авіагоризонт АГБ-96Г є резервним авіагоризонтом, призначеним для забезпечення візуальною інформацією про крен, тангаж, бічне ковзання й відхилення від рівносигнальних зон курсового й глісадного радіомаяків, а також передавання сигналів справності, крену й тангажа споживачам.

Магнітний рідинний компас КИ-13БС-1Е застосовується для визначення магнітного курсу літака в прямолінійному горизонтальному польоті.

Бортова інтегрована апаратура навігації й посадки Курс-93М призначена для літаководіння за сигналами наземних радіомаяків VOR і виконання передпосадкових маневрів і заходів на посадку за сигналами посадкових радіомаяків системи ILS і СП.

Метеонавігаційна радіолокаційна станція RDR-4B призначена для радіолокаційного огляду повітряного простору з метою виявлення метеоутворень і зон у них, небезпечних для польотів, а також радіолокаційного огляду земної й водної поверхонь.

Радіовисотомір ALT-4000 використовується для вимірювання дійсної висоти польоту літака.

Система EGPWS МК-V при взаємодії з бортовим радіоелектронним обладнанням літака призначена для раннього попередження екіпажу про можливе потрапляння в ситуацію, розвиток якої може призвести до ненавмисного зіткнення літака із земною або водною поверхнею. Попередження здійснюється шляхом мовної й світлової сигналізації, а також шляхом формування візуальної інформації про характер підстилкової поверхні на екранному індикаторі на основі електронних баз даних рельєфу земної поверхні, штучних перешкод і аеродромів.

СИСТЕМА попередження зіткнення CAS-100 призначена для виявлення загрози зіткнення літака з іншими повітряними суднами й видачі рекомендацій до виконання маневру у вертикальній площині для запобігання можливному зіткненню.

Радіодалекомір DME-4000 призначено для виміру похилої дальності між літаком і наземним радіомаяком.

Автоматичний радіокомпас ADF-4000 запропоновано для літаководіння за привідними і широкомовними радіостанціями і радіомаяками.

Літакові відповідачі:

СО-96 призначено для автоматичної передачі наземним службам керування повітряними службами сигналів для визначення радіолокаційних координат літака, а також сигналів, що містять інформацію про номер літака, висоту польоту й залишок палива. Крім того, відповідач забезпечує передачу сигналу про аварійну обстановку й сигналу індивідуального впізнавання.

TRA-67A виконує функції, аналогічні функціям СО-96, і крім цього, обмінюючись інформацією з відповідачами інших ПС, передає цю інформацію в CAS-100.

Система супутникової навігації БПСН-2 призначена для використання як джерела навігаційної інформації, обчисленої за даними, прийнятими від супутникових навігаційних систем.

Обчислювальна система літаководіння ВСС-100 призначена для виконання таких дій:

- формування й відображення екіпажу інформаційних і керувальних сигналів, необхідних для навігації на всіх етапах;
- оперативного керування програмою польоту;
- централізованого керування системами пілотажно-навігаційного обладнання, бортовою системою технічного обслуговування й системами радіотехнічного обладнання навігації й посадки;

- автоматизованого наземного й автоматичного польотного контролю власної працездатності, а також контролю лінії зв'язку й інформації взаємодіючих систем;

- уведення й зберігання інформації аеронавігаційної бази даних і видачі інформації з неї для індикації на КСЭИС-148;

- інтеграції автономних систем, що забезпечують вирішення навігаційних завдань;

- забезпечення навігаційною інформацією сполучених систем зі складу бортового електронного обладнання;

- вирішення завдань літаководіння в режимах автоматичного, напіваавтоматичного й ручного керування літаком.

Система індикації й реєстрації

Комплексна система електронної індикації й сигналізації КСЭИС-148 призначена для таких дій:

а) відображення інформації, необхідної льотному екіпажу:

- пілотажної, навігаційної, оглядової інформації;

- інформації про функціонування силової установки та бортового обладнання, відмови і несправності систем і комплексів;

- довідкової інформації і рекомендацій з усунення відмов і несправностей;

б) керування режимами індикації екранних індикаторів;

в) формування сигналів звукової частоти про досягнення літаком граничних і критичних режимів польоту.

Хронограф В18-956 призначено для показання поточного часу, вимірювання часу польоту й вимірюванню коротких проміжків часу до однієї години.

Бортовий пристрій реєстрації БУР-92А-05 (БПР) призначено для збирання, перетворення, реєстрації й збереження у випадку льотної події польотної інформації, що дозволяє визначити причину льотної події й передумови до неї,

оцінити техніку пілотування літного складу й працездатність систем літака, агрегатів і обладнання.

Система централізованого технічного обслуговування

Реєстратор параметрів міцності (РПМ) призначено для збирання, оброблення й реєстрації інформації, необхідної для забезпечення безпеки польотів і безперервної льотної придатності літака за умов міцності, а також контролю темпів витрати ресурсу силової конструкції.

Бортова система технічного обслуговування (БСТО) забезпечує:

- контроль систем літака, що не мають вбудованих засобів контролю;
- прийом інформації про результати контролю від систем літака, що мають вбудовані засоби контролю;
- запам'ятовування даних про відмови в поточному й попередніх польотах;
- подачу на землю на екрани багатфункціональних пультів керування обчислювальною системою літаководіння або виносним терміналом інформації про поточні відмови в системах літака або записаної БСТО;
- організацію в польоті передачу на землю даних про відмови;
- нагромадження в експлуатаційному реєстраторі інформації, необхідної для поглибленої діагностики систем літака і читання на землі цієї інформації з використанням програм наземного оброблення, реалізованих у виносному терміналі.

Система інтеграції загальнолітакового обладнання

Система керування загальнолітаковим обладнанням СУОСО-148 (СКЗЛЮ) є спеціалізованою обчислювальною інформаційно-керувальною системою з розподіленою мережею абонентів (систем, що сполучаються, і комплексів) літака.

СУОСО-148 призначена для виконання таких дій:

- збирання, оброблення й передачі інформації від датчиків літакових систем;

- організації обміну інформацією між блоками приймання й видачі сигналів (БПМВС) і комплексною системою індикації і сигналізації за двома каналами інформаційного обміну;
- формування параметрів і ознак загальнолітакового обладнання (ЗЛО) для кадрів КСЭИС-148;
- приймання інформації про відмови у функціональних системах і комплексах літака, що мають вбудовану систему контролю;
- здійснення контролю працездатності й локалізації несправностей у системах літака, що не мають ВСК;
- виведення в аварійний реєстратор параметричної інформації й кодів відмов для запису в захищений накопичувач;
- реалізації алгоритмів і видачі команд керування в системи ЗЛО, що не мають власних обчислювальних засобів і забезпечення зв'язків із цифровими бортовими обчислювальними системами;
- виведення параметричної інформації й запам'ятовування кодів у (БСТО);
- контролю справності датчиків мережі збирання інформації й ланцюгів їх підключення до блока БПМВС.

Зв'язне обладнання

Таке обладнання містить:

- апаратуру внутрішнього зв'язку авіаційна АВСА – МВЛ;
- МВ радіостанції VHF-4000;
- ДКМВ радіостанції HF-9000;
- комплексні пульти керування радіотехнічними системами RTU-4220;
- твердотільний реєстратор звукової інформації ГРТ;
- бортову інформаційно-розважальну систему Муза;
- бортовий пристрій відтворення компакт-дисків А4;
- бортову відеосистему Етюд;
- автоматичний переносний радіомаяк АРМ-406П;

- аварійно-рятувальний радіомаяк АРМ-406АС1;
- аварійну радіостанцію Р-855А1;
- гарнітури із середнім шумозахистом ГСШ-А-18;
- статичні розрядники.

Апаратура внутрішнього зв'язку «авіаційна АВСА-МВЛ» призначена для ведення двостороннього телефонного внутрішньолітакового зв'язку між членами екіпажу, виходу членів екіпажу на зовнішній радіозв'язок, прослуховування сигналів радіонавігаційної апаратури й спеціального призначення, гучномовного оповіщення пасажирів, а також для зв'язку технічного персоналу між собою та з членами екіпажу при технічному обслуговуванні літака.

МВ-радіостанція VHF-4000 призначена для ведення безошукового непідстроєного двостороннього телефонного радіозв'язку екіпажу літака з наземними диспетчерськими пунктами служби керування повітряним рухом (КПР) і екіпажами інших літаків у діапазоні частот від 118,000 до 136,175 МГц із рознесенням частот між сусідніми каналами 8,33 або 25 кГц.

ДКМВ-радіостанція HF-9000 запропонована для ведення далекого безошукового непідстроєного двостороннього телефонного радіозв'язку екіпажу літака з наземними диспетчерськими пунктами служби КПР і екіпажами інших літаків у діапазоні частот від 2,0000 до 29,9999 МГц із дискретністю 100 Гц.

Комплексний пульт керування (КПК) радіотехнічними системами RTU-4220 забезпечує централізоване керування системами радіозв'язку й навігації літака, а також відображення інформації на дисплеї пульта щодо цих систем.

Реєстратор твердотільний звукової інформації ОРТ призначено для безперервного запису на твердотільний енергонезалежний накопичувач (комплект мікросхем) такої інформації:

- переданої й прийнятої КПС і 2П по внутрішньому і зовнішньому зв'язках, а також переданої КПС і 2П по каналу оповіщення пасажирів;

- що надходить з мікрофонів гарнітур КПС і 2П без натискання кнопок СПУ і Радио;
- переданої СБП (БП) по каналу оповіщення пасажирів;
- що надходить із відкритого мікрофона, встановленого в кабіні екіпажу;
- закодованого часу для синхронізації записаної мовної інформації з даними параметрів польоту, зареєстрованими бортовим пристроєм реєстрації параметрів польоту.

ОРТ забезпечує збереження записаної інформації за останні вісім годин польоту.

Бортова інформаційно-розважальна система Муза (далі система) призначена для підключення чотирьох звукових програм та інформаційних повідомлень першим (другим) пілотом або бортпровідником до крісел пасажирів. Система на літаку сполучена з бортовим пристроєм відтворення компакт-дисків А4, бортовою відеосистемою Етюд і апаратурою АВСА-МВЛ. Прослуховування звукових програм та інформаційних повідомлень забезпечується за допомогою індивідуальних стереонавушників, які підключаються до пультів, установлених у підлокітнику кожного пасажирського крісла.

Бортовий пристрій відтворення компакт-дисків Ритм-А4 застосовують для відтворення стереофонічних (монофонічних) музичних програм або монофонічних інформаційних програм на борту літака, бортову відеосистему «Етюд» – для трансляції відеопрограм на борту літака.

Автоматичний переносний радіомаяк АРМ-406П являє собою радіопередавач сигналів небезпеки й запропоновано для використання в міжнародній супутниковій системі пошуку й порятунку аварійних об'єктів «КОСПАС-САРСАТ».

Радіомаяк при роботі із супутникового каналу працює на частоті 406 МГц, при роботі з каналу близького приводу – на частоті 121,5 МГц. Радіомаяк приводиться в дію автоматично (під час удару) або вручну.

Аварійно-рятувальний радіомаяк АРМ-406АС1 являє собою малогабаритний переносний радіопередавач сигналів небезпеки й запропоновано для використання в міжнародній супутниковій системі пошуку й порятунку аварійних об'єктів «КОСПАС-САРСАТ».

Аварійна радіостанція Р-855А1 призначена для зв'язку (поза літаком) екіпажу літака, що зробив вимушену посадку поза аеродромом, з екіпажами літаків (вертольотів) пошуково-рятувальної служби.

Радіостанція є переносною малогабаритною, індивідуального використання та забезпечує двосторонній безпошуковий непідстроєний телефонний радіозв'язок на двох фіксованих частотах (121,5 МГц або 243 МГц), а також може бути використана як радіомаяк.

Гарнітури ГСШ-А-18 застосовують для роботи пілотів та інспектора (якщо він є на борту) з бортовою апаратурою зв'язку.

Статичні розрядники призначені для зниження електростатичного потенціалу в польоті, завдяки чому забезпечується нормальна робота бортового радіоелектронного обладнання.

До енергозалежних систем належать:

- гондоли двигуна, системи підготовки повітря, кондиціонування повітря, протиобледеніння, системи повітряного запуску, водопостачання й завантаження відходів;

- гідравлічна і паливна системи;

- система електропостачання.

ГЛАВА 9

ГОНДОЛИ ДВИГУНІВ

9.1 Опис

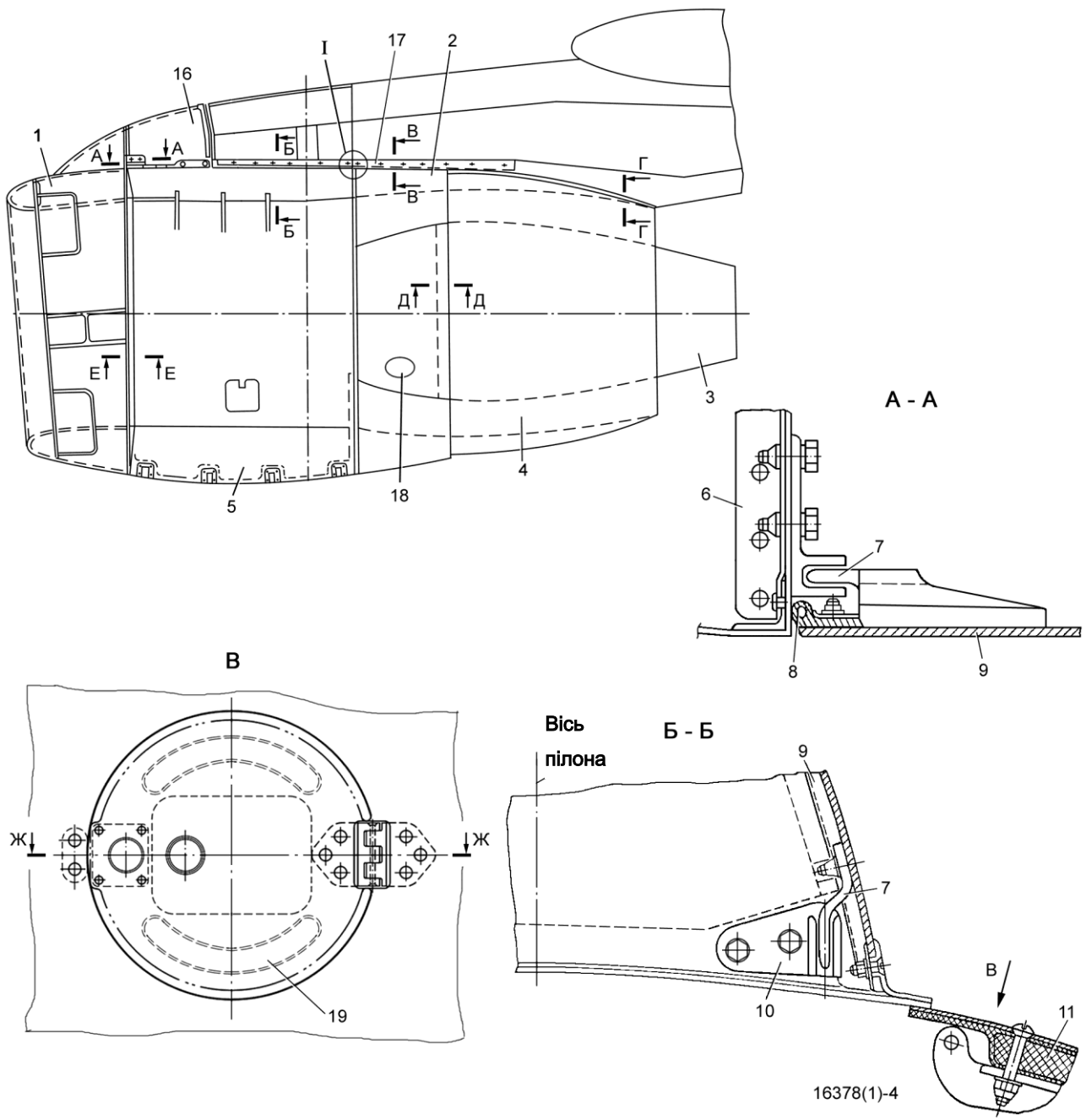
Гондоли й пілони забезпечують точну аеродинамічну комбінацію крила й двигунів, захищають двигун і обслуговуючі його системи від впливу атмосферних опадів і призначені для розміщення й кріплення двигуна, а також систем і агрегатів, що забезпечують його роботу. Крім того, гондолу застосовують для організації повітряного потоку на вході у двигун і формування об'єднаного реактивного струменя вентиляторного (зовнішнього) і газогенераторного (внутрішнього) контурів. Охолодження агрегатів, установлених на двигуні, і вентиляція простору під капотом у польоті здійснюються зустрічним потоком повітря.

Гондоли всіх двигунів мають одну конструкцію, відмінність тільки в розташуванні люків на панелях капота вентилятора. Демонтаж і монтаж двигуна до пілона проводиться з гондолою. Пілони сприймають навантаження від двигунів і передають їх на крило. Для запобігання поширенню пожежі, що може виникнути на двигуні, на крило пілон захищено протипожежними перегородками.

Для доступу до двигуна, агрегатів і систем у гондолі й пілоні знаходяться знімні кришки, панелі, залізи, обтічники й відкидні кришки. Для завантаження рідини, що накопичується самопливом у зливальній ємності й дренажному бачку, у нижній частині кришок капота вентилятора й крищі лючка капота газогенератора виконано отвори для дренажу.

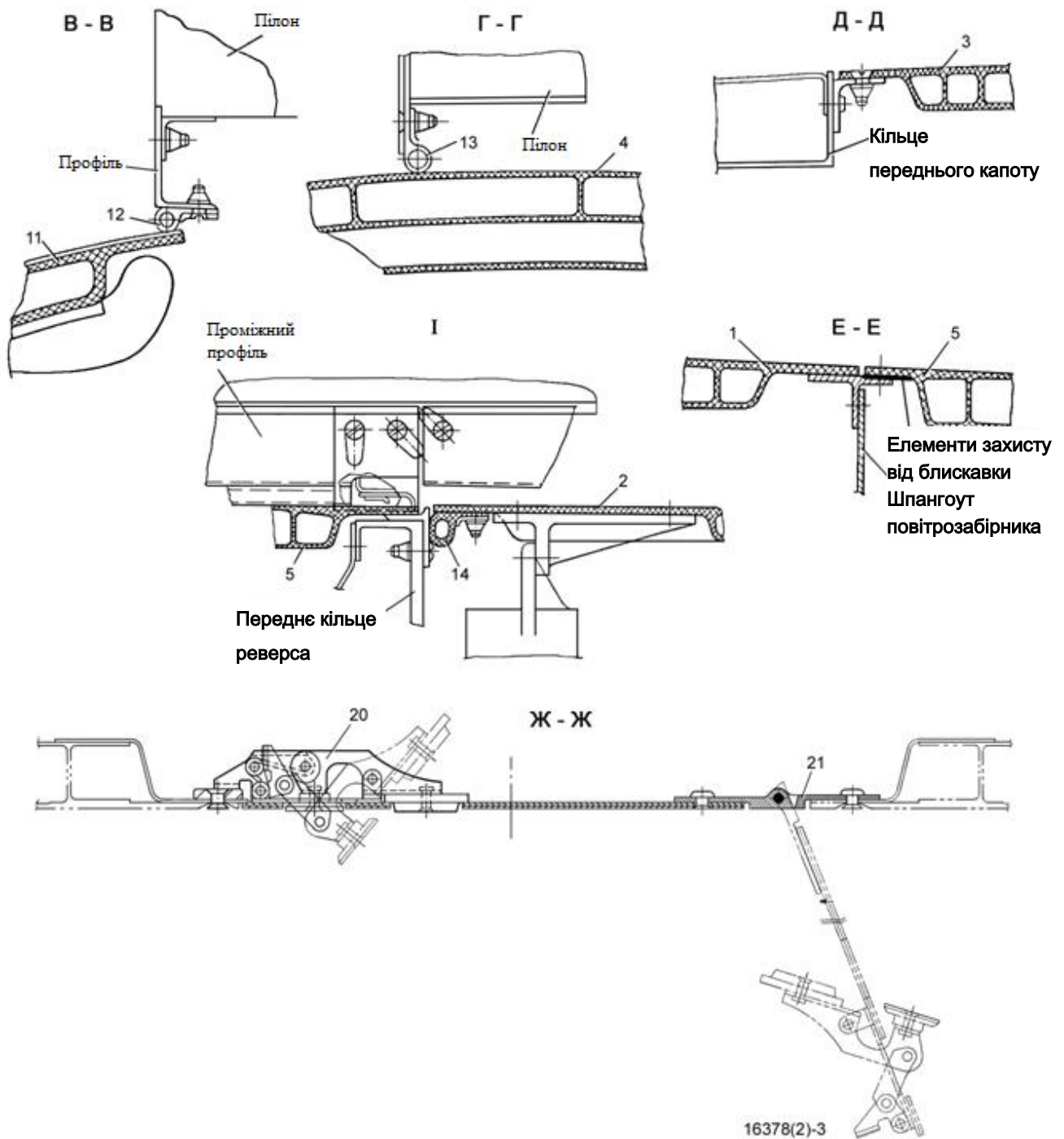
Стикування елементів конструкції гондоли між собою і з пілоном здійснюється профілями герметизації.

Елементи гондоли показано на рисунку 9.1.



- | | |
|-----------------------------|-------------------------------------|
| 1 – повітрязабірник; | 8 – профіль герметизації; |
| 2 – обтічник реверса; | 9 – обтічник пілона; |
| 3 – капот газогенератора; | 10 – кронштейн; |
| 4 – сопло вентилятора; | 11 – кришка капота вентилятора; |
| 5 – капот вентилятора; | 16 – обтічник пілона; |
| 6 – носок обтічника пілона; | 17 – щиток РУ; |
| 7 – фіксатор; | 18 – передній капот газогенератора; |
| | 19 – лючок для заправлення маслом; |

Рисунок 9.1 – Гондола двигуна
466



1 – повітрязабірник;

2 – обтічник реверса;

3 – капот газогенератора;

4 – сопло вентилятора;

5 – капот вентилятора;

11 – кришка капота вентилятора;

12 – профіль герметизації;

13 – профіль герметизації;

14 – профіль герметизації;

20 – замок;

21 – петля

Рисунок 9.1 – Продовження

9.2 Конструкція й робота

Гондола двигуна складається з повітрязбірника 1 (див. рисунок 9.1), капота 5 вентилятора, обтічника 2 реверса, сопла 4 вентилятора, капота 3 газогенератора, обтічника 9 пілона, щитка РУ 17, переднього капота 18 газогенератора. Кришки капота й сопла вентилятора – легкознімні, що забезпечує швидкий підхід до вузлів навішення двигуна. Кільцевий канал вентиляторного контуру утворено зовнішньою поверхнею капота газогенератора й внутрішньою поверхнею сопла вентилятора.

Простір під капотом газогенератора охолоджується повітрям, що відбирається з вентиляторного контуру двигуна. При нагріванні двигун має можливість вільно зміщатися вздовж капота газогенератора.

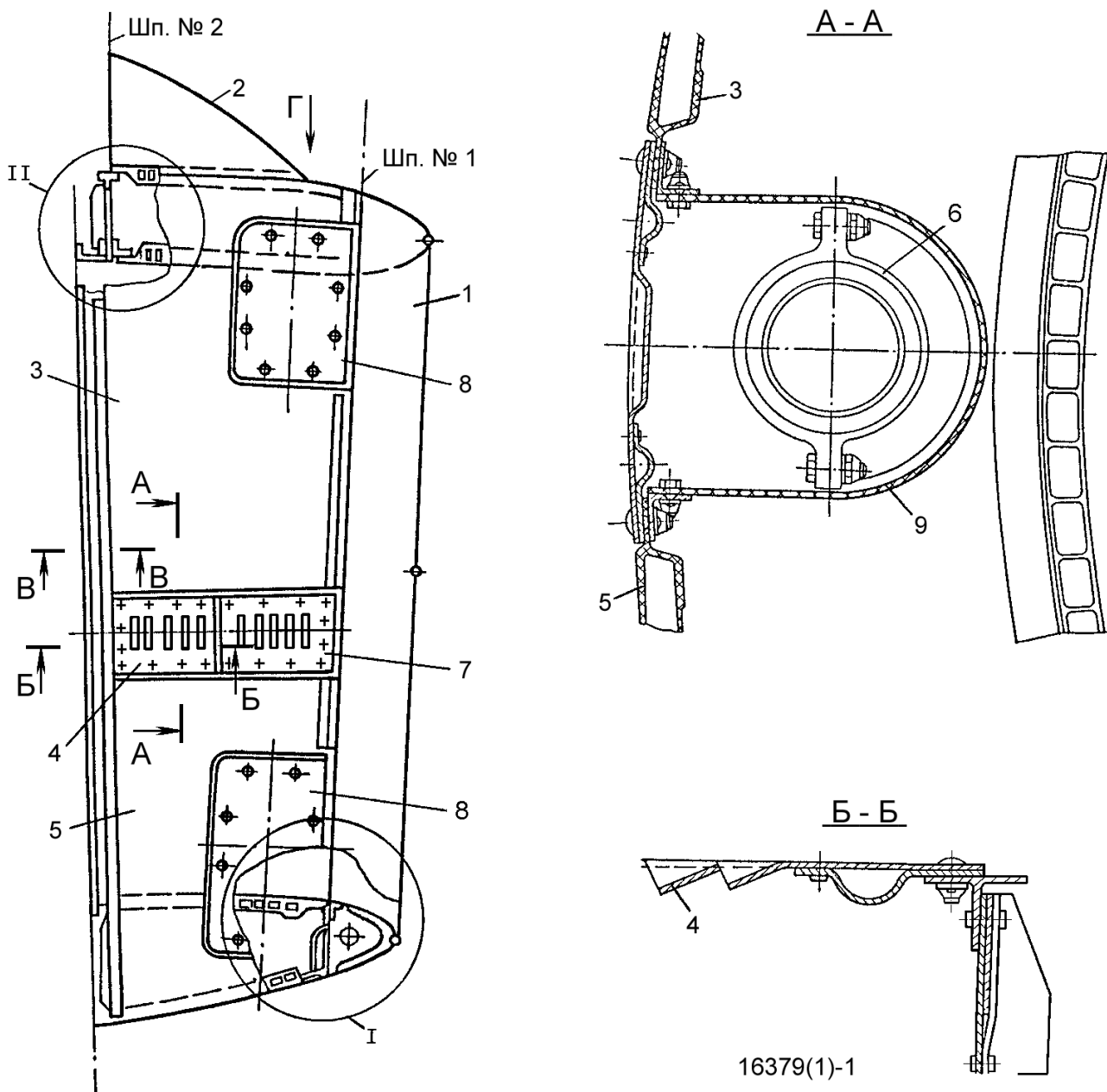
Каркас гондоли з'єднано із двигуном перемичками металізації. Повітрязбірник, капот вентилятора, обтічник реверса, сопло вентилятора, кришки капота газогенератора виконані зі склопластику. У конструкції гондоли також застосовані алюмінієві й титанові сплави.

Повітрязбірник (рисунок 9.2) має повітряно-теплову систему протиобледеніння носка, що живиться від системи протиобледеніння літака). Зверху на повітрязбірнику є такелажні вузли 10 з нарізними отворами під римболти. При експлуатації замість рим-болтів вкручуються пробки. Повітрязбірник кріпиться до переднього фланця корпусу вентилятора за допомогою болтів.

Повітрязбірник складається з корпусу 13, двох шпангоутів 14 і 17, носка 1 і зовнішніх панелей 3 і 5.

Доступ до агрегатів ПОС здійснюється через люки 4 і 7, а до вузлів кріплення носка повітрязбірника – через люки 8. Корпус 13 виконано пресуванням склопластику на сполучному ЭДТ-69Н у вигляді замкненої оболонки. На корпусі з боку повітряного каналу розміщено отвори шумоглушіння. На передній і задній кромках корпус з'єднано болтами зі шпангоутами повітрязбірника. Зовнішні панелі з'єднуються між собою та зі шпангоутами накладками, встановленими на гвинтах. Накладки одночасно є шинами металізації.

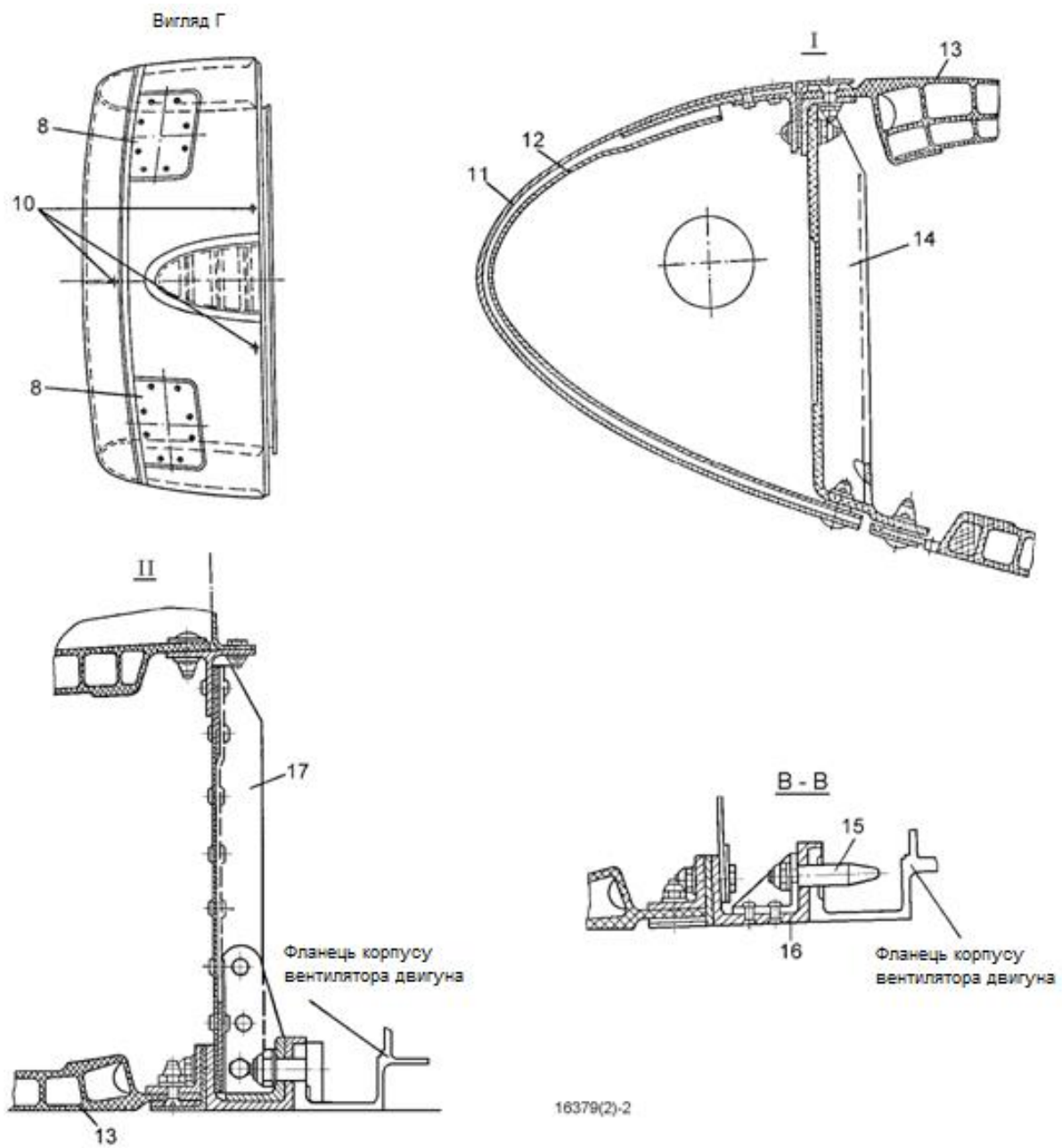
Шпангоути складаються зі стінок, посилених профілями. Внутрішній кільцевий профіль шпангоута 17 є силовим фланцем, яким повітрязбірник кріпиться до двигуна. Зовнішній кільцевий профіль шпангоута 14 є опорною поверхнею для передніх кромок кришок капота вентилятора.



- 1 – носок повітрозабірника;
- 2 – носок обтічника;
- 3 – панель;
- 4 – люк;
- 5 – панель;

- 6 – трубопровід ПОС;
- 7 – люк;
- 8 – люк;
- 9 – кожух

Рисунок 9.2 – Повітрозабірник



8 – люк;
 10 – отвори для вкручування
 такелажних вузлів;
 11 – обшивка;
 12 – гофр;

13 – корпус повітрязабірника;
 14 – шпангоут № 1;
 15 – штифт;
 16 – фітинг;
 17 – шпангоут № 2

Рисунок 9.2 – Продовження

Носок 1 повітрязабірника складається з обшивки 11, півкілець і шпангоута № 1.

Гофри з обшивкою і стики ділянок обшивки й гофрів склепані. Обшивка і гофри кріпляться болтами до шпангоута № 1. У порожнині носка повітрязабірника закріплено колектор ПОС.

Гаряче повітря з колектора через відкриті торці гофрів надходить усередину гофрів, обігриваючи зсередини обшивку 11. Далі повітря викидається в атмосферу через кільцеву щілину у стику носка повітрязабірника й зовнішніх панелей. Для захисту внутрішньої порожнини повітрязабірника від гарячого повітря, у випадку ушкодження колектора ПОС, колектор закривають захисним кожухом 9, а для вентиляції в кришках 4 і 7 установлені жалюзі.

Капот вентилятора (рисунок 9.3) забезпечує доступ до рухливої установки і агрегатів, встановлених навколо корпусу вентилятора. Капот (див. рисунок 9.3) складається з двох бічних кришок 2 і 6, шарнірно навішених за допомогою стопорних шпильок 7 на кронштейнах, закріплених болтовими з'єднаннями на передньому торцю на шпангоуті № 2 повітрязабірника, а також на фланцях корпусу вентилятора й патрубку СПП. Кронштейни навішення стягнуто чотирма тягами. У відкритому положенні кожна кришка утримується двома підпірками, які встановлено у фіксатори і застопорено планками. При закритому положенні кришок підпірки укладають в хомути 25, закріплені на каркасі кришок, які передньою кромкою опираються на шпангоут № 2 повітрязабірника, а задньою – на переднє кільце реверса. Перед закриттям кришок необхідно перевірити, щоб фіксатори засувки 5 знаходилися в прибраному положенні. Остаточне закриття кришок виконується стяжними важільними замками 3, після чого передня й задня кромки кришок додатково фіксуються засувками.

На правій кришці передбачено люк 27 із профілем, замком для фіксації рукава підігріву двигуна та люк 19 для заправлення маслом. На лівій кришці лівої гондоли встановлено люк 28 для наземного запуску двигуна. У верхній частині лівої кришки розміщено люк 1, в якому болтовими з'єднаннями кріпиться

решітка 20 відведення повітря з теплообмінника привід-генератора. Стик патрубка 22 із фланцем решітки ущільнюється профілем 21 герметизації.

Кришки капота виготовлені зі склопластику, тяги – з алюмінієвого сплаву, кронштейни – з титанового сплаву.

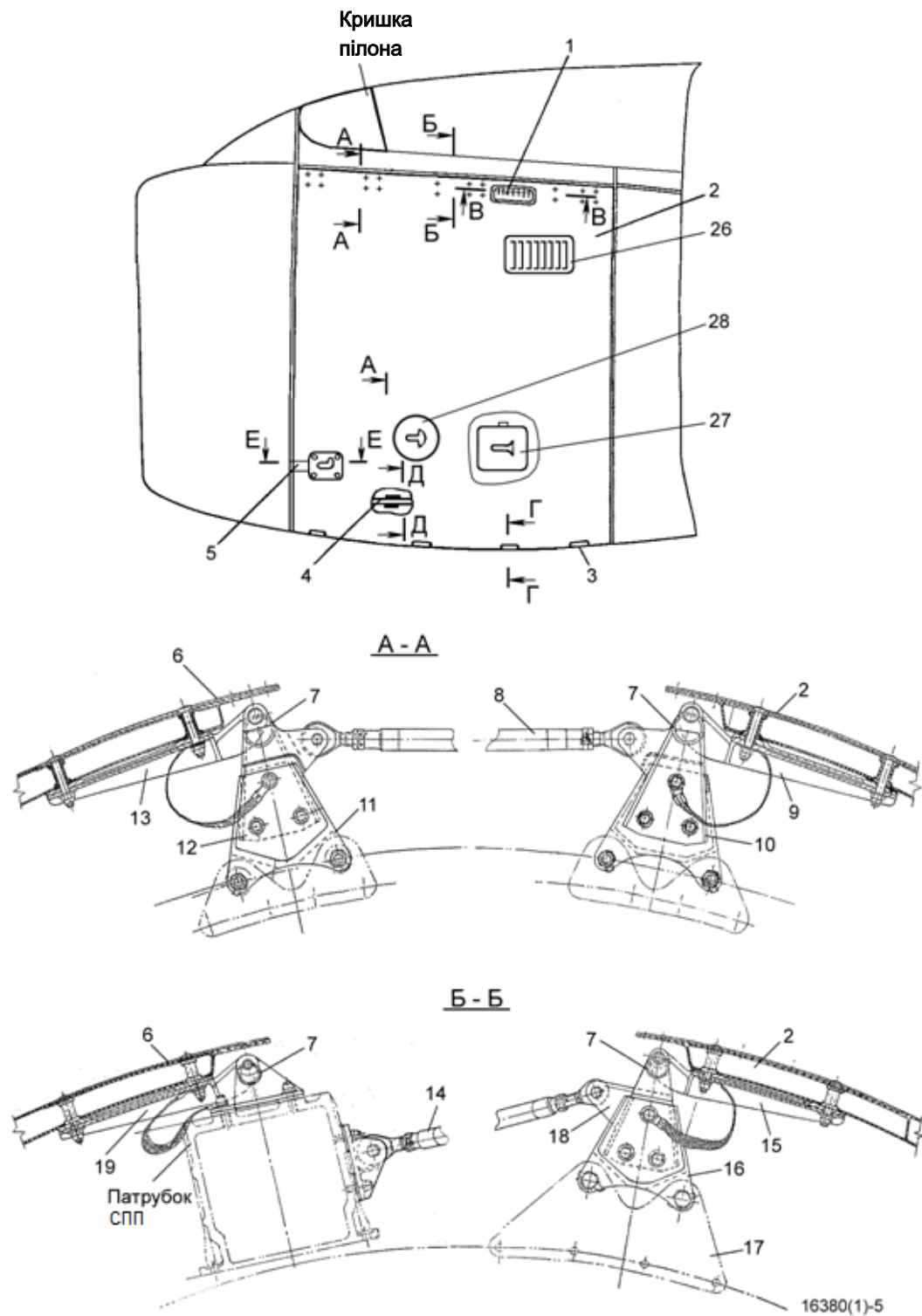
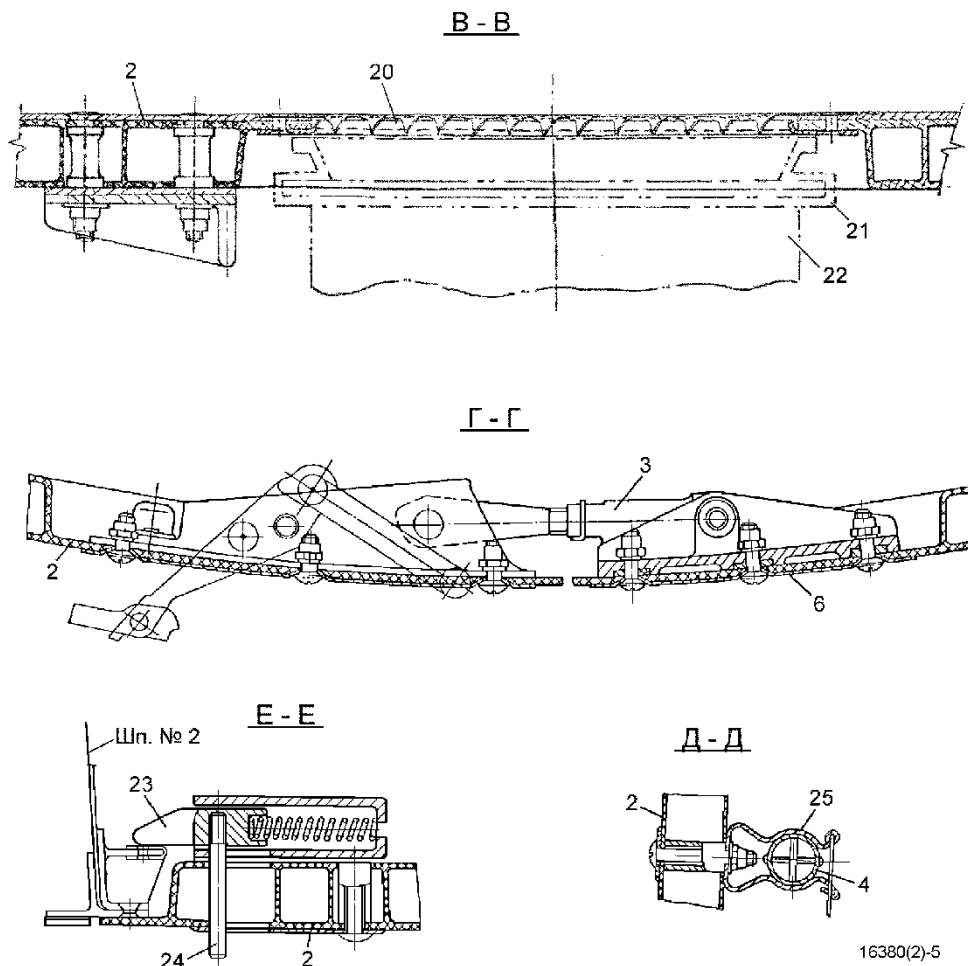


Рисунок 9.3 – Капот вентилятора



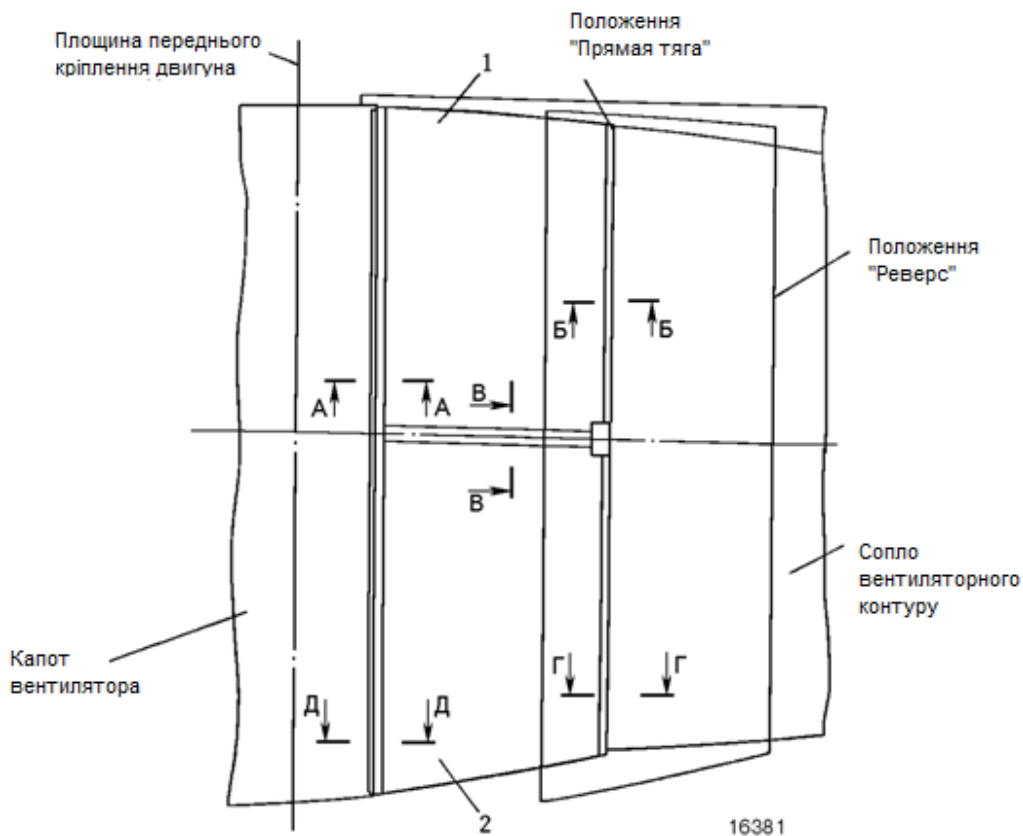
- | | |
|--|--|
| 1 – люк відведення повітря з теплообмінника привід-генератора; | 15 – кронштейн навішення лівої кришки; |
| 2 – ліва кришка капота; | 16 – кронштейн; |
| 3 – важільний замок; | 17 – кронштейн; |
| 4 – підпірка; | 18 – кронштейн; |
| 5 – засувка; | 19 – кронштейн; |
| 6 – права кришка капота; | 20 – ґрати; |
| 7 – стопорна шпилька; | 21 – профіль герметизації; |
| 8 – тяга; | 22 – патрубок; |
| 9 – кронштейн навішення лівої кришки; | 23 – фіксатор; |
| 10 – кронштейн; | 24 – стрижень; |
| 11 – кронштейн; | 25 – хомут; |
| 12 – кронштейн; | 26 – люк відведення повітря з підкапотного простору; |
| 13 – кронштейн навішення правої кришки; | 27 – люк підігріву двигуна; |
| 14 – тяга; | 28 – люк наземного запуску двигуна |

Рисунок 9.3 – Продовження

Обтічник реверса (рисунок 9.4) конструктивно являє собою розрізане в горизонтальній площині кільце зі склопластику, верхня й нижня панелі 1 і 2 якого з'єднані накладками 5, встановленими на болтах і анкерних гайках. Зсередини обтічника встановлено чотири кронштейни для кріплення обтічника до кареток приводу реверса.

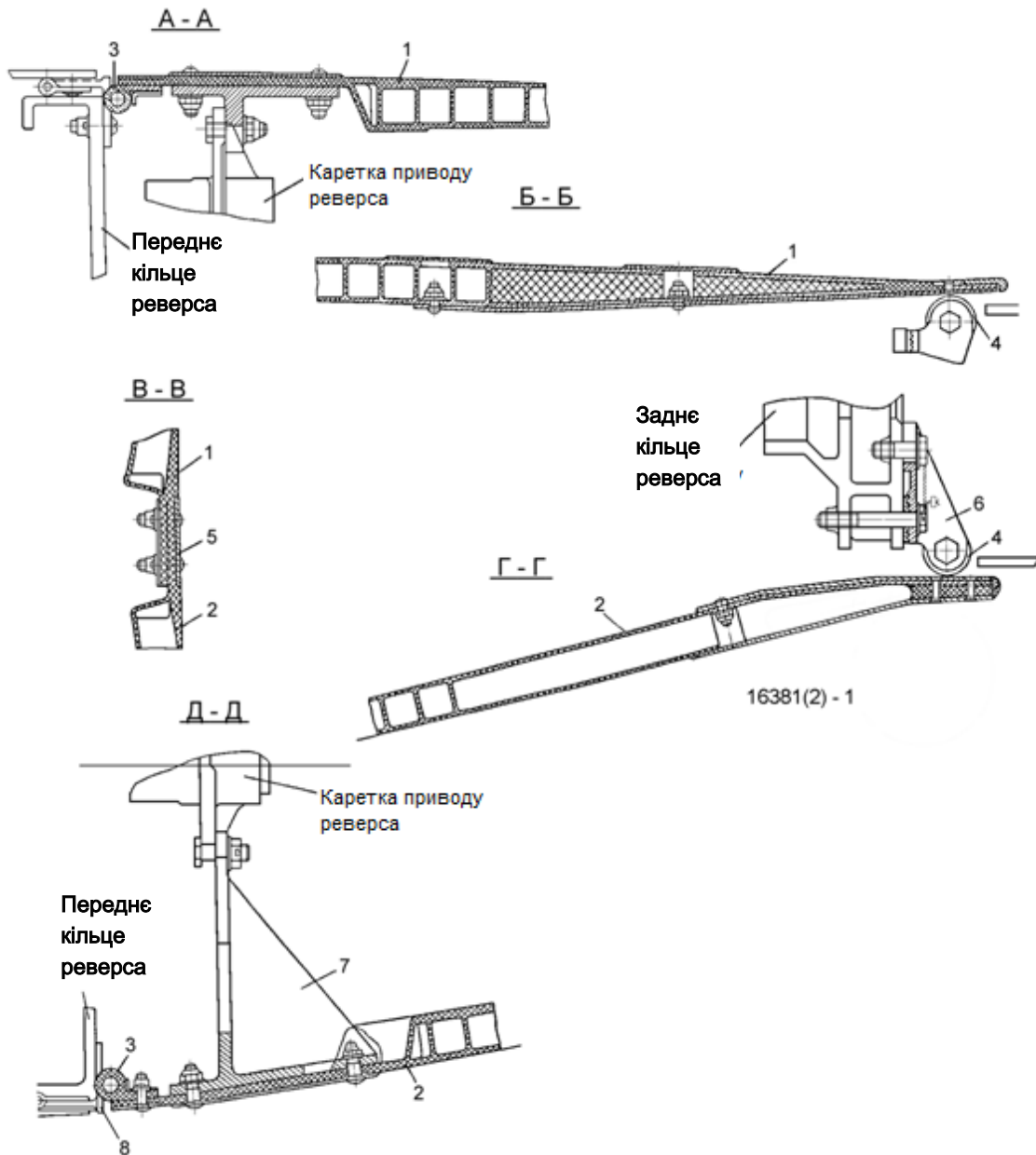
При прямій тязі обтічник притиснуто до переднього кільця реверса. Стик ущільнюється профілем 3 герметизації. На задньому торці обтічник реверса опирається на ролики 4, закріплені на задньому кільці реверса.

При зворотній тязі обтічник реверса зміщується назад; ролики 4, прокочуючись по обтічнику, забезпечують рівномірний зазор між обтічником реверса і соплом вентиляторного контуру.



1 – верхня панель; 2 – нижня панель

Рисунок 9.4 – Обтічник реверса



- | | |
|---------------------------|----------------|
| 1 – верхня панель; | 5 – накладка; |
| 2 – нижня панель; | 6 – кронштейн; |
| 3 – профіль герметизації; | 7 – кронштейн; |
| 4 – ролик; | 8 – шпангоут |

Рисунок 9.4 – Продовження

Сопло вентиляторного контуру (рисунок 9.5) забезпечує підхід до капота газогенератора. Сопло складається з металевої обшивки 5, склопластикового корпусу 9, силового пояса 7, прикріпленого болтами з'єднання до заднього кільця

реверса. Корпус кріпиться до заднього кільця реверса за допомогою кронштейнів 12 і 13 зі стяжними центрувальними штирями, що запобігають перекосу під час установавання сопла вентиляторного контуру.

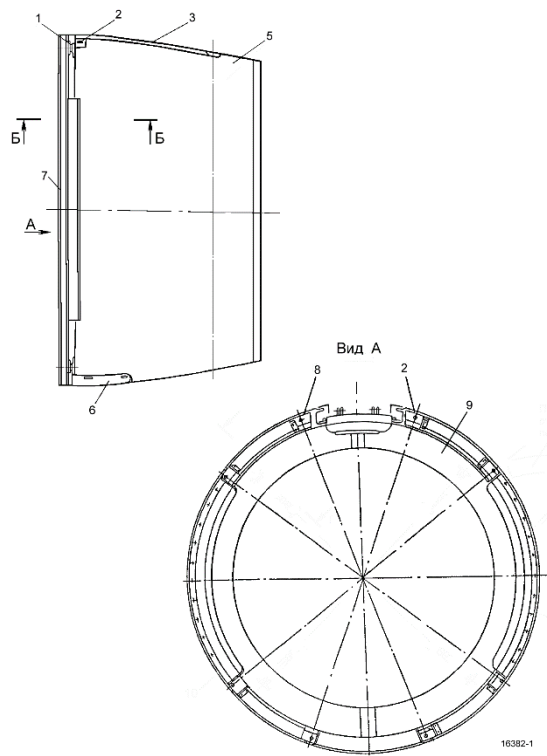
Для запобігання деформації кришок і корпусу сопла вентиляторного контуру при відкритті кришок на кронштейнах 12 навішення кришок розташовані обмежувачі. Для доступу до верхніх вузлів кріплення сопла до заднього кільця реверса на корпусі розташовані лючки кришок 2 і 8, що кріпляться гвинтовими замками, і панель 3. У нижній частині корпусу на гвинтових замках розміщена кришка 6 доступу до дренажного бачка двигуна. Стики елементів конструкції сопла ущільнюються профілями герметизації.

Капоти газогенератора (рисунок 9.6) містять передній капот газогенератора 18 та капот газогенератора 19, які забезпечують підхід до газогенераторної частини двигуна і заднього вузла його підвіски.

Передній капот газогенератора 18 являє собою каркас, що складається з опорного кільця 7 з балками 17. На балках розташовані сектори для кріплення переднього капота до фланця двигуна. До балок 17 за допомогою гвинтових замків кріпляться панелі 16. У місці проходу підкошу навішення двигуна встановлене ущільнення.

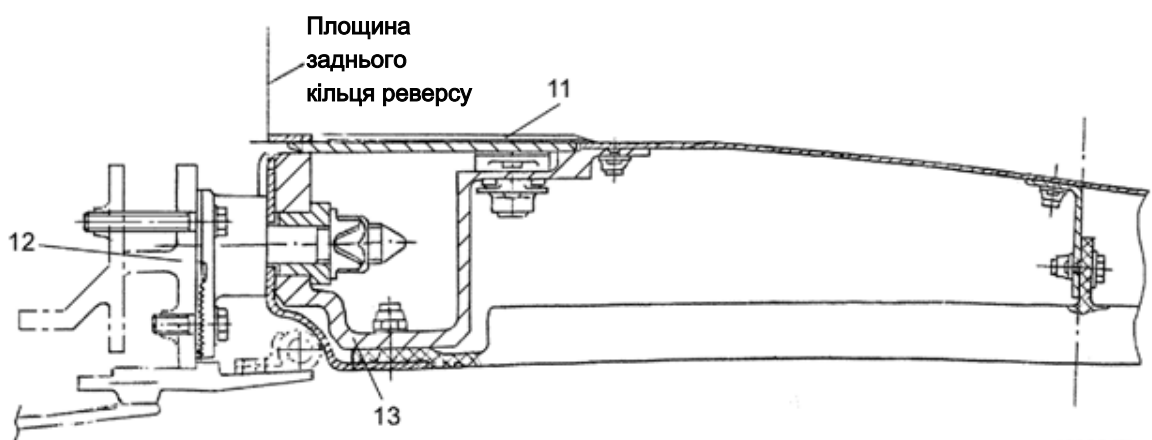
Капот газогенератора 19 являє собою каркас, балки якого кріпляться болтовими з'єднаннями до фланця опорного кільця 7 переднього капота газогенератора й фланця стікача 4. До балок болтовими з'єднаннями кріпляться верхня 2 і нижня 5 кришки, а замками 8 – бічні кришки 1. До фланця двигуна кріпляться шість радіальних пальців 12. Шарнірні підшипники 10, закріплені на радіальних пальцях 12, входять у пази скоб 11, установлених на стікачі. Таке кріплення стікача забезпечує свободу теплових розширень газогенераторної частини двигуна в радіальному й осьовому напрямках.

На внутрішніх панелях капота газогенератора виконано отвори шумопоглинання. У конструкції капота газогенератора застосовані алюмінієві, титанові сплави, сталі й склопластики.



а

Б - Б



б

1 – вузол кріплення сопла вентиляторного контуру до заднього кільця реверсу;
 2 – кришка;
 3 – панель;
 5 – металева обшивка;
 6 – кришка;

7 – силовий пояс;
 8 – кришка;
 9 – склопластиковий корпус;
 11 – лючок;
 12 – кронштейн;
 13 – кронштейн

Рисунок 9.5 – Сопло вентиляторного контуру

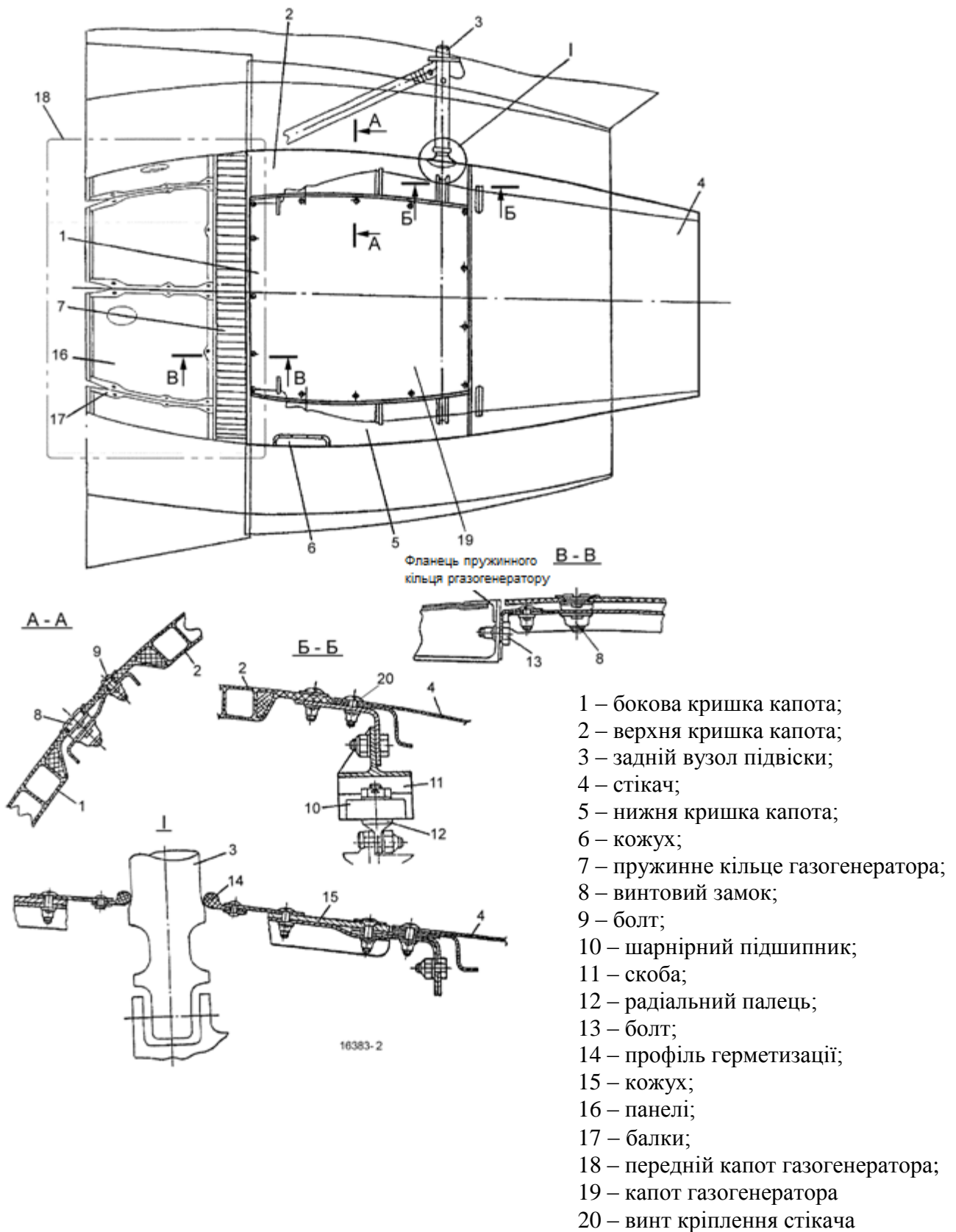


Рисунок 9.6 – Газогенераторний контур

ГЛАВА 10

СИСТЕМА ПІДГОТОВКИ ПОВІТРЯ

Перелік прийнятих скорочень:

БСТО	– бортова система технічного обслуговування;
БПР	– бортовий пристрій реєстрації;
ВСК	– вбудована система контролю;
ДСУ	– допоміжна силова установка;
КІСС	– комплексний індикатор систем і сигналізації;
КСЕІС	– комплексна система електронної індикації й сигналізації;
БФІ	– багатофункціональний індикатор;
ПВП	– підсистема відбирання повітря;
ПОС	– протиобліднювальна система;
ПП	– простір під підлогою;
РНТ	– регулятор надлишкового тиску;
САРТ	– система автоматичного регулювання тиску;
СКП	– система кондиціонування повітря;
СПП	– система підготовки повітря;
СКЗЛО	– система керування загальнолітаковим обладнанням;
ПККП	– пристрій керування й контролю ПОС;
ППС	– пристрій посилення сигналу;
ЦРП	– центральний розподільний пристрій.

10.1 Загальні відомості

Система підготовки повітря (СПП) забезпечує відбирання повітря від двигунів, ДСУ і наземного джерела стисненого повітря з необхідними параметрами та подачу його в лінії розподілу споживачам.

Наземне джерело стисненого повітря для запуску двигунів підключається через бортовий штуцер.

Від ліній СПП проводиться відбирання стисненого повітря:

- на наддування гідробаків;
- повітряні стартери двигунів;
- обігрівання ДСУ;

- ПОС крила й оперення;
- ліву й праву СКП;
- наддування водяного бака;
- обігрівання простору під підлогою;
- СПП, що керується й контролюється контролером.

Інформація про стан системи передається в КСЕІС, СКЗЛО, БСТО, БПР.

Функціональну схему СПП показано на рисунку 10.1, на ній наведено такі позначення:

- 1 – клапан високого тиску 6775A020000;
- 2 – регулятор тиску із запірною функцією 6776A020000;
- 3 – датчик тиску 92292A010000;
- 4 – датчик перепаду тиску 92293A010000;
- 5 – датчик температури П-109;
- 6 – клапан запірний 7082A020000;
- 7 – контролер;
- 8 – заслінка 7178 з електромеханізмами МПК-32А;
- 9 – теплообмінник 7179;
- 10 – клапан зворотний 3452 (УФ41058-063.00.00);
- 11 – клапан зворотний 3162 (тільки на ПВП1);
- 13 – бортовий штуцер (тільки на ПВП1);
- 14 – пристрій посилення сигналів;
- 15 – трубка Вентурі;
- 16 – пристрій керування й контролю ПОС;
- 17 – трубка Вентурі;
- 18 – клапан запірний 7082A020000;
- 19 – клапан зворотний 3262 (УФ41062-080.00.00);
- 20 – датчик тиску 92295A010000;
- 21 – заслінка 7313-01 з електромеханізмом МПК-31А

Основні дані:

тиск за регулятором тиску – не більш 3,7 кгс/см²;

температура за теплообмінником:

- при вимкнутій ПОС – 180 °С;
 - при увімкненій ПОС – (230±5) °С;
- максимальна температура при відбиранні повітря від ДСУ – 250 °С.

10.2 Опис

СПП складається із системи розподілу, що містить трубопроводи в крилі й фюзеляжі, і підсистем відбирання повітря з лівого й правого двигунів (ПВП1 і ПВП2).

Лінії відбирання повітря з лівого й правого двигунів з'єднані між собою клапаном кільцювання. До лінії відбирання повітря з лівого двигуна приєднані лінії живлення від ДСУ і наземного джерела стисненого повітря. При живленні від ДСУ й наземного джерела стисненого повітря, а також під час запуску правого двигуна від ДСУ й одного двигуна від іншої установки необхідно відкрити клапан кільцювання. Цим клапаном керують через пристрій керування й контролю ПОС. При вмиканні ПОС клапан кільцювання відкривається автоматично.

Система керування СПП забезпечує увімкнення, роботу й вимкнення системи, а також сигналізацію і контроль параметрів повітря при роботі.

Передбачено автоматичне відключення підсистеми відбирання повітря від двигунів при збільшенні тиску за РНТ понад 4,5 кгс/см² протягом п'яти секунд, при досягненні тиску 5,5 кгс/см² – протягом однієї секунди, при перевищенні витрати повітря 1,7 кг/с – понад 15 с і при перевищенні температури на виході ПВП понад 260 °С – протягом 20 с або понад 280 °С – протягом п'яти секунд. Повторне підключення підсистем відбирання здійснюється після відпускання й наступного натискання кнопки-табло «1(2) двиг. отбор».

Монтажну схему СПП зображено на рисунку 10.2, органи керування й контролю СПП – на рисунку 10.3.

Інформацію із СПП на кадрі «Воздух» БФІ показано на рисунку 10.4, а значення та колір символів на кадрі "Воздух" наведено у таблиці 10.1.

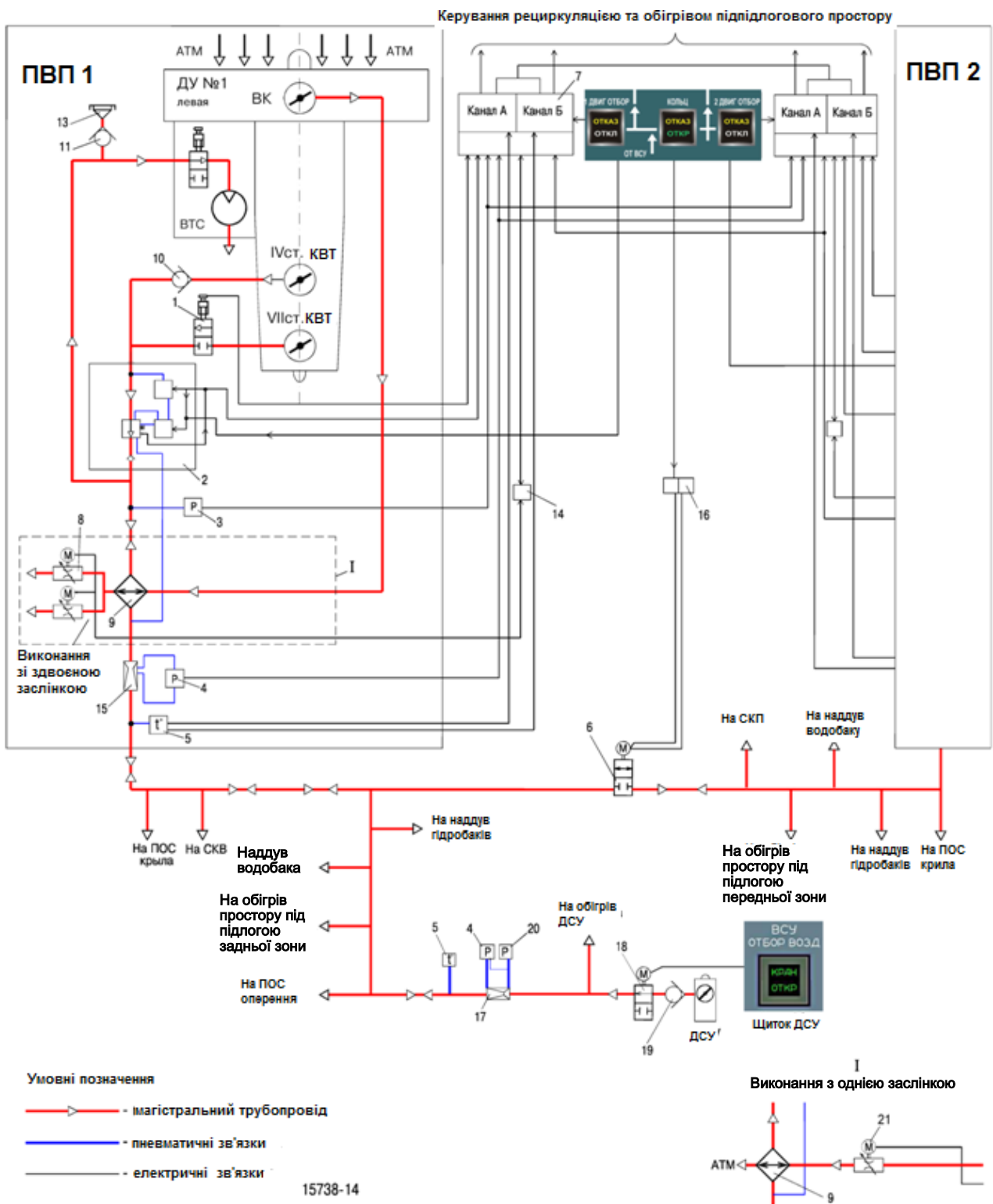


Рисунок 10.1 – Функціональна схема системи СПП

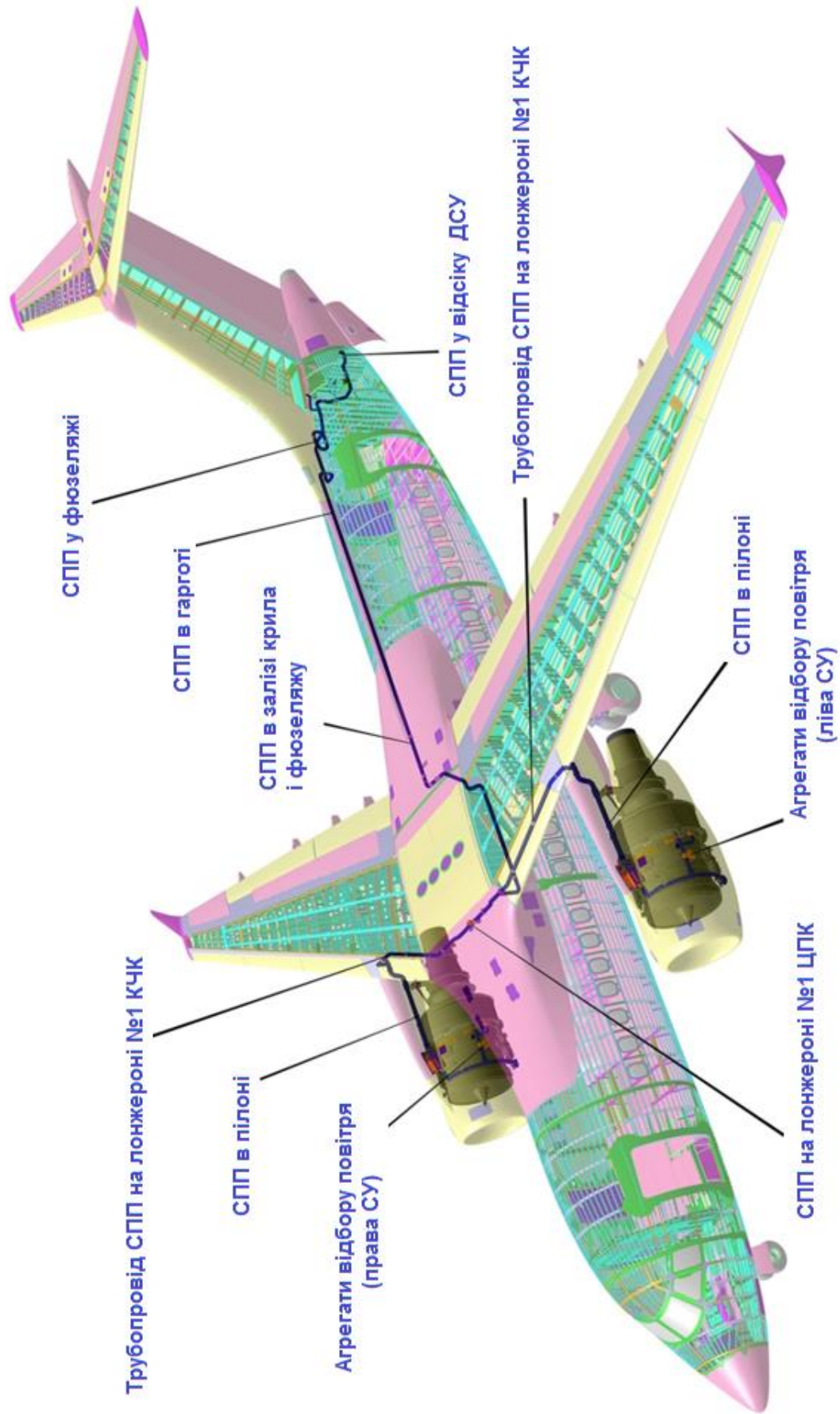


Рисунок 10.2 – Монтажна схема СПП

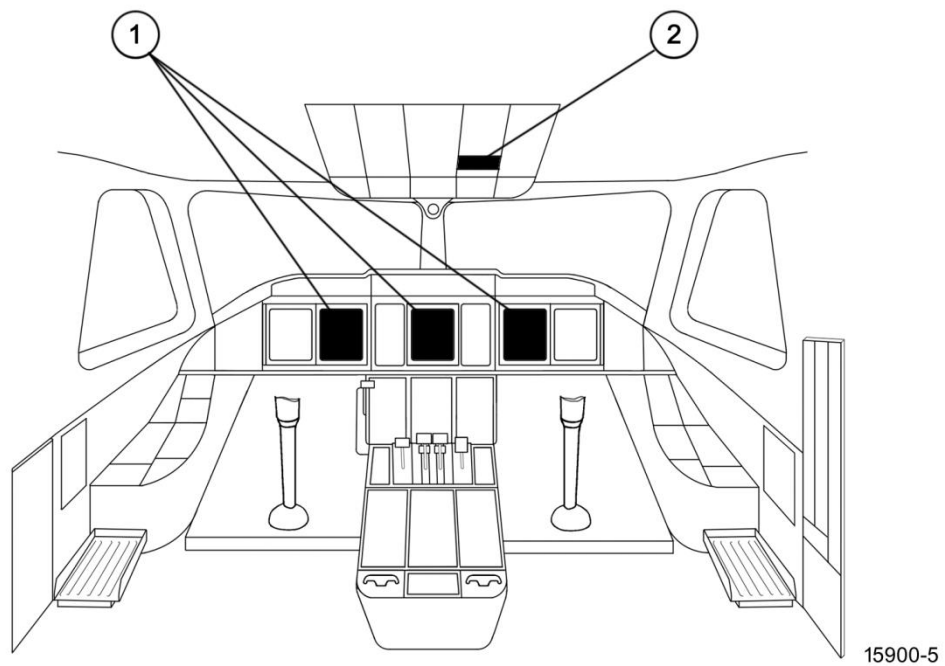
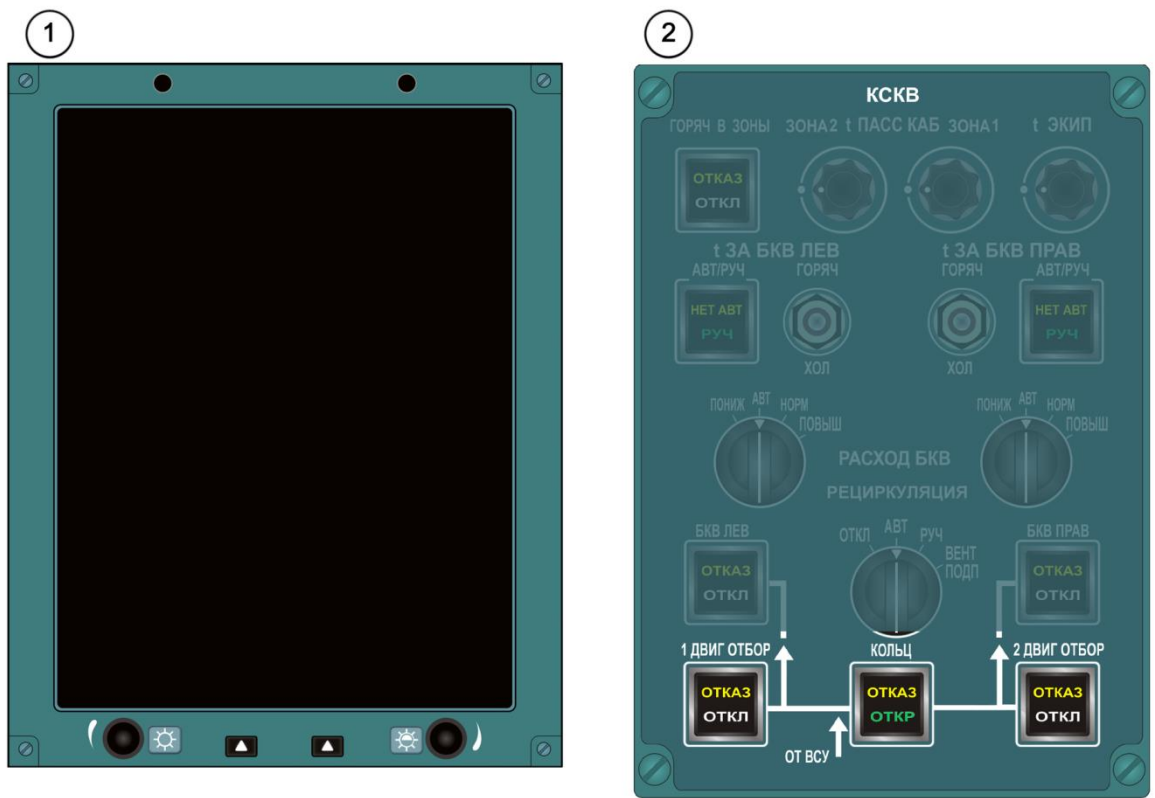


Рисунок 10.3 – Органи керування й контролю СПП

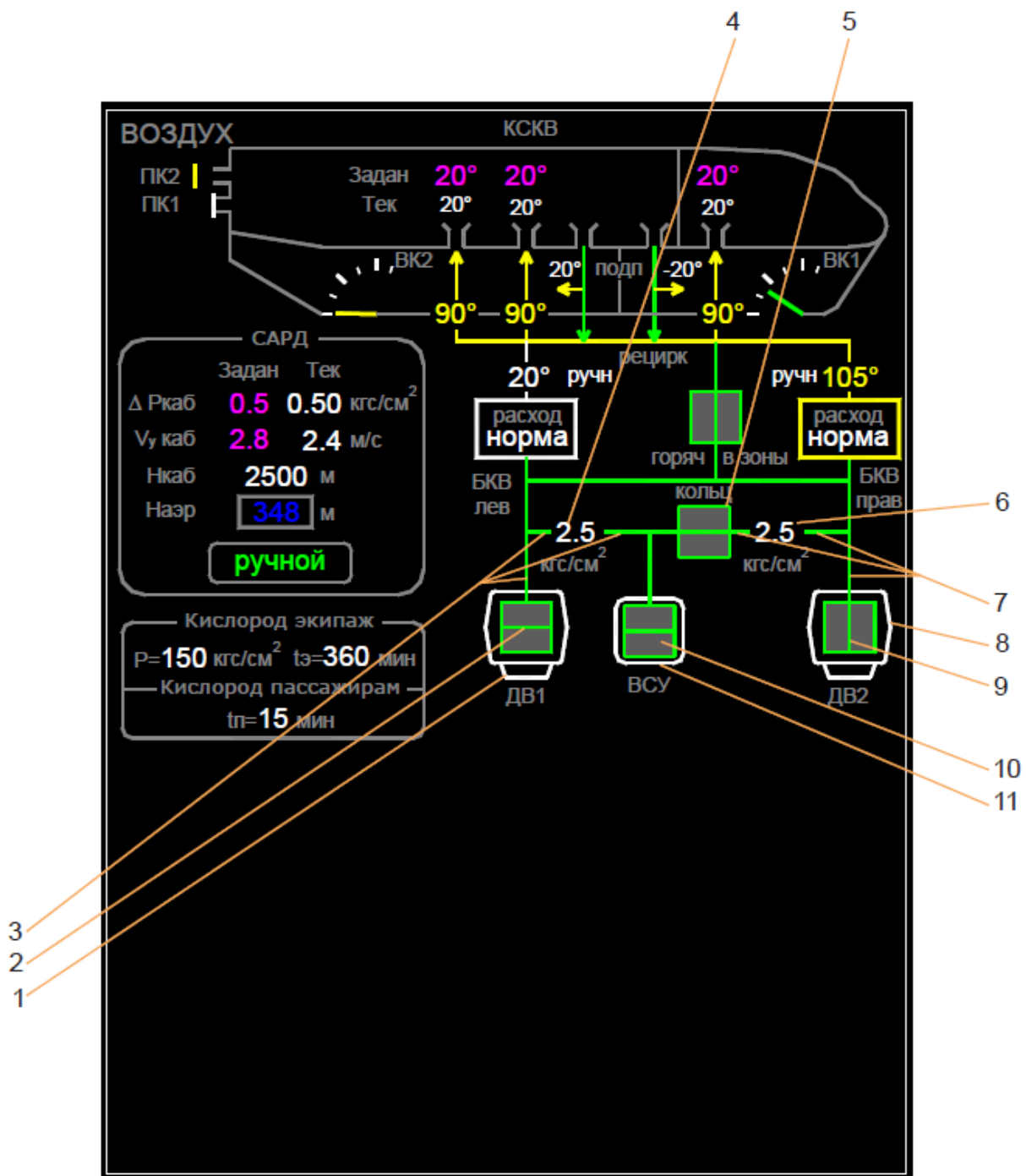


Рисунок 10.4 – Інформація із СПП на кадрі "Воздух" БФІ

Таблиця 10.1 – Значення і колір символів на кадрі "Воздух"

Номер символу на рисунку 10.4	Значення, колір символу
1	Лівий двигун: – білий – двигун не працює; – зелений – нормальна робота
2	Клапан відбирання повітря від лівого двигуна: – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
3	Ліва частина лінії кільцювання СПП: – білий – відсутність сигналу; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова; – відсутність символу – невірогідність інформації
4	Цифрове значення тиску в лівій лінії кільцювання СПП: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
5	Клапан кільцювання: – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
6	Цифрове значення тиску в правій лінії кільцювання СПП: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
7	Права частина лінії кільцювання СПП: – білий – відсутність сигналу; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова; – відсутність символу – невірогідність інформації
8	Правий двигун: – білий – двигун не працює; – зелений – нормальна робота
9	Клапан відбирання повітря від правого двигуна: – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
10	Клапан відбирання повітря від ДСУ: – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
11	ДСУ: – білий – ДСУ не працює; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова

10.3 Система розподілу. Опис і робота

Система розподілу повітря із СПП призначена для відбирання повітря із заданими параметрами від ПВП або ДСУ й подачі споживачам. До складу системи входять трубопроводи і агрегати СПП у крилі, залізі крила й фюзеляжу, центроплані, гаргроті, у хвостовій частині фюзеляжу та у відсіку ДСУ. Трубопроводи системи виконані з листової нержавіючої сталі й титанового сплаву, теплоізольовані скловолокном і облицьовані склотканиною.

На конструкції літака трубопроводи й агрегати закріплені за допомогою хомутів і кронштейнів. У трубопроводах є компенсатори, що захищають трубопроводи від температурних розширень (звужень) і вібраційних навантажень. У центроплані трубопроводи СПП розділені на ліву й праву частини запірним клапаном (рисунок 10.5).

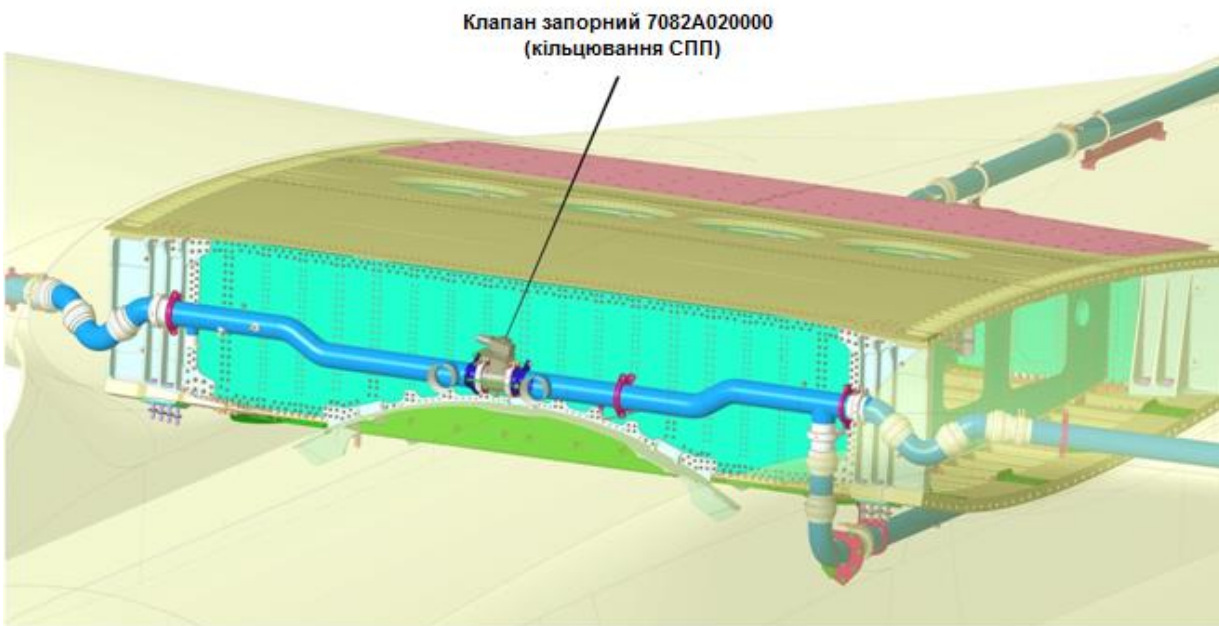


Рисунок 10.5 – Трубопровід СПП у центроплані

До лівої й правої частин СПП підключені ПВП1 і ПВП2, що подають стиснене повітря споживачам. Повітря, що відбирається від двигунів, надходить у систему розподілу із заданими параметрами температури й тиску, регульованими в ПВП.

Від лівої і правої частин СПП окремо проводиться відбирання стисненого повітря:

- у ліву і праву СКП;
- на наддування гідробаків;
- ПОС крила;
- наддування водобака;
- обігрівання простору під підлогою.

Повітря в ліву й праву СКП надходить від трубопроводу СПП у центроплані. Повітря на ПОС крила відбирається в місці з'єднання трубопроводів СПП крила і пілона.

Наддування гідробаків здійснюється від трубопроводу СПП у центроплані й трубопроводу СПП у залізі крила, наддування водобаків – від трубопроводу СПП у центроплані й трубопроводу СПП у хвостовій частині фюзеляжу. До лівої частини СПП приєднано трубопровід, що проходить у залізі крила, гаргроті, хвостовій частині фюзеляжу, відсіку ДСУ. У відсіку ДСУ трубопровід СПП через запірний клапан і зворотний клапан приєднано до компресора ДСУ (таблиця 10.2, рис. 10.6).

Від трубопроводу у фюзеляжі проводиться відбирання стисненого повітря на ПОС оперення, обігрівання ДСУ.

Таблиця 10.2 – Відомості про призначення агрегатів ПВП і місця їх встановлення

Найменування і позначення агрегату	Кількість	Призначення	Місце встановлення
Клапан запірний 7082A020000	1	Перекриття перетікання повітря між правою і лівою ПВП	Трубопровід лінії кільцювання в центроплані
	1	Перекриття відбирання повітря від ДСУ	У трубопроводах хвостової частини СПП
Клапан зворотний 3262	1	Перекриття зворотного перетікання повітря в лінії подачі повітря від ДСУ	У трубопроводах хвостової частини СПП

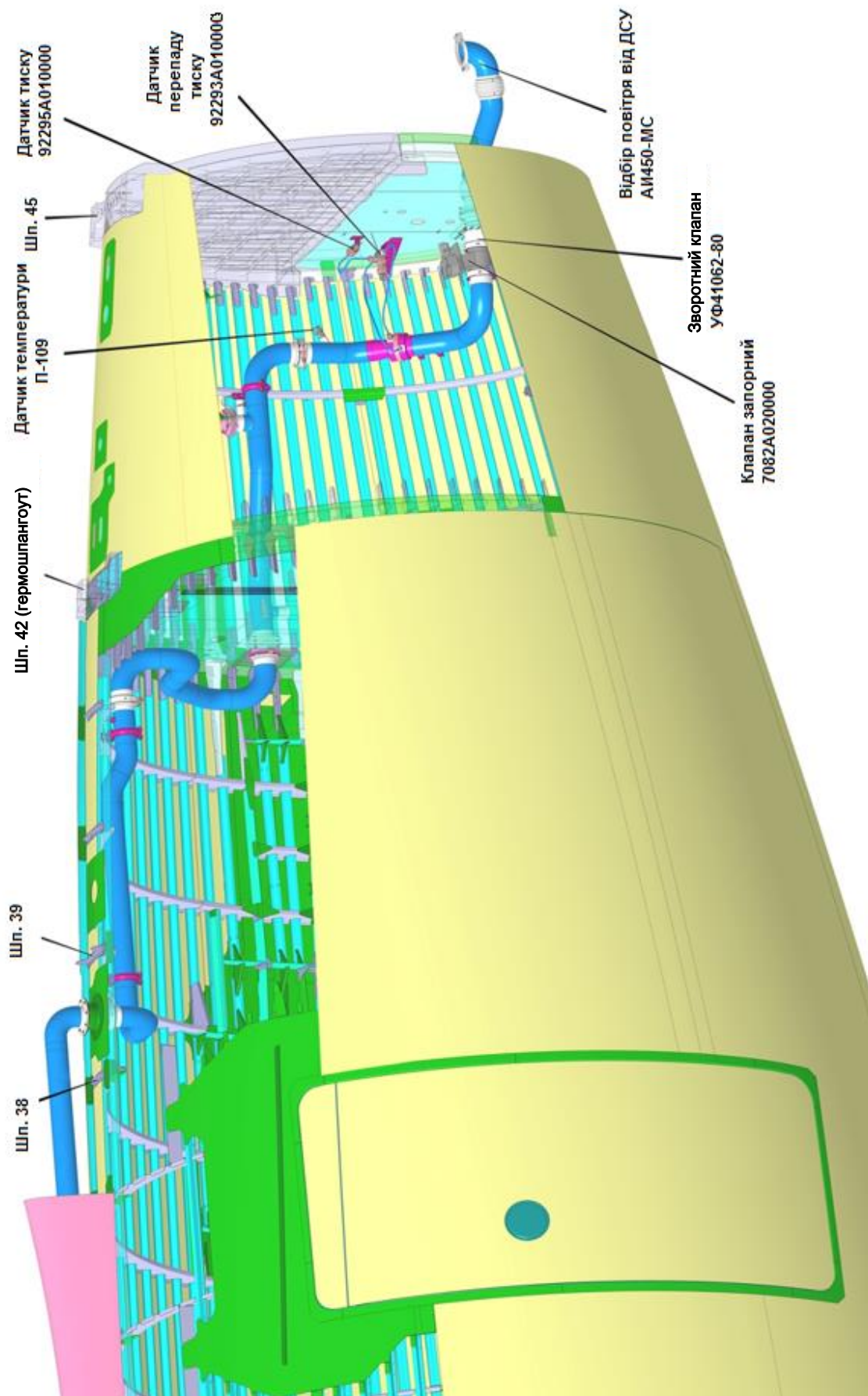


Рисунок 10.6 – СПП у хвостовій частині фюзеляжу

10.4 Підсистема відбирання повітря. Опис і робота

Підсистема відбирання повітря (ПВП) забезпечує відбирання повітря від двигунів з необхідними параметрами й подачу його в лінії розподілу споживачам. На літаку встановлено дві ПВП (ПВП1 і ПВП2), з'єднані між собою трубопроводом і клапаном кільцювання в центроплані.

Трубопроводи і агрегати змонтовані на двигунах і в пілонах двигунів. Трубопроводи системи виконані з нержавіючої сталі, теплоізовані скловолокном і облицьовані склотканиною. У трубопроводах є компенсатори, що захищають трубопроводи від температурних розширень (звужень) і вібраційних навантажень. Трубопроводи й агрегати закріплені за допомогою хомутів і кронштейнів.

Відомості про призначення агрегатів ПВП і місця їх встановлення наведено в таблиці 10.3.

СПП на СУ й пілоні показано на рисунку 10.7.

Монтаж ПВП на двигуні зображено на рисунку 10.8, у пілоні – на рисунку 10.9.

Таблиця 10.3 – Відомості про призначення агрегатів ПВП і місця їх встановлення

Найменування і позначення агрегату	Кількість	Призначення	Місце встановлення
Клапан зворотний 3452	2	Закриття відбирання повітря від IV ступені КВТ при відкритті відбирання повітря від VII ступені КВТ	На двигуні
Клапан високого тиску 6775A020000	2	Відкриття відбирання повітря від VII ступені КВТ	На двигуні
Регулятор тиску із запірною функцією 6776A020000	2	Включення/відключення відбирання повітря від двигуна, підтримання заданого тиску	На двигуні
Датчик тиску 92292A010000	2	Контроль тиску відбору	На двигуні
Датчик перепаду тиску 92293A010000	2	Визначення перепаду тиску для регулювання витрати повітря	У пілоні двигуна

Продовження таблиці 10.3

Найменування і позначення агрегату	Кількість	Призначення	Місце встановлення
Теплообмінник 7179	2	Підтримання заданої температури на виході ПВП	На двигуні
Заслінка 7178 з електромеханізмом МПК-32А або заслінка 7313-01 з електромеханізмом МПК-31А	2	Відкриття/закриття продувного каналу теплообмінника 7179	На двигуні
Датчик температури П-109	2	Контроль температури відбирання повітря	У пілоні двигуна
Трубка Вентурі	2	Вимірювання витрати зі СПП	У пілоні двигуна
Контролер СПП	2	Керування й контроль СПП	Шп. № 17, 18
Клапан зворотний 3162	1	Запобігання перетіканню повітря через штуцер запуску	На лівому двигуні
Бортовий штуцер запуску	1	Приєднання наземного джерела стисненого повітря	На лівому двигуні

Відбирання повітря здійснюється від IV або VII ступеня компресора двигуна. Відбирання повітря від VII ступеня компресора двигуна здійснюється при підключенні ПОС або устанавленні ВКД у положення, при якому $\alpha_{ВКД}$ менше значень, обмежених кривою графіка закону керування. При підключенні ПОС і при устанавленні $\alpha_{ВКД}$ на злітний режим відбирання повітря здійснюється від IV ступеня.

Для запуску двигуна ліворуч на капоті першого двигуна додатково встановлено штуцер наземного запуску.

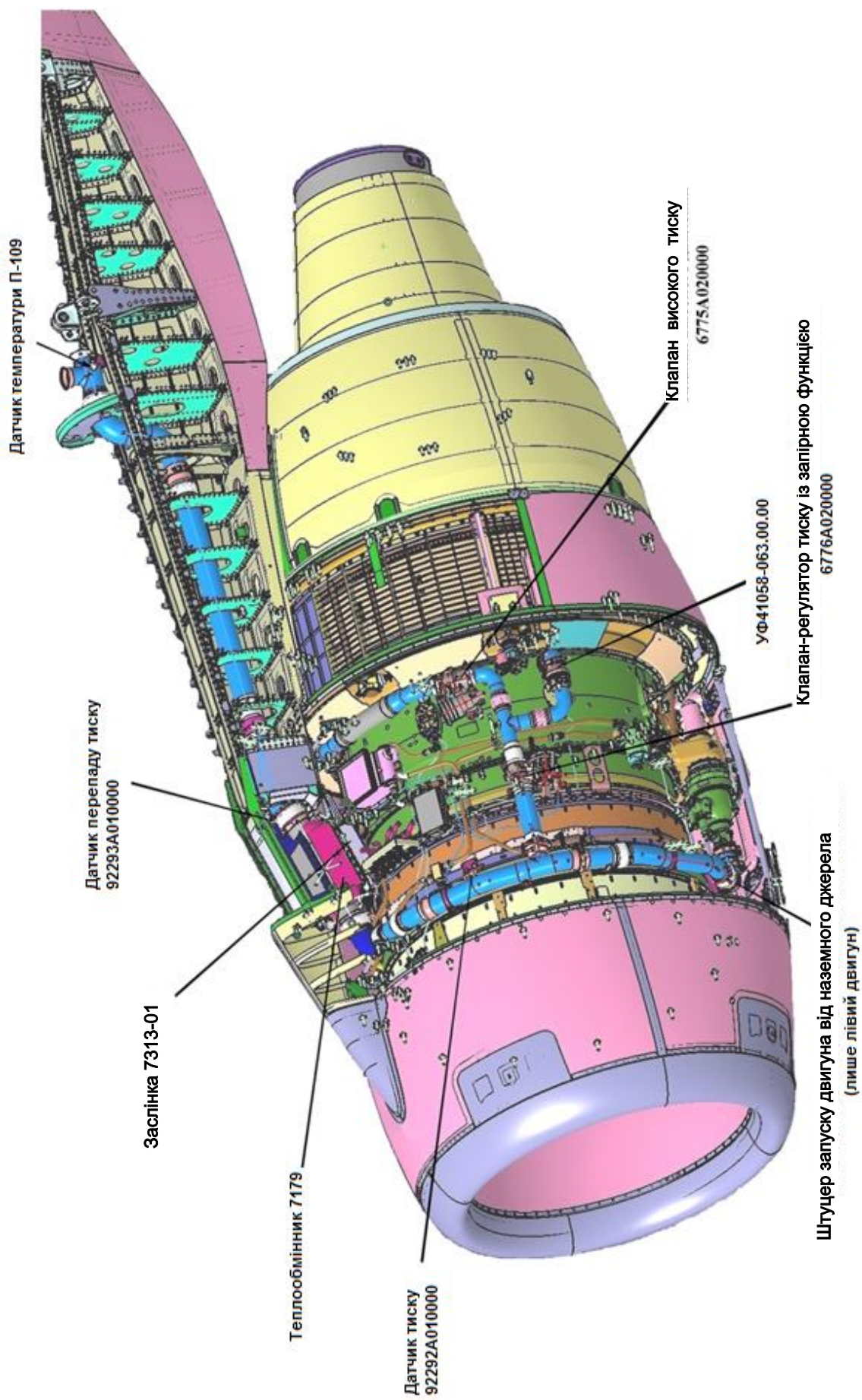
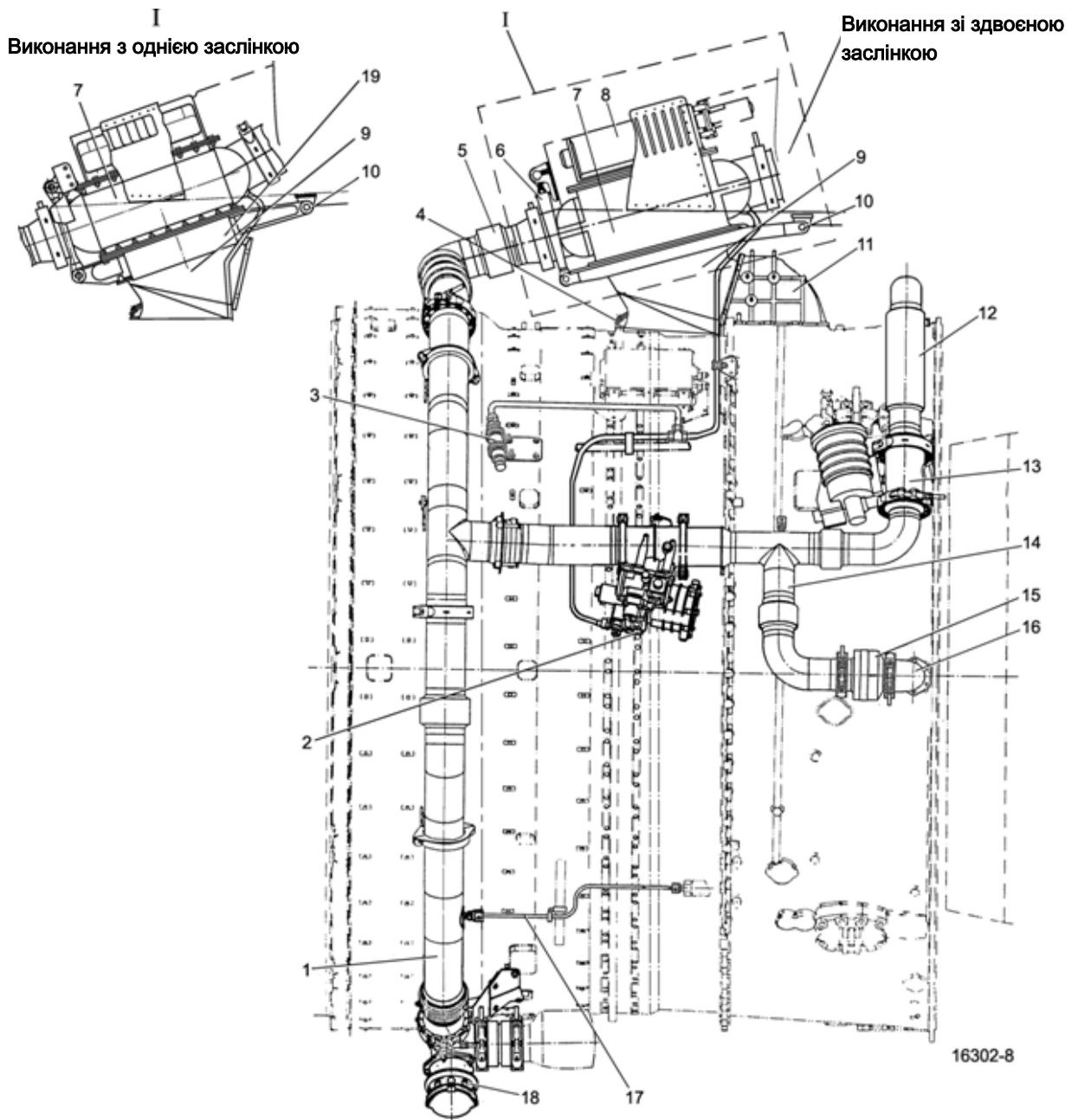
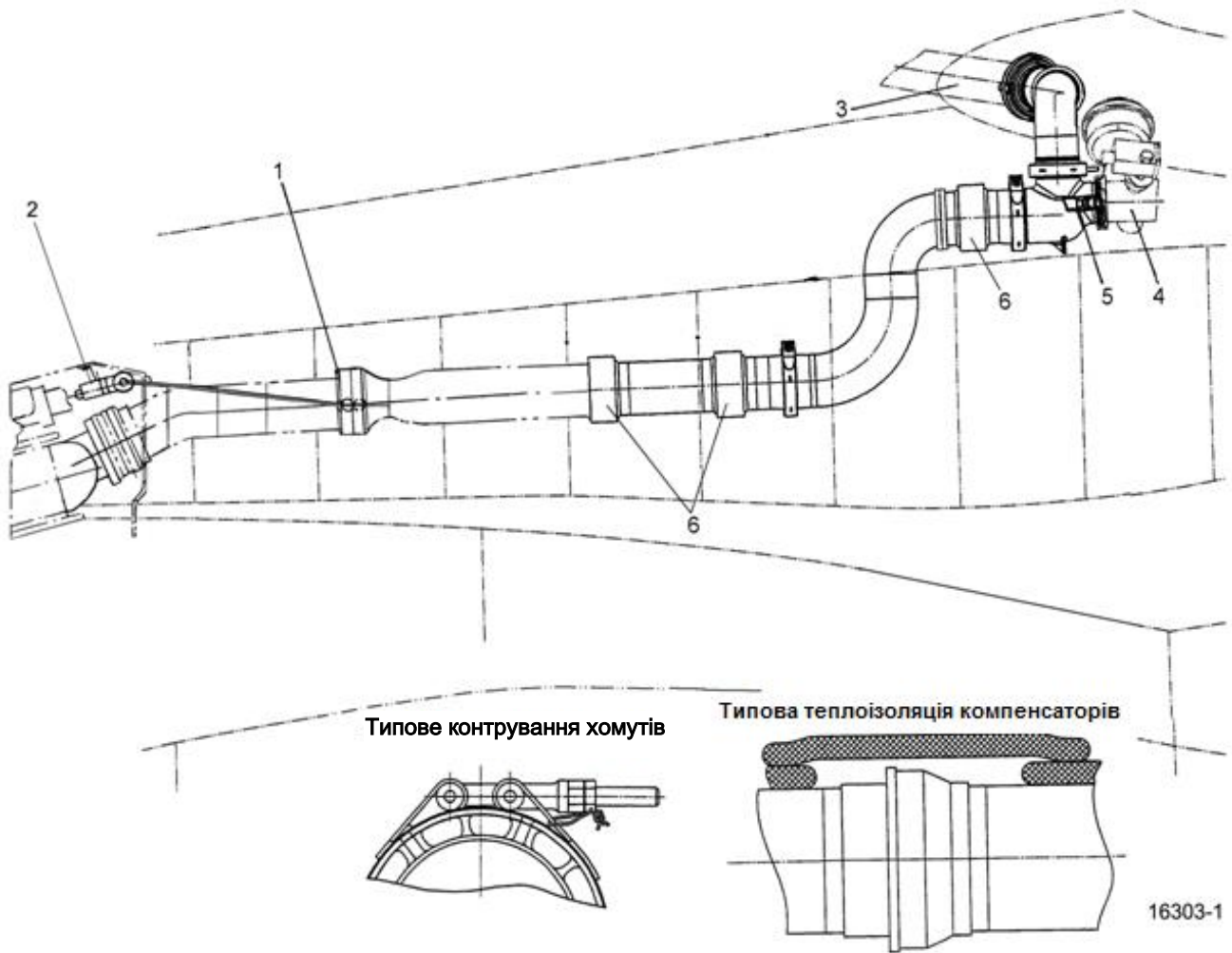


Рисунок 10.7 – СПП на СУ та пілоні



- | | |
|---|--|
| 1 – трубопровід; | 11 – литий патрубок; |
| 2 – регулятор тиску із запірною функцією; | 12 – патрубок відбору від VII ступені КВТ; |
| 3 – датчик тиску; | 13 – клапан високого тиску; |
| 4 – кронштейн; | 14 – трійник; |
| 5 – трубопровід; | 15 – зворотний клапан; |
| 6 – тяги навішення теплообмінника; | 16 – патрубок відбору від IV ступені КВТ; |
| 7 – теплообмінник; | 17 – трубка датчика ЗРБ489-00; |
| 8 – заслінка 7178; | 18 – бортовий штуцер (тільки на лівому двигуні); |
| 9 – продувний канал ВВТ; | 19 – заслінка 7313-01 |
| 10 – вузол кріплення теплообмінника; | |

Рисунок 10.8 – Монтаж ПВП на двигуні



1 – трубка Вентурі;

2 – датчик перепаду тиску;

3 – трубопровід СПШ у крилі;

4 – трубопровід ПОС крила;

5 – датчик температури;

6 – компенсатор

Рисунок 10.9 – Монтаж ПВП у пілоні

ГЛАВА 11

СИСТЕМА КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ

Перелік прийнятих скорочень

АШ	– аварійна шина;
БАЖ	– блок автономного живлення;
БКП	– блок кондиціонування повітря;
БСТО	– бортова система технічного обслуговування;
БПР	– бортовий пристрій реєстрації;
ВСК	– вбудована система контролю;
ДСУ	– допоміжна силова установка;
ЗМГ	– земний малий газ;
КІСС	– комплексний індикатор систем і сигналізації;
КПІ	– комплексний пілотажний індикатор;
КСЕІС	– комплексна система електронної індикації і сигналізації;
МТ	– максимально тривалий;
БФІ	– багатофункціональний індикатор;
ПОС	– протиобліднювальна система;
ПП	– простір під підлогою;
РП	– розподільний пристрій;
ВКД	– важіль керування двигуном;
САРТ	– система автоматичного регулювання тиску;
СКП	– система кондиціонування повітря;
СПП	– система підготовки повітря;
СУ	– силова установка;
СКЗЛО	– система керування загальнолітаковим обладнанням;
ППС	– пристрій посилення сигналу;
ПКТС	– пристрій керування і терморегулювання скла;
ЦРП	– центральний розподільний пристрій;
ЦСВ	– центральний сигнальний вогонь.

11.1 Загальні відомості

Система кондиціонування повітря (СКП) застосовується для створення і підтримання в кабінах літака необхідних умов життєдіяльності.

СКП складається із двох незалежних підсистем (лівої і правої), що забезпечують:

- кондиціонування кабін із роздільним регулюванням температури повітря в кабіні екіпажу і транспортній кабіні;
- надування гермокабіни разом із системою автоматичного регулювання тиску (САРТ) повітря;
- обдування скла в кабіні екіпажу;
- рециркуляцію повітря в транспортній кабіні;
- індивідуальну вентиляцію членів екіпажу і пасажирів;
- обігрівання простору під підлогою.

СКП є працездатною на землі й у польоті з відбиранням повітря від ДСУ й двигунів на всіх режимах їх роботи.

На землі може бути використано наземний кондиціонер.

У разі відмови однієї підсистеми інша забезпечує кондиціонування обох кабін.

Основні дані:

температура на виході із БКП:

- правого не більше 45 °С,
- лівого не більше 80 °С;

температура, що подається в зони:

- мінімальна 3 °С,
- максимальна 80 °С;

витрата повітря через БКП:

- мінімальна 800 кг/год,
- максимальна 1200 кг/год,
- номінальна 1000 кг/год.

11.2 Опис

СКП є частиною комплексної системи кондиціонування повітря (КСКП) і за конструктивно-функціональними ознаками їх поділяють на такі системи:

- розподілу повітря;
- автоматичного регулювання тиску;
- обігрівання простору під підлогою;
- охолодження;
- автоматичного регулювання температури;
- рециркуляції повітря.

Система розподілу повітря призначена для подачі повітря:

- у кабіну екіпажу;
- транспортну кабіну;
- багажне приміщення;
- на індивідуальну вентиляцію.

Система автоматичного регулювання тиску призначена для підтримання в гермокабіні тиску за заданою програмою, установлення висоти розгерметизації перед посадкою, для аварійної розгерметизації, а також аварійної посадки на воду.

Система обігрівання простору під підлогою забезпечує обігрівання простору під підлогою в районі системи вододоставлення.

Система охолодження складається з двох блоків кондиціонування повітря, призначених для зниження температури і регулювання витрати повітря, що подається в кабіни.

Система автоматичного регулювання температури забезпечує регулювання температури повітря в трубопроводах і кабінах.

Система рециркуляції повітря призначена для більш інтенсивної вентиляції транспортної кабіни при вмиканні СКП і очищення повітря від пилу.

СКП керується й контролюється контролером СКП, керування обігріванням простору під підлогою і рециркуляцією здійснюється теж контролером.

Система керування СКП забезпечує вмикання, роботу й вимикання системи, а також сигналізацію і контроль параметрів повітря під час роботи. СКП можна керувати як в автоматичному, так і ручному режимах. Температура повітря в кабінах регулюється автоматично відповідно до встановлених задатчиків «t пас. каб» («зона 1», «зона 2») і «t екіп».

Ручне керування температурою за лівим (правим) БКП виконується при увімкненому ручному керуванні температурою за БКП (кнопка-табло «авт/руч» утоплена, горить сигнальне поле «руч» через натискання перемикачів «t за БКВ лев», «t за БКВ прав» у положенні «горяч» або «хол»). Під час відключення подачі гарячого повітря в кабіни (клапан-регулятор тиску і підмішувальні заслінки закриті – кнопка-табло «горяч у зони» відтиснута) температура повітря за лівим БКП підтримується за потребами транспортної кабіни, за правим БКП – кабіни екіпажу.

Для зменшення концентрації озону в подаваному повітрі перед БКП встановлені озонові перетворювачі, в яких розпадаються молекули озону за допомогою каталізатора.

Для виключення запотівання скла ліхтаря передбачено обдування скла від СКП із підігріванням повітря. Для обдування пілотів на бічних приладових панелях розташовані електроventильатори.

Дані про стан системи передаються в СКЗЛО (інформація – за КСЕІС) і БСТО.

Функціональну схему СКП показано на рисунку 11.1, розміщення СКП на літаку – на рисунку 11.2, розташування органів керування й контролю системи в кабіні екіпажу – на рисунку 11.3, інформація із СКП на кадрі «Воздух» БФІ – на рисунку 11.4, значення і колір символів на кадрі «Воздух» наведено в таблиці 11.1.

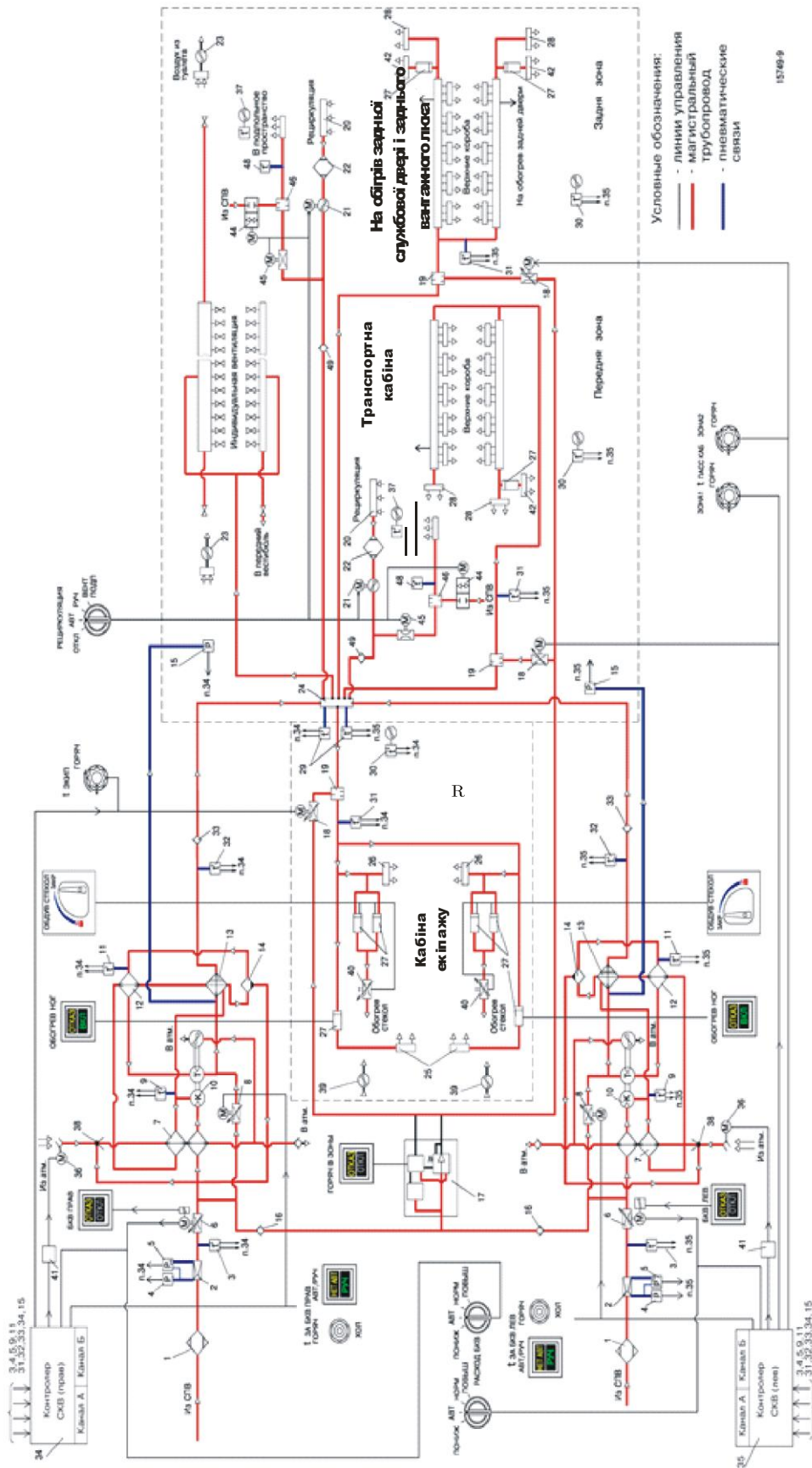


Рисунок 1.1 – Функціональна схема СКП

На рисунку 11.1 наведено такі позначення:

- | | |
|---|---|
| 1 – перетворювач озону; | 23 – вентилятор ЭВ-1.4-3660; |
| 2 – трубка Вентурі; | 24 – змішувач рециркуляції; |
| 3 – датчик температури
92297A010000; | 25 – короб обігрівання ніг пілота; |
| 4 – датчик тиску 92295A010000; | 26 – верхні коробки; |
| 5 – датчик перепаду тиску
92296A010000; | 27 – повітрянагрівач ВН-400 (7064); |
| 6 – клапан регулювання витрат
60091A010000; | 28 – короб обігрівання місця
бортпровідника; |
| 7 – подвійний теплообмінник
2963A010000; | 29 – датчик температури змішувача
92298A010000; |
| 8 – клапан регулювання
температури 6779A010000; | 30 – датчик температури в кабіні
92299A010000; |
| 9 – датчик температури
92297A010000; | 31 – датчик температури 92298A010000; |
| 10 – машина повітряного циклу; | 32 – датчик температури 92298A010000; |
| 11 – датчик температури
92298A010000; | 33 – зворотний клапан 3262
(УФ41062-80.00.00); |
| 12 – підігрівник; | 34 – контролер СКП (прав.); |
| 13 – конденсатор; | 35 – контролер СКП (лів.); |
| 14 – вологовіддільник; | 36 – повітрязабірник із кермовим
механізмом; |
| 15 – датчик тиску 93252A010000; | 37 – датчик температури 92299A010000
у просторі під підлогою; |
| 16 – клапан зворотний 1327; | 38 – форсунка; |
| 17 – регулятор тиску із запірною
функцією температури
60089A010000; | 39 – вентилятор ЭВ-0,2-1540А; |
| 18 – клапан регулювання витрати
7043A010000; | 40 – кран ручний; |
| 19 – змішувач потоку; | 41 – пристрій посилення сигналу
УУС-158;
(УУС-148 із сірій. №...0109) |
| 20 – короб рециркуляції; | 42 – короб обігрівання ніг бортпровідника; |
| 21 – вентилятор системи
рециркуляції 39276A010000; | 44 – регульовальна заслінка 7043A010000; |
| 22 – фільтр системи рециркуляції
1781A010000 (QB0816); | 45 – запірний клапан 6157A010000; |
| | 46 – змішувач; |
| | 48 – датчик температури П-109; |
| | 49 – зворотний клапан 3262
(УФ41062-80.00.00) |

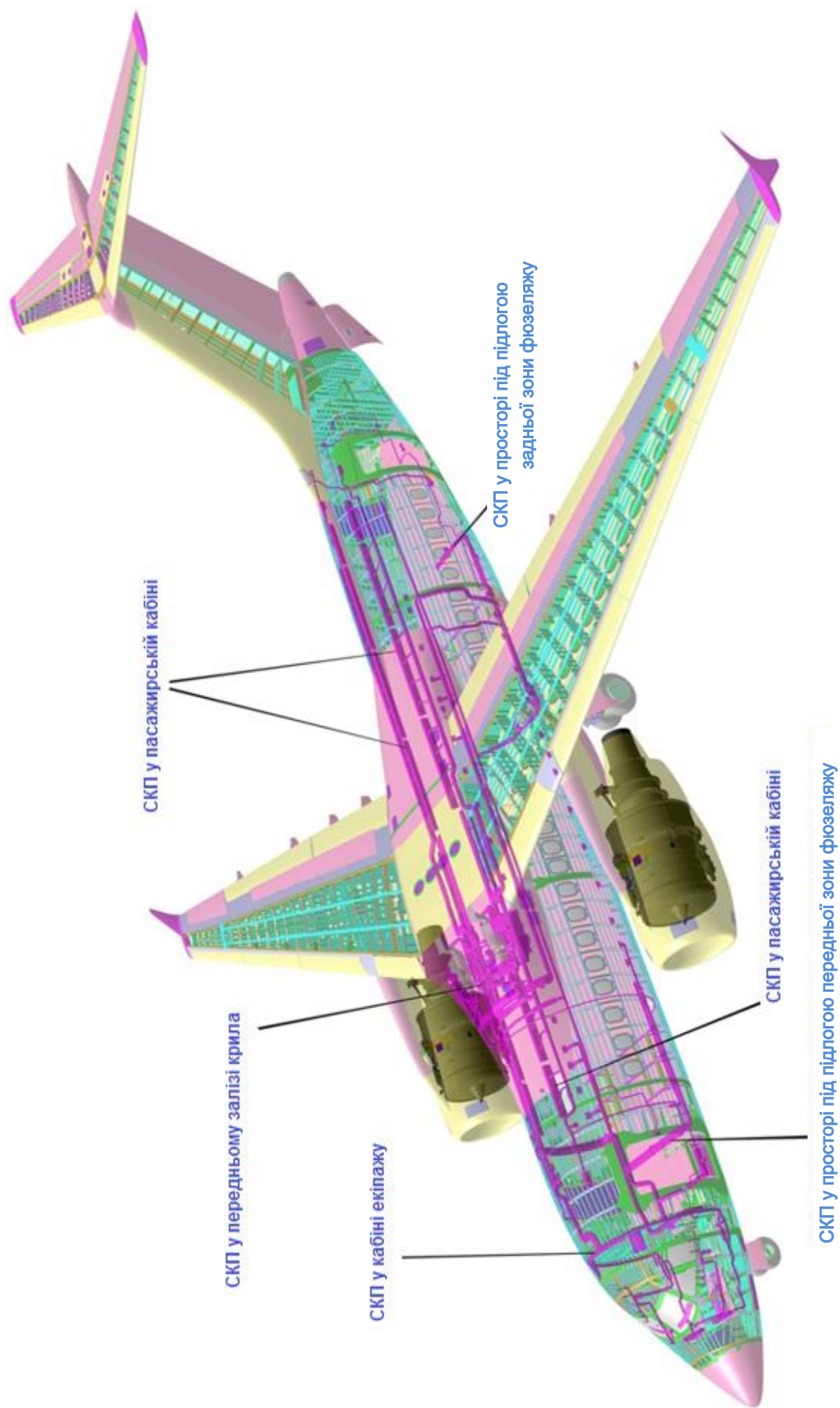


Рисунок 11.2 – Розміщення СКП на літаку

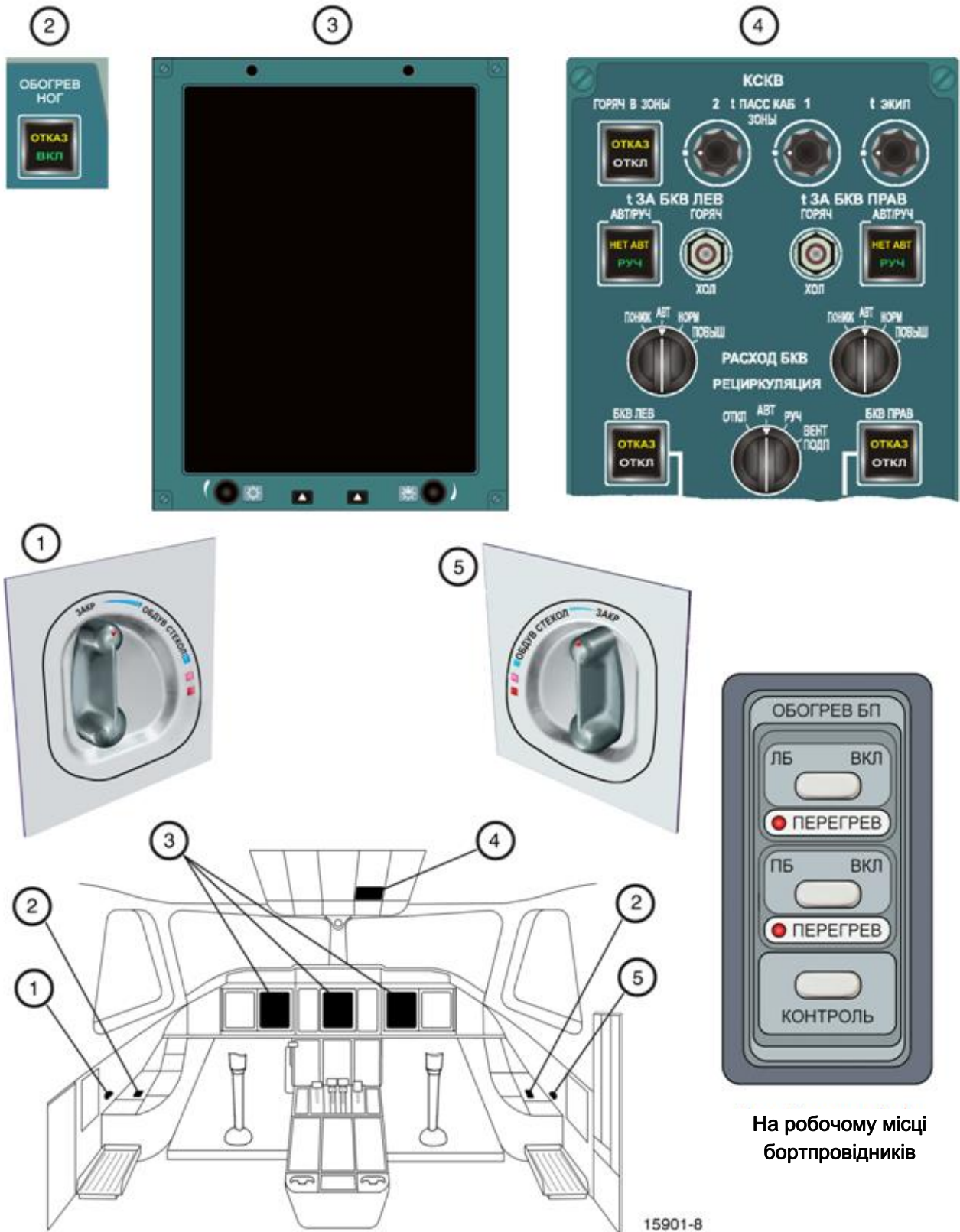


Рисунок 11.3 – Органы керування й контролю СКП

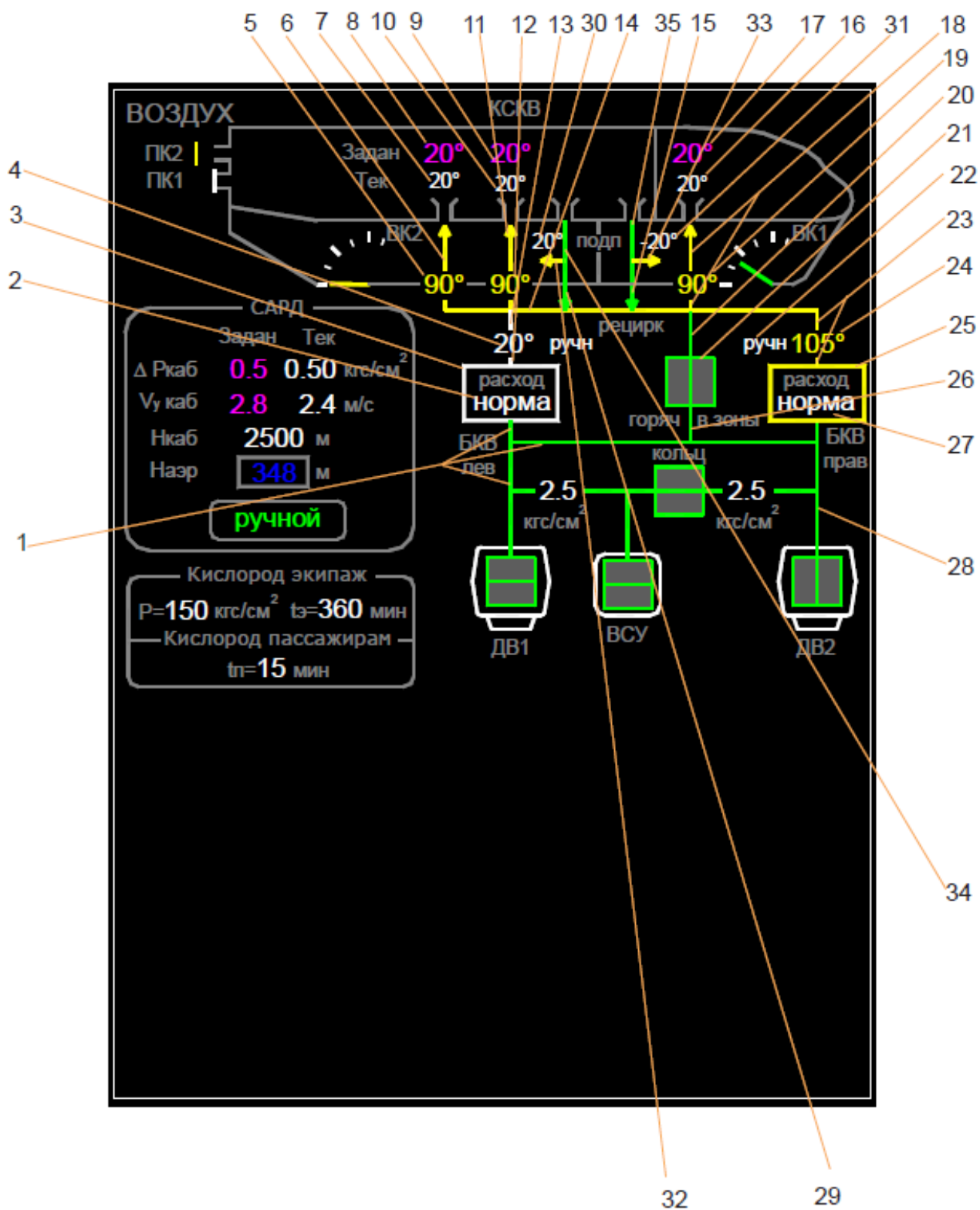


Рисунок 11.4 – Інформація із СКП на кадрі «Воздух» БФІ

Таблиця 11.1 – Значення і колір символів на кадї «Воздух»

Номер символу на рисунку 11.4	Значення, колір символу
1	Магістраль ВКВ ліва: – білий – не увімкнений лівий БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
2	Інформація про витрату повітря через лівий БКП: «норма», «пониж», «повыш», «авт» – білий
3	БКП лівий: – білий – не увімкнений; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
4	Температура повітря на виході з лівого БКП: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
5	Температура повітря на вході в задню частину кабіни: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
6	Подача повітря на вхід у задню частину кабіни: – білий – не увімкнені обидва БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
7	Поточна температура повітря в задній частині кабіни: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
8	Задана температура повітря в задній частині кабіни – маренго
9	Задана температура повітря в передній частині кабіни – маренго
10	Поточна температура повітря в передній частині кабіни: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
11	Подача повітря на вхід у передню частину кабіни: – білий – не увімкнені обидва БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова

Продовження таблиці 11.1

Номер символу на рисунку 11.4	Значення, колір символу
12	Температура повітря на вході в передню частину кабіни: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
13	Трубопровід на виході з лівого БКП до магістралі змішувача: – білий – не увімкнений правий БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
14	Магістраль змішувача: – білий – не увімкнені обидва БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
15	Магістраль рециркуляції повітря передньої зони: – білий – рециркуляція не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
16	Поточна температура повітря в кабіні: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
17	Задана температура повітря в кабіні екіпажу – маренго
18	Подача повітря на вхід у кабіну: – білий – не увімкнені обидва БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
19	Температура повітря на вході в кабіну: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
20	Трубопровід від клапана «горяч у зони» до магістралі змішувача: – білий – клапан «горяч у зони» не увімкнений; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова

Продовження таблиці 11.1

Номер символу на рисунку 11.4	Значення, колір символу
21	Клапан «горяч у зони»: – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
22	Ручне керування регулюванням температури за БКП (напис «Ручн»): – білий – ручне керування; – відсутність символу – автоматичний режим
23	Трубопровід на виході із правого БКП до магістралі змішувача: – білий – лівий БКП не увімкнений; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
24	Температура повітря на виході з правого БКП: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
25	БКП правий: – білий – не увімкнений; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
26	Магістраль підмішування гарячого повітря від магістралі кільцювання СКП до регулятора «горяч у зони»: – білий – не увімкнені обидва БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
27	Інформація про витрату повітря через правий БКП: «норма», «пониж», «повыш», «авт» – білий
28	Магістраль СКП права: – білий – не увімкнений правий БКП; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова

Продовження таблиці 11.1

Номер символу на рисунку 11.4	Значення, колір символу
29	Магістраль рециркуляції повітря задньої зони: – білий – рециркуляція не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
30	Температура повітря у просторі під підлогою задньої зони: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
31	Температура повітря у просторі під підлогою передньої зони: – білий – нормальна робота; – жовтий – відмова
32	Магістраль вентиляції простору під підлогою задньої зони: – білий – вентиляція не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
33	Магістраль вентиляції простору під підлогою передньої зони: – білий – вентиляція не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
34	Мнемосимвол увімкнення рециркуляції задньої зони: – білий – не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова
35	Мнемосимвол увімкнення рециркуляції передньої зони: – білий – не увімкнена; – зелений – нормальна робота; – жовтий – відмова

11.3 Система охолодження

Система охолодження призначена для зниження температури повітря, що відбирається від маршових двигунів або ДСУ, і подачі його із заданими параметрами в змішувач. Система охолодження складається з лівої і правої підсистем – лівого і правого блоків кондиціонування повітря. Кожна підсистема автономна, забезпечує кондиціонування повітря в кабіні екіпажу і транспортній кабіні. Ліва підсистема розташовується під лівою передньою залізою центроплана, права – під правою, між шпангоутами № 14–18 фюзеляжу.

Кожна підсистема містить блок регулювання витрат і блок охолодження. Блок регулювання витрат складається із трубки Вентурі 2, датчиків тиску 4 і перепаду тиску 5, датчика температури 3 і клапана регулювання витрат 6. Блок охолодження складається з подвійного теплообмінника 7, клапана регулювання температури 8, машини повітряного циклу 10, вологовіддільника 12, підігрівника-конденсатора 13, повітрязабірника 36 з електромеханізмом, датчиків температури 9, 11, 29, 32, зворотного клапана 33 і ресивера 24 (див. рисунок 11.1).

Відбирання повітря з підсистеми проводиться з лінії кільцювання СПП за допомогою клапана 6 регулювання витрат. За зворотним клапаном 33 підсистеми з'єднані загальним ресивером 24, від якого відходять трубопроводи для подачі повітря в трубопроводи кабіни екіпажу, транспортної кабіни та індивідуальної вентиляції. Система охолодження керується контролерами 34, 35 (див. рисунок 11.1).

Монтаж СКП у передньому залізі крила й фюзеляжу показано на рисунку 11.5.

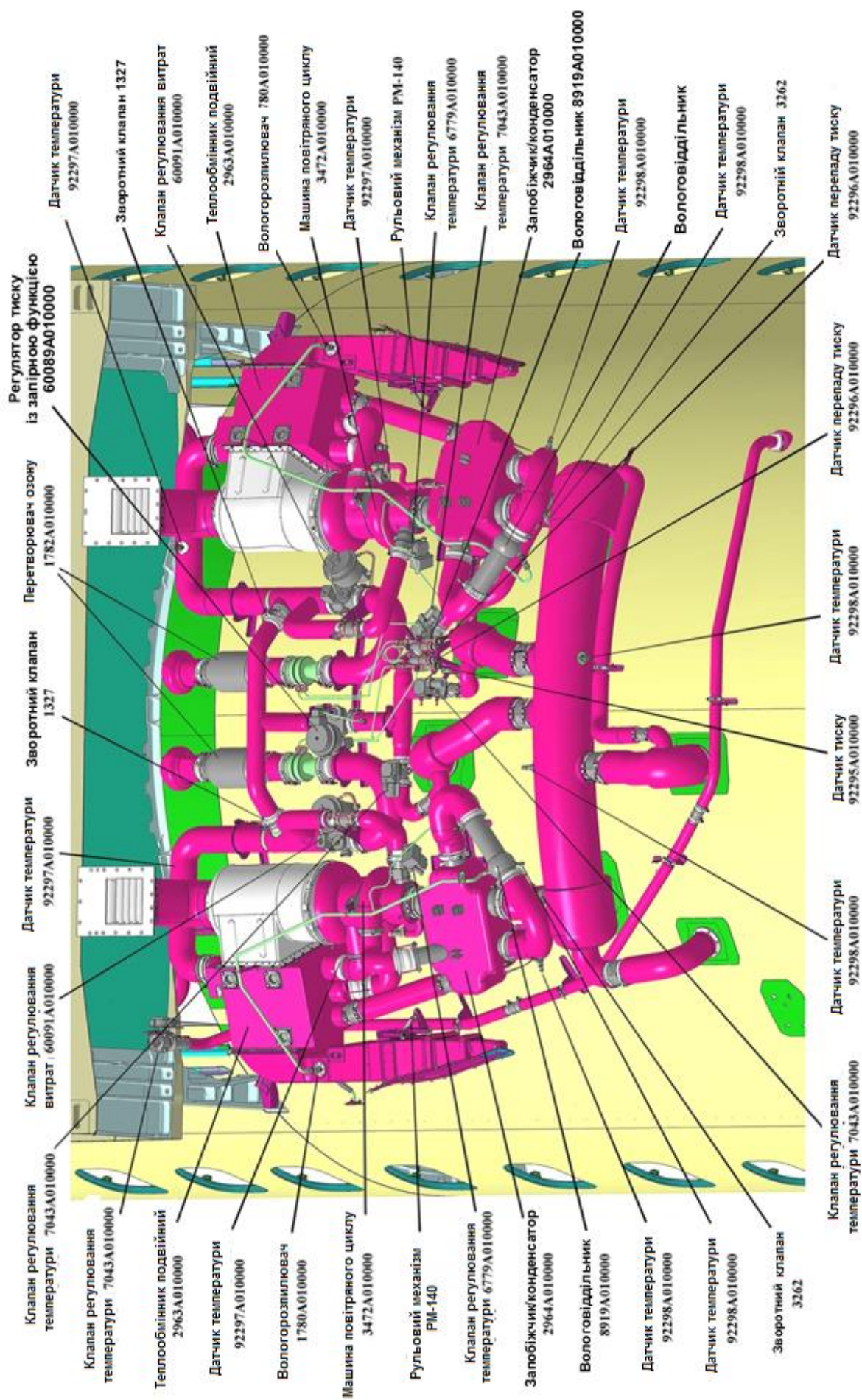


Рисунок 11.5 – Монтаж СКП у передньому залізі крила й фюзеляжі

11.4 Розподіл повітря

На літаку застосовано конвективний спосіб обігрівання (охолодження) кабін, при якому повітря надходить у кабіни через систему коробів і розподіляється в ній шляхом конвективного перемішування.

Монтаж системи розподілу повітря показано на рисунку 11.6.

Кріплення коробів, каналів і трубопроводів системи проводиться за допомогою хомутів і кронштейнів. У кабіну екіпажу повітря із СКП надходить через верхні короби. Передбачено й короби обігрівання ніг пілотів (з електронагрівниками). Для виключення запотівання скла у кабіні екіпажу передбачена подача повітря із СКП з підігріванням електронагрівниками. Інтенсивність подачі й ступінь нагрівання повітря регулюється рукояткою «обдув скла». У транспортній кабіні обігрівання і охолодження здійснюються через верхні короби передньої і задньої зон. Верхні короби вентиляції облицьовані декоративними панелями, в яких виконані щілини під розподільники повітря вздовж усієї транспортної кабіни.

Для індивідуальної подачі повітря над кріслами пасажирів встановлені насадки індивідуальної вентиляції. Також від індивідуальної вентиляції через насадки повітря надходить у туалет, передній вестибюль і в буфет. Відсмоктування повітря з туалету в простір під підлогою здійснюється за допомогою електровентиляторів 50-M13 і 50-M14, що вмикаються при підключенні напруги 115/200 V до борту мережі літака.

У кабіну екіпажу повітря через змішувач подається із правої підсистеми, а в транспортну кабіну, короби на місцях бортпроводників – через змішувач із лівої і правої підсистем). Для обігрівання ніг бортпроводників у вестибюлях встановлені нижні короби з повітронагрівниками і регульовальними заслінками.

Для запобігання обледенінню задніх дверей, передніх і задніх службових дверей, переднього і заднього вантажних люків у короб, утворений двома ущільненнями за периметром дверей і люків, підводять повітря від трубопроводу подачі повітря до коробів.

Температура в кабінах задається за допомогою датчиків температури і регулюється автоматично.

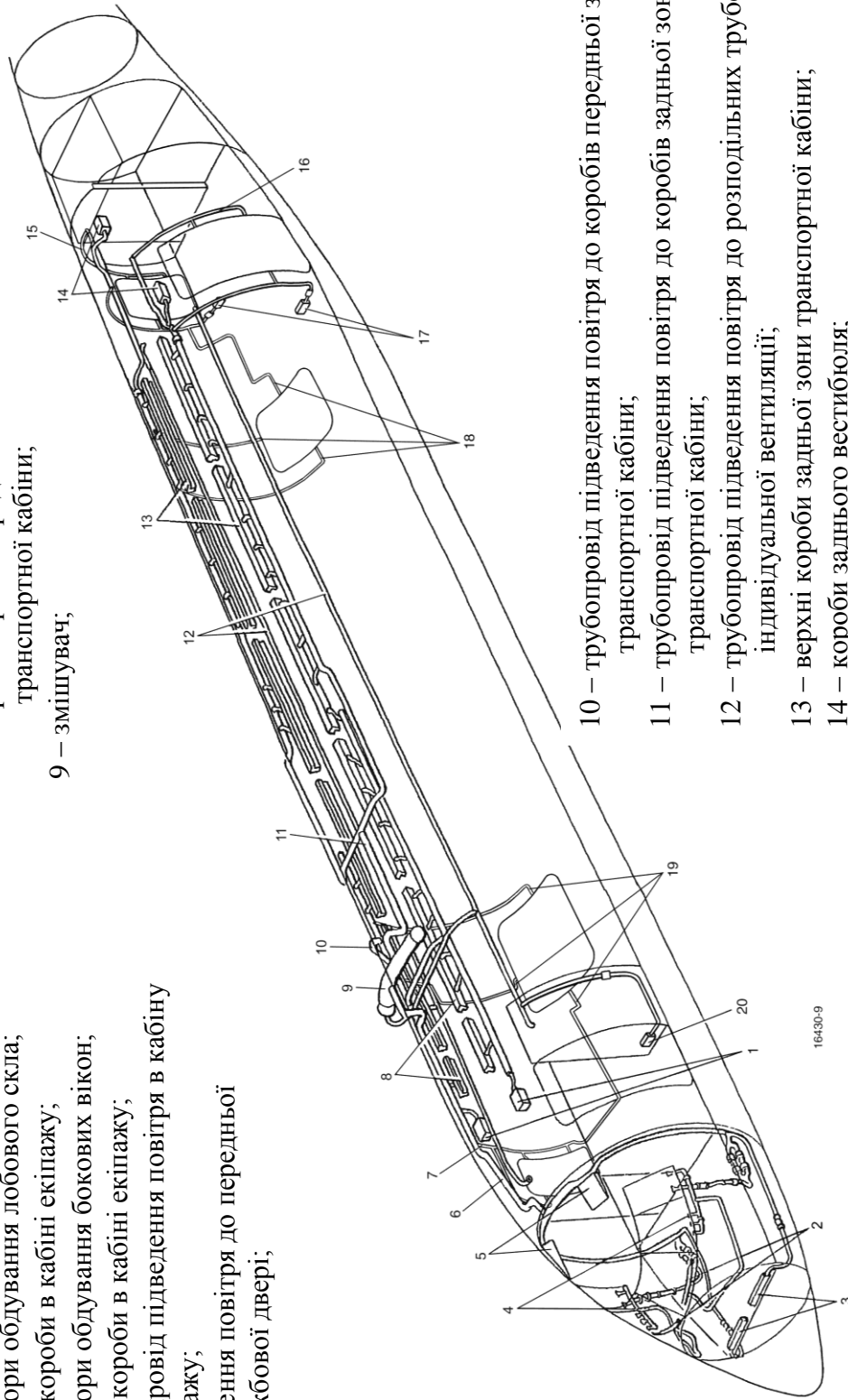
Інформацію про склад і призначення обладнання системи наведено в таблиці 11.2.

Таблиця 11.2 – Відомості про склад і призначення обладнання системи

Найменування обладнання	Кількість	Призначення	Місце встановлення
Повітрянагрівник ВН-400	9	Підігрівання повітря в трубопроводах	Лівий і правий борти, шп. № 4, 39. Правий борт, шп. № 8
Електроventильатор ЭВ-0.2-1540А	2	Для місцевого обдування	Під стелею, шп. № 3, 4
Електроventильатор ЭВ-1,4-3660	2	Відсмоктування повітря з туалету	Лівий борт, шп. № 10–12, правий борт, шп. № 34–36
Нижні коробки в кабіні екіпажу	2	Подача повітря на обігрівання ніг пілотів	Лівий і правий борти, шп. № 2, 3
Верхні коробки	2	Подача повітря у верхню частину кабіни екіпажу	Лівий і правий борти, шп. № 5, 6
Колектори обдування скла	2	Подача повітря на обдування скла	Під стеклами кабіни екіпажу
Верхні коробки	2	Подача повітря в транспортну кабіну	Транспортна кабіна, лівий і правий борти
Нижні коробки у вестибюлях	3	Подача повітря на обігрівання вестибюлів	Лівий борт, шп. № 10, шп. № 35, 36 правий борт, шп. № 37, 38
Кран ручний 148.00.7617.020.002. Кран ручний 148.00.7617.020.001	1 1	Відкриття і закриття подачі повітря на обігрівання скла	Лівий і правий борти, шп. № 5

- 1 – короб переднього вестибюля;
- 2 – колектори обдування лобового скла;
- 3 – нижні короби в кабіні екіпажу;
- 4 – колектори обдування бокових вікон;
- 5 – верхні короби в кабіні екіпажу;
- 6 – трубопровід підведення повітря в кабіну екіпажу;
- 7 – підведення повітря до передньої службової двері;

- 8 – верхні короби передньої зони транспортної кабіни;
- 9 – змішувач;



- 10 – трубопровід підведення повітря до коробів передньої зони транспортної кабіни;
- 11 – трубопровід підведення повітря до коробів задньої зони транспортної кабіни;
- 12 – трубопровід підведення повітря до розподільних трубок індивідуальної вентиляції;
- 13 – верхні короби задньої зони транспортної кабіни;
- 14 – короби заднього вестибюля;
- 15 – підведення повітря до задньої службової двері;
- 16 – підведення повітря до задньої двері;
- 17 – нижні короби заднього вестибюля;
- 18 – підведення повітря до заднього вантажного лока;
- 19 – підведення повітря до переднього вантажного лока;
- 20 – нижній короб переднього вестибюля

Рисунок 11.6 – Монтаж системи розподілу повітря

11.5 Система обігрівання простору під підлогою

Система обігрівання підпідлогового простору призначена для обігрівання простору під підлогою й запобігання замерзанню води в системі водопостачання. Система складається з передньої й задньої підсистем, що забезпечують подачу теплого повітря в зони розміщення трубопроводів і баків системи водопостачання (рисунок 11.7).

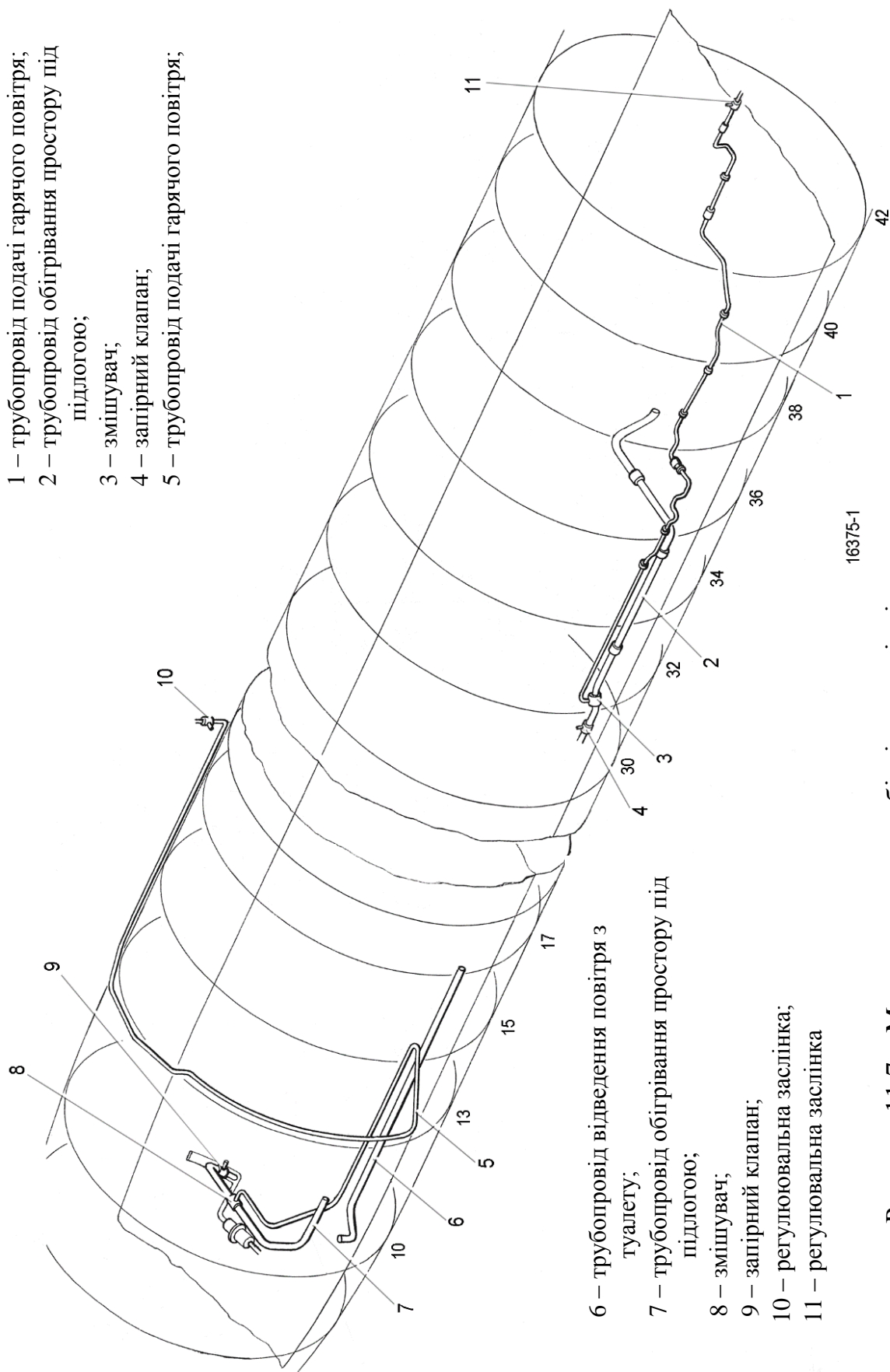
Кожна підсистема складається із запірної заслінки, що відкриває подачу повітря в простір під підлогою із системи рециркуляції, підмішувальної заслінки, що подає додатково гаряче повітря із системи СПП, датчиків температури. Трубопроводи і агрегати системи кріпляться до конструкції літака за допомогою хомутів і кронштейнів. Конструкція кронштейнів дозволяє переміщуватися трубопроводам в осьовому напрямку, забезпечуючи зняття температурних напруень.

Інформацію про склад, розташування і призначення обладнання системи наведено в таблиці 11.3.

Таблиця 11.3 – Дані про склад, розташування і призначення обладнання системи

Найменування і позначення агрегату	Кількість		Призначення	Місце розташування
Запірний клапан 6157A010000	2		Подача повітря в простір під підлогою	Під підлогою, шпангоут № 10, 11, шпангоут № 30 – 32
Датчик температури 92299A010000	2		Вимірювання температури в просторі під підлогою	Те ж саме
Датчик температури П-109	2		Вимірювання температури в трубопроводі підведення повітря	Те ж саме
Регульовальна заслінка 7043A010000	2		Подача гарячого повітря зі СПП	Заліз центроплана, відкрита ДСУ

- 1 – трубопровід подачі гарячого повітря;
- 2 – трубопровід обігрівання простору під підлогою;
- 3 – змішувач;
- 4 – запірний клапан;
- 5 – трубопровід подачі гарячого повітря;



16375-1

- 6 – трубопровід відведення повітря з туалету;
- 7 – трубопровід обігрівання простору під підлогою;
- 8 – змішувач;
- 9 – запірний клапан;
- 10 – регулювальна заслінка;
- 11 – регулювальна заслінка

Рисунок 1.1.7 – Монтажна схема обігрівання підпідлогового простору

11.6 Система рециркуляції

Система рециркуляції забезпечує більш швидке вирівнювання температури в транспортній кабіні шляхом інтенсивного перемішування повітря і очищення його від пилу. Здійснюється рециркуляція двома вентиляторами, встановленими під підлогою в передній і задній частинах транспортної кабіни. Монтаж системи рециркуляції показано на рисунку 11.8.

Відомості про склад і призначення обладнання системи наведено в таблиці 11.4.

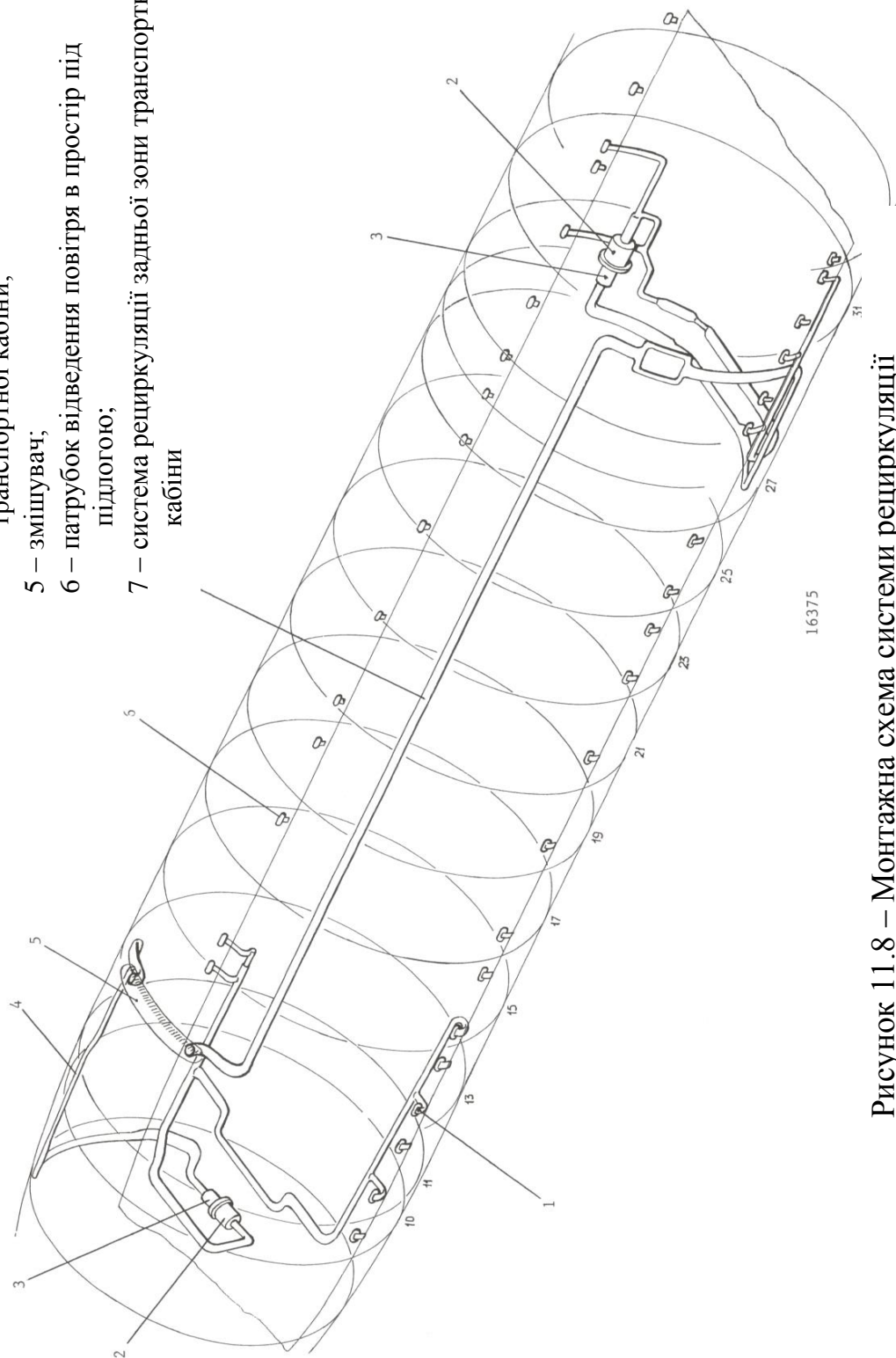
При установленні перемикача «рециркуляція» у положення «авт» повітря надходить у змішувач, якщо не працює система обігрівання підпідлогового простору, і положення «ручн» повітря надходить тільки в змішувач.

На висоті польоту 8000 м повітря в змішувач не надходить. Для запобігання перетікання повітря зі змішувача в короби системи під час відключення рециркуляції перед змішувачем встановлено зворотний клапан.

Таблиця 11.4 – Склад і призначення обладнання системи

Найменування обладнання	Кількість	Призначення	Місце встановлення
Електровентилятор 39276A010000	2	Для перемішування повітря в транспортній кабіні	Під підлогою в передній (шп. № 9) і задній (шп. № 28) зонах транспортної кабіни
Фільтр 1781A010000	2	Для фільтрації повітря в транспортній кабіні	Те ж саме
Зворотний клапан 3262	2	Для запобігання зворотного перетікання повітря за змішувачем	Те ж саме

- 1 – патрубок відведення повітря в систему рециркуляції;
- 2 – фільтр;
- 3 – електровентилятор;
- 4 – система рециркуляції передньої зони транспортної кабіни;
- 5 – змішувач;
- 6 – патрубок відведення повітря в простір під підлогою;
- 7 – система рециркуляції задньої зони транспортної кабіни



16375

Рисунок 11.8 – Монтажна схема системи рециркуляції

11.7 Система автоматичного регулювання тиску

Система автоматичного регулювання тиску (САРТ) призначена для таких дій:

- автоматичного регулювання тиску в гермокабіні;
- автоматичного обмеження швидкості змінення тиску в гермокабіні;
- настроювання абсолютного тиску в кабіні на барометричний тиск або висоту аеродрому;
- автоматичного обмеження заданих значень експлуатаційного і максимального надлишкового тисків;
- захисту гермокабіни від розрідження (зворотного перепаду) при швидкому зниженні;
- примусової аварійної розгерметизації кабіни на землі й у польоті;
- індикації висоти, швидкості змінення тиску і перепаду тиску повітря в кабіні, попередження про небезпечні значення параметрів тиску в гермокабіні.

САРТ має два виконання: перше – для польотів на висоті 11600 м і друге – для польотів на висоті 12200 м.

САРТ може працювати у двох незалежних режимах роботи:

- автоматичному («АВТО1», «АВТО2»), в якому керування електричними випускними клапанами здійснюється за допомогою одного із двох регуляторів. Регулятор тиску одночасно керує обома випускними клапанами;
- ручному, в якому керування електричними випускними клапанами здійснюється вручну двома перемикачами, що розташовані на пульті керування в кабіні екіпажу.

Основні дані роботи САРТ наведено в таблиці 11.5.

Таблиця 11.5 – Основні дані роботи САРТ

Основні дані	Виконання 1	Виконання 2
Номінальне значення надлишкового тиску в кабіні	(0,56±0,01) кгс/см ²	(0,59±0,01) кгс/см ²
Максимальне значення надлишкового тиску в кабіні (відкриття запобіжних клапанів)	(0,58±0,01) кгс/см ²	(0,61±0,01) кгс/см ²
Підвищений перепад тиску (попереджувальна сигналізація)	(0,59±0,01) кгс/см ²	(0,62±0,01) кгс/см ²
Небезпечний перепад тиску в кабіні (аварійна сигналізація)	(0,60±0,01) кгс/см ²	(0,63±0,01) кгс/см ²
Небезпечний негативний перепад тиску в кабіні (аварійна сигналізація)	(-0,035±0,001) кгс/см ²	
Підвищена висота в кабіні (попереджувальна сигналізація)	(2590±61) м	
Небезпечна висота в кабіні (аварійна сигналізація)	(2987±61) м	
Негативний перепад тиску в кабіні	не більше -0,02 кгс/см ²	
Нормальна швидкість змінення висоти в кабіні при підйомі й зниженні	не більше 2,8 м/с	
Максимальне значення позитивної швидкості змінення тиску в кабіні при відмові САРТ	5 мм рт. ст./с	
Максимальне значення негативної швидкості змінення тиску в кабіні при відмові САРТ	10 мм рт. ст./с	
Максимальна висота в кабіні при максимальній висоті польоту: виконання 1 – 11600 м; виконання 2 – 12200 м	(2377±61) м (2320±61) м	
Максимальна висота в кабіні при будь-якій імовірній відмові САРТ	(4420±152) м	
Номінальне значення попереднього наддування повітря в кабіні на землі	(0,011±0,01) кгс/см ²	

Інформацію про склад і розміщення агрегатів САРТ наведено в таблиці 11.6.

Таблиця 11.6 – Дані про склад і розміщення агрегатів САРТ

Найменування агрегату	Кількість	Місце розташування
Щиток САРТ	1	Верхній пульт пілотів
Регулятор тиску повітря в кабіні 91116A010200	2	Шп. № 7, 8, правий борт, на етажерці
Випускний клапан 88042A010001	2	Перший – простір під підлогою, шп. № 8, 9, правий борт; другий – простір під підлогою, шп. № 37, 38, лівий борт
Запобіжний клапан: виконання 1 – 81157A010101; виконання 2 – 81157A010201	2	Гермошпангоут № 42, лівий борт

Для контролю системи САРТ на землі й у польоті існує вбудований контроль. САРТ контролює і локалізує відмови до рівня блоків.

САРТ має такі вбудовані тести контролю:

- контроль при підключенні живлення, який запускається автоматично при подачі електроживлення на борт літака;
- безперервний контроль системи, який запускається після проходження тесту при включенні живлення;
- контроль на вимогу.

Інформація про відмови передається з регуляторів тиску в БСТО, коли літак перебуває на землі. Інформація про відмову випускних клапанів передається в регулятори тиску САРТ. Між регуляторами існує взаємобмін інформацією про відмову. У випадку виявлення відмови в польоті тільки активний регулятор активізує світловий індикатор відмови на щитку САРТ. На землі обидва регулятори активізують світловий індикатор відмови на щитку САРТ.

Під час технічного обслуговування на землі є можливість переглянути всі зафіксовані в польоті відмови, а також повторити тестування системи на землі на вимогу для контролю стану системи в цей момент.

У випадку виявлення відмови залежно від критичності виконуються такі функції:

- запобіжна/коригувальна дія стосовно команд до випускного клапана;
- запобіжна блокувальна дія для збереження положення випускного клапана при дозволяючому сигналі на випускний клапан;
- реєстрація відмови в енергонезалежній пам'яті;
- ініціалізація значення за замовчуванням;
- включення світлової індикації на пульті керування в кабіні.

Функціональний стан САРТ класифікується в такий спосіб:

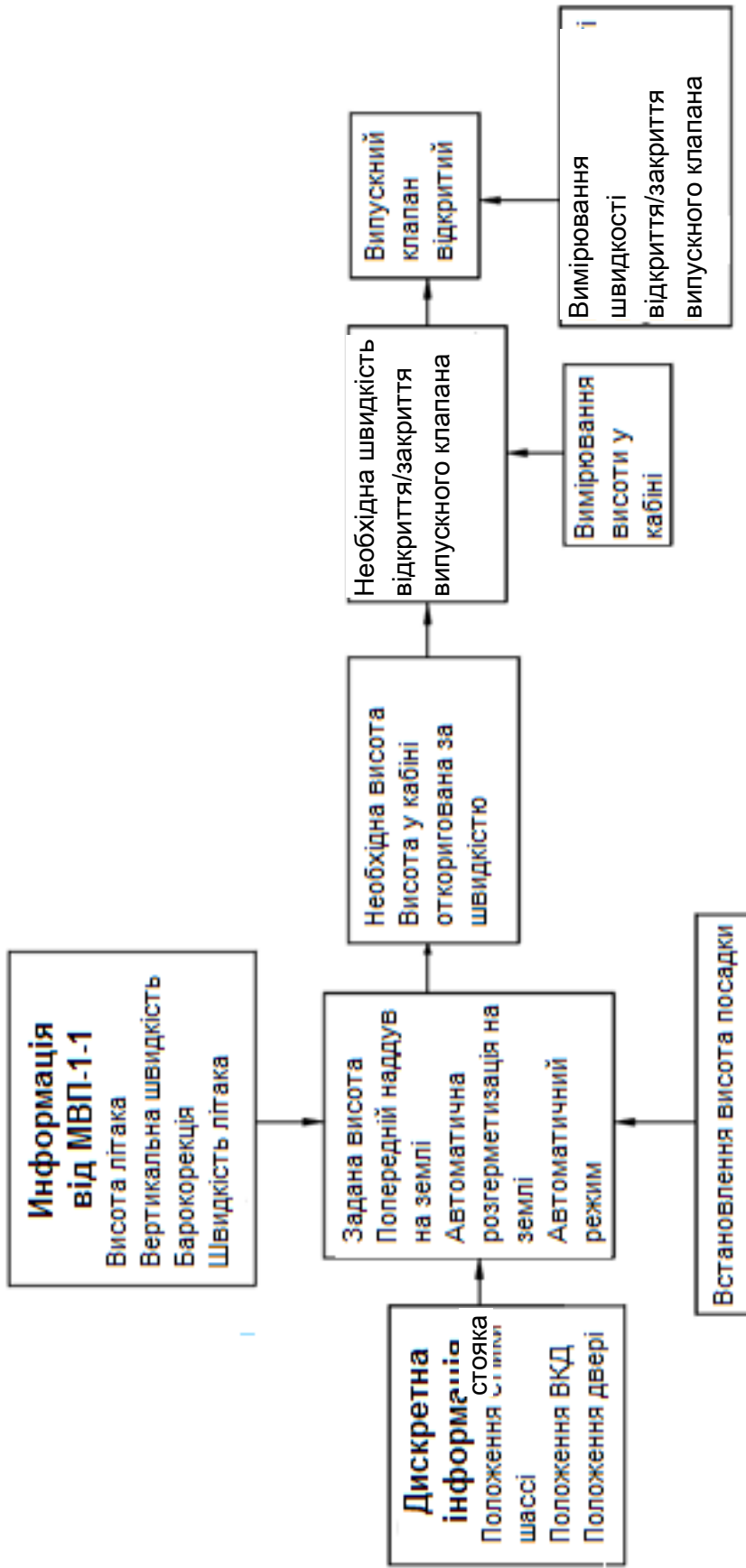
- нормальний, якщо відмову (відмови) не виявлено;
- ослаблений, якщо виявлена відмова (відмови) є досить серйозною, але регулювання тиску в кабіні не втрачене;
- керування в неробочому стані, якщо виявлена відмова (або відмови) є серйозною і автоматичне регулювання тиску в кабіні втрачене.

Функціональну схему САРТ показано на рисунку 11.9, схему роботи системи в автоматичному режимі – на рисунку 11.10.

Органи керування і контролю зображено на рисунку 11.11, відомості про їхнє функціональне призначення наведено в таблиці 11.7. Кадр на КІСС з інформацією із САРТ показано на рисунку 11.12, кадр «Воздух» БФІ – на рисунку 11.13.

На рисунку 11.12, а, б показано кадри на КІСС і БФІ з інформацією із САРТ.

Повідомлення про несправність, позаштатні ситуації або відмови САРТ видаються на індикатори КСЕІС і супроводжуються звуковим сигналом (таблиці 11.10 – 11.12).



15848

Рисунок 11.10 – Схема роботи САРТ в автоматичному режимі

Таблиця 11.7 – Функціональне призначення органів контролю

Органи керування і контролю	Призначення
<p>Верхній пульт Щиток САРТ</p> <p>Кнопка-табло «посадка на воду» під ковпачком (без фіксації) із сигнальним полем «ВКЛ» зеленого кольору</p> <p>Перемикач «висота аеродрому» з положеннями «БОЛ», «МЕН»</p> <p>Кнопки-табло «1 выпускные клап 2» під ковпачком (без фіксації) із сигнальними полями:</p> <ul style="list-style-type: none"> – «ОТКАЗ» жовтого кольору; – «ЗАКР» білого кольору <p>Перемикачі «1 РУЧ 2», з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> – «ΔP МЕНЬШЕ»; – «ΔP БОЛЬШЕ» <p>Кнопка-табло «АВАР. РАЗГЕРМ» під ковпачком (без фіксації) із сигнальним полем «ВКЛ» зеленого кольору;</p> <p>Кнопка-табло «АВТ/РУЧ» (без фіксації) із сигнальними полями:</p> <ul style="list-style-type: none"> – «НЕТ АВТ» жовтого кольору; – «РУЧ» зеленого кольору 	<p>Включення (відключення) програми аварійної посадки на воду і сигналізація про її включення</p> <p>Задання висоти аеродрому посадки</p> <p>Закриття випускного клапана при одержанні сигналу про відмову клапана й сигналізація:</p> <ul style="list-style-type: none"> – відмови клапана; – закритого положення <p>Ручне керування випускними клапанами:</p> <ul style="list-style-type: none"> – відкриття клапанів і зменшення перепаду тиску; – закриття клапанів і збільшення перепаду тиску <p>Включення (відключення) аварійної розгерметизації кабіни і сигналізація про її включення</p> <p>Вибір режиму роботи САРТ і сигналізація:</p> <ul style="list-style-type: none"> – відмови обох автоматичних режимів роботи САРТ; – ручного режиму
<p>КІСС КСЕІС</p> <p>БФІ КСЕІС</p>	<p>Приладова дошка</p> <p>Індикація аварійних, попереджувальних, статусних повідомлень</p> <p>Індикація аварійних, попереджувальних, статусних повідомлень</p>

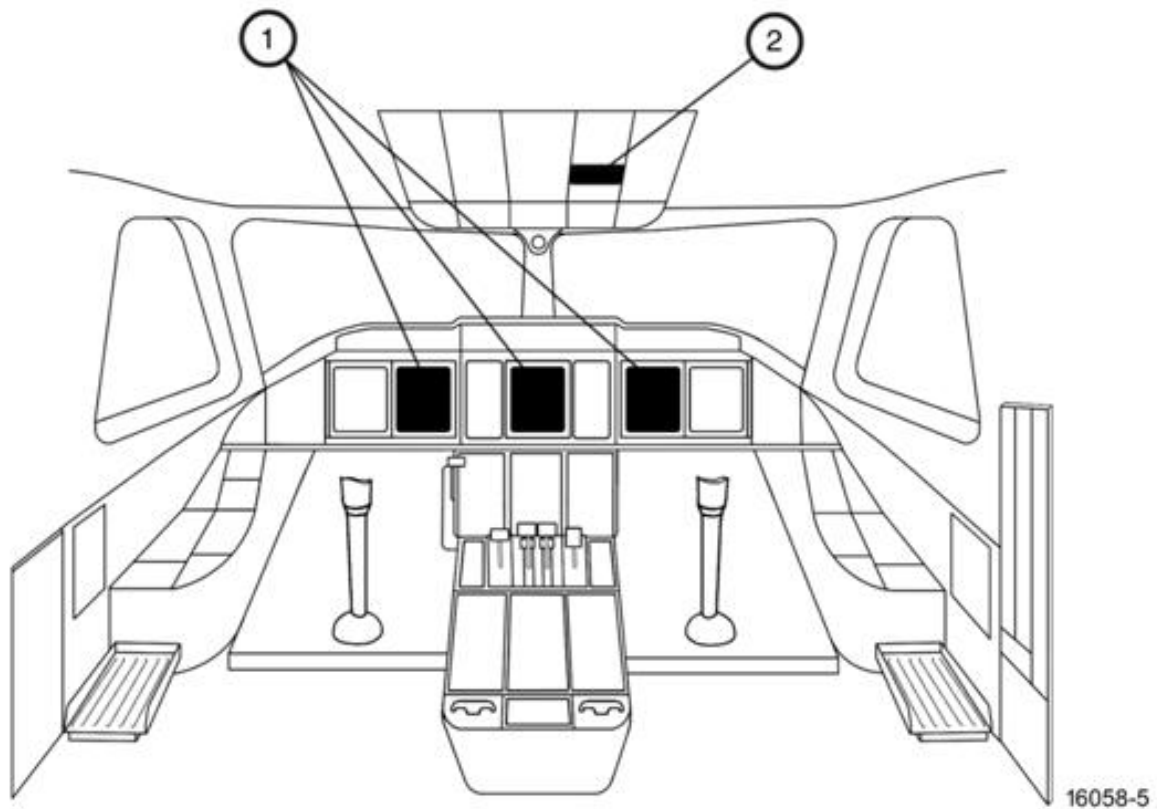
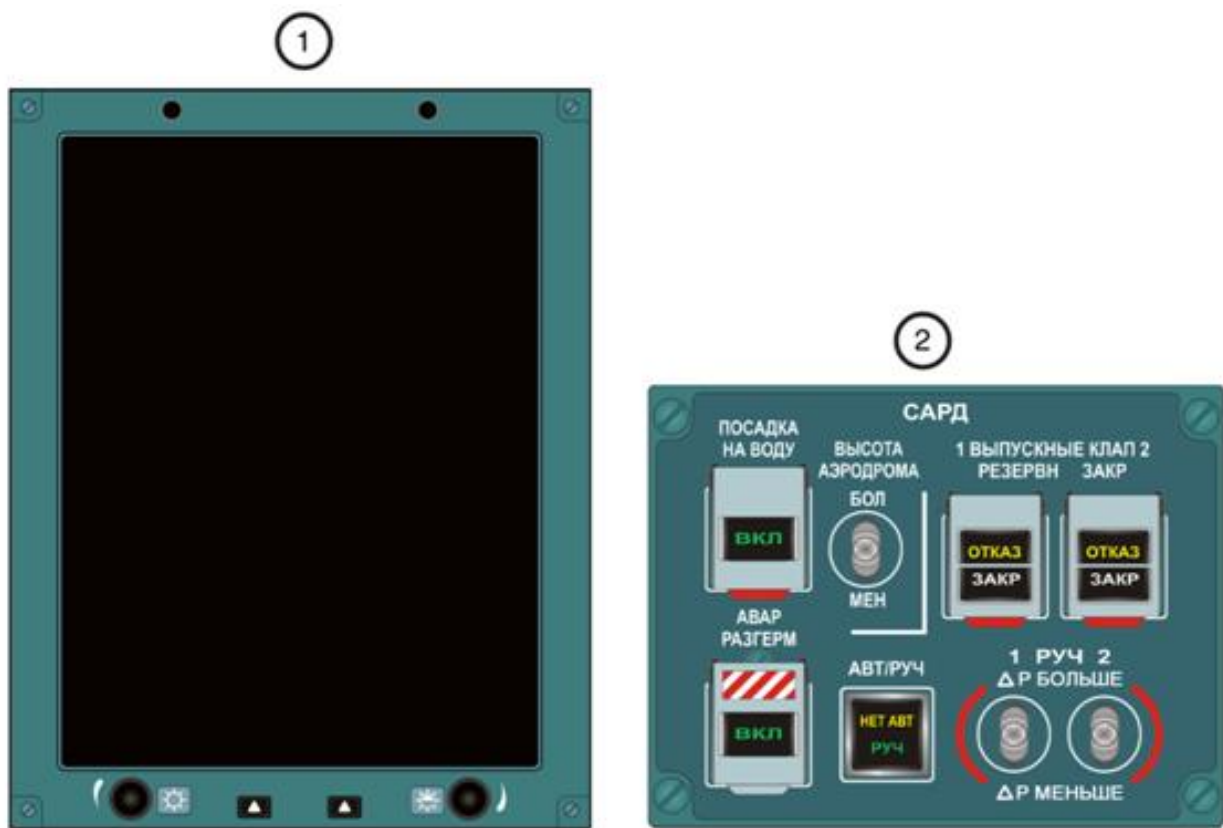


Рисунок 11.11 – Органи керування й контролю САРТ

	САРД	Задан	Тек
	ΔРкаб	0.5	0.5
	V _y каб	2.8	2.4
	Нкаб	2500 м	
	Наэр	348 м	

а

Рисунок 11.12 – Кадр на КІСС з інформацією із САРТ

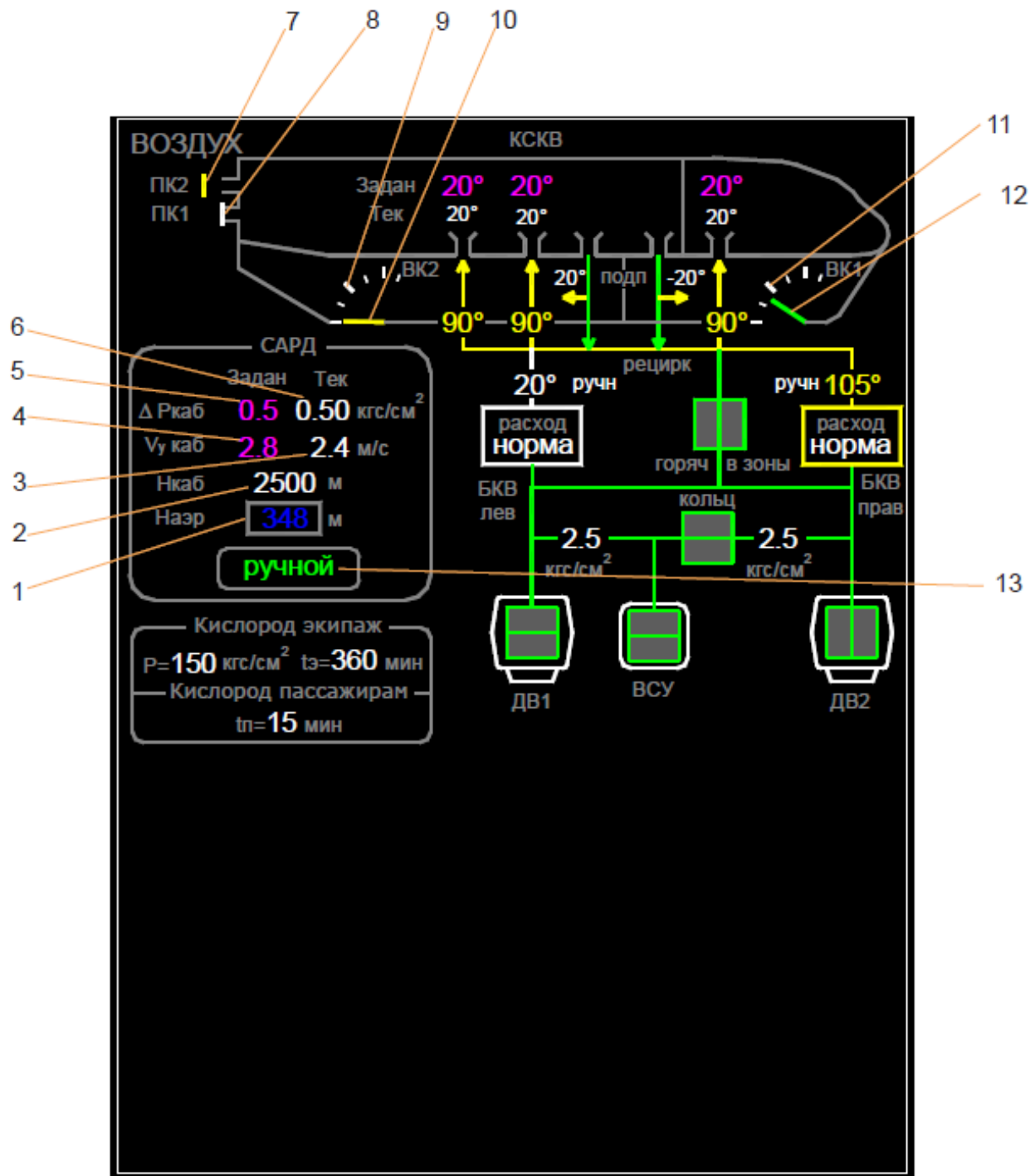


Рисунок 11.13 – Кадр «Воздух» БФІ

Таблиця 11.8 – Значення і колір символів на кадрі «КІСС»

Номер символу на рисунку 11.12	Значення, колір символу
1	Заданий перепад тиску в кабіні
2	Поточний перепад тиску в кабіні в діапазонах: – мінус $0,02 < \Delta P_{\text{каб. поточ}} < (0,59 - \text{виконання 1}; 0,62 - \text{виконання 2})$ – білий; – $(0,59 - \text{виконання 1}; 0,62 - \text{виконання 2}) \leq \Delta P_{\text{каб. поточ}} < (0,6 - \text{виконання 1}; 0,63 - \text{виконання 2})$ – жовтий; – $\Delta P_{\text{каб. поточ}} \geq (0,6 - \text{виконання 1}; 0,63 - \text{виконання 2})$ і $\Delta P_{\text{каб. поточ}} \leq \text{мінус } 0,035$ – червоний
3	Рекомендована швидкість зміни висоти в кабіні $V_{\text{у каб. заданий}} = \text{const} = 2,8 \text{ м/с}$
4	Поточна швидкість зміни висоти в кабіні в діапазонах: – мінус $5,5 \leq V_{\text{у каб. поточ}} \leq \text{плюс } 5,5$ – зелений; – $V_{\text{у каб. поточ}} > \text{плюс } 5,5$ і $V_{\text{у каб. поточ}} < \text{мінус } 5,5$ – жовтий
5	Поточна висота в кабіні в діапазонах: – $H_{\text{каб}} \leq 2590$ – білий; – $2590 < H_{\text{каб}} < 2987$ – жовтий; – $H_{\text{каб}} \geq 2987$ – червоний
6	Індикація заданого значення висоти аеродрому посадки $H_{\text{аер}}$

Таблиця 11.9 – Значення і колір символів на кадрі "Воздух" БФІ

Номер символу на рисунку 11.13	Значення, колір символу
1	Задане значення висоти аеродрому посадки $H_{\text{аер}}$
2	Поточна висота в кабіні в діапазонах: – $H_{\text{каб}} \leq 2590$ – білий; – $2590 < H_{\text{каб}} < 2987$ – жовтий; – $H_{\text{каб}} \geq 2987$ – червоний
3	Поточна швидкість зміни висоти в кабіні в діапазонах: – мінус $5,5 \leq V_{\text{у каб. поточ}} <$ плюс $5,5$ – зелений; – $V_{\text{у каб. поточ}} >$ плюс $5,5$ і $V_{\text{у каб. поточ}} <$ мінус $5,5$ – жовтий
4	Рекомендована швидкість зміни висоти в кабіні $V_{\text{у каб. заданий}} = \text{const} = 2,8$ м/с
5	Заданий перепад тиску в кабіні
6	Поточний перепад тиску в кабіні в діапазонах: – мінус $0,02 < \Delta P_{\text{каб. поточ}} < (0,59 - \text{виконання 1}; 0,62 - \text{виконання 2})$ – білий; – $(0,59 - \text{виконання 1}; 0,62 - \text{виконання 2}) \leq \Delta P_{\text{каб. поточ}} < (0,6 - \text{виконання 1}; 0,63 - \text{виконання 2})$ і мінус $0,035 < \Delta P_{\text{каб. поточ}} \leq$ мінус $0,02$ – жовтий; – $\Delta P_{\text{каб. поточ}} \geq (0,6 - \text{виконання 1}; 0,63 - \text{виконання 2})$ і $\Delta P_{\text{каб. поточ}} \leq$ мінус $0,035$ – червоний
7	Положення запобіжного клапана 2 ПК2: – закрите – білий; – відкрите – жовтий
8	Положення запобіжного клапана 1 ПК1: – закрите – білий; – відкрите – жовтий
9	Шкала положення заслінки випускного клапана 2 ВК2 -...
10	Стрілка шкали положення заслінки ВК2: – нормальна робота – зелений; – відмова – жовтий
11	Шкала положення заслінки випускного клапана 1 ВК1 -...
12	Стрілка шкали положення заслінки ВК1: – нормальна робота – зелений; – відмова – жовтий
13	Індикація активного режиму роботи САРТ: – АВТО1 або АВТО2 – зелений; – ручний – жовтий

Принцип роботи САРТ в автоматичному режимі полягає в регулюванні висоти в кабіні й швидкості зміни висоти в кабіні. Загальна програма регулювання тиску складається з окремих програм забезпечення, а саме:

- попереднього наддування на землі;
- зльоту (є можливість перервати зліт);
- польоту (набір висоти – крейсерський політ – зниження);
- автоматичної розгерметизації на землі;
- зльоту й посадки на високогірний аеродром;
- посадки на воду.

Програми зміни тиску й висоти в кабіні показано на рисунках 11.13, 11.15.

Перехід від однієї програми до іншої залежить від інформації, що надійшла в систему:

- щодо висоти, тиску повітря в місці знаходження літака;
- вертикальної швидкості літака;
- барокорекції;
- висоти аеродрому посадки;
- обтиснення стояків шасі;
- положення ручки керування двигуном;
- положення дверей, люків;
- горизонтальної швидкості літака.

Після включення живлення літака відбувається тестування системи, після проходження якого на кадрі «Воздух» БФІ (див. рисунок 11.13) загоряється один з індикаторів: «АВТО1» – при непарній даті або «АВТО2» – при парній даті.

За наявності сигналу «ДВЕРИ ЗАКРЫТЫ» і «РУД БОЛЬШЕ 50°» запускається програма попереднього наддування кабіни, при виконанні якої перепад тиску в кабіні підвищується до значення $(0,011 \pm 0,01)$ кгс/см², висота в кабіні зменшується на (90 ± 60) м нижче висоти аеродрому, швидкість змінення висоти в кабіні – 1,5 м/с. У випадку зльоту без подачі повітря від СКП ця програма закриває випускні клапани.

Після зникнення сигналу «стойки шаси обжаты» запускається програма забезпечення зльоту. Протягом 10 хвилин після зльоту або поки висота польоту літака менше висоти зльоту плюс 1676 м у пам'яті зберігається значення тиску аеродрому при зльоті, тобто у випадку перерваного зльоту немає необхідності встановлювати на щитку САРТ значення тиску аеродрому при посадці. Через 10 хвилин після зльоту або коли висота польоту літака більше висоти зльоту плюс 1676 м, регулятор переходить на виконання програми польоту. Під час цієї програми перепад тиску в кабіні й висота в кабіні змінюються відповідно до заданого значення.

При підйомі літака швидкість зміни висоти в кабіні є пропорційною вертикальній швидкості літака й не перевищує заданого значення 3,0 м/с – для САРТ виконання 1 і 2,8 м/с – для САРТ виконання 2. При зниженні швидкість зміни висоти в кабіні розраховується залежно від вертикальної швидкості літака (тобто залежно від розрахункового часу до посадки) і не перевищує значення 2,8 м/с при нормальній швидкості спуску літака. У системі закладена така логіка швидкості зміни висоти в кабіні на спуску: до висоти 6000 м система буде підтримувати значення швидкості зміни висоти не більше $(2,21 \pm 0,33)$ м/с при вертикальній швидкості зниження літака до 17 м/с, нижче 6000 м – $(2,21 \pm 0,33)$ м/с при вертикальній швидкості зниження до 8,5 м/с – для САРТ виконання 1 і 10,5 м/с – для САРТ виконання 2.

У випадку прискореного зниження регулятор переходить на підтримання значення швидкості зміни висоти в кабіні не більше 5,5 м/с. У результаті система дозволяє знижуватися з більшими швидкостями на більших висотах польоту літака. При перевищенні значення 5,5 м/с швидкості зміни тиску в кабіні на екранах КІСС і БФІ загоряється сигналізація « V_{γ} кабины повышена». Після виходу на припустимий режим швидкості зміни тиску в кабіні сигналізація з екранів знімається. В автоматичному режимі роботи дійсний (поточний) перепад тиску при зниженні може не відповідати заданому.

Перед зниженням екіпажу необхідно виставити на щитку САРТ значення висоти аеродрому посадки, яке використовується для забезпечення програми зниження й розгерметизації кабіни. Вибране значення передається на індикатори КІСС і БФІ.

У випадку використання барокорекції QNH (атмосферний тиск, зведено до рівня моря) екіпажу необхідно виставити на пульті керування САРТ дійсну висоту аеродрому посадки. Якщо висота аеродрому не виставлена, при переході на барокорекцію QNH на екрани КІСС і БФІ посилає повідомлення «БАРОКОРРЕКЦИЯ QNH». Після задання будь-якого значення висоти аеродрому сигналізація знімається.

У випадку використання барокорекції QFE (атмосферний тиск, зведено до рівня аеродрому) екіпажу необхідно виставити на щитку САРТ висоту аеродрому посадки, яка дорівнює нулю. Якщо висота аеродрому посадки не була виставлена, то вона вважається такою, що дорівнює 0 (тобто умови барокорекції QFE).

У момент торкання землі колесами шасі перепад тиску в кабіні буде дорівнювати $(0,011 \pm 0,010)$ кгс/см².

З появою сигналу «стойки шасси обжаты» та «руд меньше 50°» запускається програма автоматичної розгерметизації на землі, яка зменшує перепад тиску до нуля зі швидкістю $(0,18 \pm 0,027)$ мм рт. ст./с. Швидкість зміни висоти в кабіні – 2,2 м/с.

У випадку посадки з надлишково наддутою кабіною на висоті польоту 600 м над висотою аеродрому посадки й значенням перепаду тиску більше 0,1 кгс/см² на екранах КІСС і БФІ загоряється сигналізація «ΔР посадки велико». Після виходу на припустимий режим наддуву кабіни сигналізація знімається.

При експлуатації літака на високогірному аеродромі (висота аеродрому зльоту/посадки менше 2400 м) від екіпажу не потрібно ніяких додаткових дій. При цьому, якщо система перебуває в автоматичному режимі роботи, то залежно від висоти аеродрому змінюється висота спрацьовування сигналізації

«разгерметизация» в межах від 2987 до 4420 м. Якщо система перебуває в ручному режимі роботи, то сигналізація «разгерметизация» спрацьовує при висоті в кабіні 2987 м.

На землі за наявності сигналу «двери открыты» попереднього наддуву кабіни не буде. При відриві літака від землі буде запущена програма зльоту.

Програма посадки на воду запускається при натисканні на кнопку-табло «посадка на воду» на щитку керування САРТ. При цьому на висоті нижче 4572 м на екрані БФІ загоряється сигналізація «посадка на воду включена», а на екрані КІСС – «САРД есть сообщение». Активний регулятор тиску САРТ посилає команду на закриття обох установок СКП, щоб припинити подачу повітря в кабіну. Далі регулятори відкривають випускні клапани, а при досягненні перепаду тиску між атмосферою і кабіною $0,011 \text{ кгс/см}^2$ клапани закриваються (не пізніше, чим через 100 с).

Цією програмою можна користуватися в аварійній ситуації при посадці на воду або при посадці з невипущеним шасі.

Програма працює тільки в автоматичному режимі роботи САРТ. Якщо система працює в ручному режимі, то перед посадкою на воду екіпаж має відключити вручну на пульті КСКП обидва БКП, а потім за допомогою перемикачів «1 руч 2» вручну розгерметизувати кабіну і перед приводненням закрити випускні клапани. Для закриття випускних клапанів можна використовувати також кнопки-табло «1 выпускные клапаны 2».

Під час перемикання кнопки-табло «авт/руч» у положення «руч» керування САРТ переходить у ручний режим. Регулювання тиску в кабіні виконується за допомогою перемикачів «1 руч 2». При натисканні перемикачів у положення « ΔP меньше» випускні клапани відкриваються, у положення « ΔP больше» – закриваються. Час переходу клапана з повністю закритого положення в повністю відкрите і навпаки становить 50 с. Для підтримання зміни тиску в кабіні за заданим законом на екранах КІСС і БФІ висвічуються задані й поточні значення перепаду

тиску й швидкості зміни висоти в кабіні. Крім того, на екрані БФІ відображається положення випускних клапанів.

Для запобігання перенаддуву кабіни на літаку встановлено два запобіжних клапани, які відкриваються під час перенаддуву кабіни до значення $(0,58 \pm 0,01)$ кгс/см² – виконання 1, $(0,61 \pm 0,01)$ кгс/см² – виконання 2 і під час негативного перепаду – $0,02$ кгс/см². При цьому на екрані БФІ, на мнемосхемах загоряється сигналізація відкритого положення запобіжних клапанів. Одного клапана досить для того, щоб забезпечити обмеження з перенаддуву й негативного перепаду.

Аварійна розгерметизація забезпечується в автоматичному і ручному режимах роботи САРТ:

– в автоматичному режимі, коли кнопка-табло «авар разгерм» перебуває у включеному положенні, випускні клапани відкриваються. При цьому швидкість зміни висоти в кабіні становить $\sim 15,2$ м/с, а висота в кабіні обмежується значенням (4420 ± 152) м;

– у ручному режимі випускні клапани відкриваються за допомогою перемикачів ручного керування випускним клапаном при встановленні їх у положення « ΔP МЕНЬШЕ». При цьому швидкість зміни висоти в кабіні не обмежується, а висота обмежується значенням (4420 ± 152) м.

Функція обмеження висоти в кабіні перевіряється під час тестування при включенні живлення, і, якщо вона не працює, на екрани КІСС і БФІ виходить повідомлення «ВК1 (2) отказ». У цій ситуації необхідно закрити відповідний клапан і регулювання системи буде здійснюватися одним випускним клапаном.

Натискання на кнопку-табло «авар разгерм» при ручному керуванні САРТ не приводить до розгерметизації. Дані про стан системи передаються в СКЗЛО на КСЕІС, БСТО й БПР.

ГЛАВА 12

СИСТЕМА ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ

12.1 Загальні відомості

Протиобліднювальна система (ПОС) призначена для захисту літака від обледеніння.

ПОС містить:

- ПОС планера – теплова, призначена для запобігання утворенню льоду або його видалення з відхилювального і невідхилювального носків крила;
- ПОС повітрязабірників двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворенню або видалення льоду з носків повітрязабірників двигунів;
- ПОС передніх стекол – призначена для запобігання утворенню льоду на поверхні переднього скла кабіни екіпажу;
- сигналізатори обледеніння – призначені для сигналізації наявності обледеніння і видачі команд на автоматичне включення підсистем ПОС.

Відбирання повітря для ПОС планера проводиться від СПП (ПВП1 і ПВП2 – сьомого або четвертого ступеня КВТ двигунів № 1, № 2), для ПОС повітрязабірників двигунів – від четвертого ступеня КВТ двигунів.

Кількість повітря, що подається на обігрівання повітрязабірників двигунів, крила і оперення, регулюється кранами-регуляторами. Керування кранами-регуляторами, а також краном кільцювання СПП проводиться приладами УУКП-148 № 1 і № 2 (далі УУКП) за заданим алгоритмом керування. Для забезпечення заданого алгоритму керування УУКП має одержувати і обробляти таку інформацію:

- температуру зовнішнього повітря (загальмовану й незагальмовану), абсолютний тиск повітря, швидкість і висоту польоту – від ІКВШП;
- сигнали про наявність обледеніння – від сигналізаторів обледеніння;
- сигнали про включення в автоматичний або ручний режим роботи – від кнопок-табло в кабіні екіпажу;
- сигнал "отказ двигателя 1, 2" – від датчика тиску масла;
- сигнал "шасси не обжато" – від СКЗЛО;

- стан і режим роботи СПП – від контролерів СПП;
- температуру й тиск повітря, що подається в ПОС від СПП, – від контролерів СПП;
- тиск у магістралях ПОС після кранів-регуляторів – від датчиків тиску;
- температуру повітря в магістралі ПОС оперення й ПОС повітрязбірників двигунів – від датчиків температури в системі;
- температуру поверхні, що обігривається (крило і оперення), – від датчиків температури поверхні;
- режим роботи двигуна (поточне значення $\alpha_{ВКД}$) і положення клапанів перепуску повітря від четвертого ступеня КВТ двигуна – від БУК-148;
- інформація про запуск і вихід на режим ДСУ – від БУК-МС2.

Кожний УУКП має п'ять каналів керування:

- два канали для ПОС повітрязбірників двигунів;
- два канали для обігрівання крила;
- один канал для обігрівання оперення.

У штатній ситуації ПОС планера керується УУКП-148 № 1 (три канали керування), ПОС повітрязбірників двигунів – УУКП-148 № 2 (два канали керування). Керування за кожним каналом є незалежним від роботи інших каналів.

Кожний канал має два контури керування. У штатній ситуації тиск повітря, що надходить у систему, регулюється контуром № 1 у функції від температури повітря, що обігриває поверхні, а контур № 2 обмежує регулювання тиску в заданому діапазоні. У випадку відмови контуру № 1 керування системою забезпечує контур № 2 відповідно до заданого алгоритму.

У випадку відмови контурів № 1 і № 2 якого-небудь каналу одного УУКП керування підсистемами ПОС цього каналу автоматично перемикається на контур № 2 другого приладу.

При обігріванні консолей крила витримується симетрія температурних режимів. У випадку відмови або відключення обігрівання однієї консолі, друга відключається автоматично. У випадку відмови основного контуру та переходу на резервний контур каналу керування однією консоллю крила канал керування другою консоллю також переходить на резервний контур керування.

Між приладами УУКП-148 № 1 і № 2 проводиться обмін інформацією про стан системи.

УУКП забезпечує три режими роботи: автоматичний, ручний і режим контролю.

Автоматичне включення ПОС відбувається за сигналом від сигналізаторів обледеніння. До кожного УУКП підключено два сигналізатори обліднювання. При цьому один сигналізатор є основним, другий – дублювальним. Для УУКП-148 № 1 основним є сигналізатор, установлений на правому борту, для УУКП-148 № 2 – на лівому. Основний сигналізатор видає сигнали про наявність обледеніння, відмови сигналізатора, справності сигналізатора та на включення ПОС. Дублювальний сигналізатор видає сигнали про наявність обледеніння і відмову сигналізатора.

Ручне включення здійснюється натисканням кнопки-табло ручного включення ПОС. При цьому кнопки-табло підготовки підсистем до автоматичного включення мають бути натиснутими.

Контроль системи проводиться автоматично при включенні живлення на борт, автоматично в польоті з інтервалом (4 ± 1) с і на землі за допомогою БСТО.

Прилад УУКП-148 № 3 призначено для контролю герметичності та формування інтегральної інформації з функціонування систем життєзабезпечення і ПОС. Прилад має два незалежні канали А і В. Оброблення і видача інформації забезпечується двома каналами одночасно.

УУКП-148 № 3 згідно з закладеними алгоритмами здійснює такі дії:

- контроль герметичності СПП;
- обчислення витрати повітря, що відбирається від ДСУ;
- формування інтегральної інформації з функціонування систем життєзабезпечення і ПОС.

Прилад видає інформацію в СКЗЛО і БСТО через УУКП-148 № 1 і № 2.

Електроживлення керування ПОС планера й повітрозабірників двигунів здійснюється постійним струмом напругою 27 В від основних шин лівого і правого РП 27 В.

На літаку встановлені електротеплова ПОС (ЕТ ПОС) переднього скла циклічної дії й система підігрівання повітря для обдування переднього і бічного скла. ЕТ ПОС забезпечує температурний режим скла в діапазоні температур відповідно до зміни величини опору ланцюга датчиків температури від $(144\pm 0,5)$ Ом до $(146\pm 0,5)$ Ом.

Системи керування обігріванням переднього скла й підігріванням повітря для обдування скла – автономні для лівого й правого скла. Керування здійснюється пристроями УУТС-140М № 1 і № 2: № 1 – для лівого скла, № 2 – для правого скла. УУТС-140М забезпечує роботу ПОС скла у режимах: автоматичного керування, ручного керування й контролю.

У режимі автоматичного керування при включенні ПОС скла обігрівання проводиться в ослабленому режимі. З появою умов обледеніння за сигналом сигналізатора обледеніння УУТС-140М перемикає обігрівання в інтенсивному режимі.

При ручному керуванні (натиснутих кнопках-табло ручного включення й відключення ПОС скла) обігрівання проводиться спочатку в ослабленому режимі, а потім в інтенсивному режимі. В ослабленому режимі живлення здійснюється напругою 115 В, в інтенсивному – 200 В. Для очищення лівого і правого скла встановлені склоочисники.

Інформація про параметри і стан системи протиобледеніння передається в СКЗЛО, БСТО, БПР. СКЗЛО на підставі отриманої інформації й закладених програм функціонування реалізує:

- формування команд видачі сигнальної інформації для КСЕІС;
- приймання інформації про відмови;
- контроль справності мережі збирання інформації.

БСТО забезпечує запам'ятовування інформації про відмови в поточному і попередніх польотах. БПР забезпечує реєстрацію інформації, отриманої з системи та від СКЗЛО.

Функціональну схему ПОС зображено на рисунку 12.1, органи керування й контролю – на рисунку 12.2.

Інформацію із системи протиобледеніння, виведену на КІСС, показано на рисунку 12.3, монтажну схему ПОС – на рисунку 12.4.

Функціональне призначення органів керування та контролю наведено в таблиці 12.1, значення та колір символів на кадрі КІСС – у таблиці 12.2, повідомлення, виведені на КСЕІС, та їхнє звукове супроводження – у таблиці 12.3.

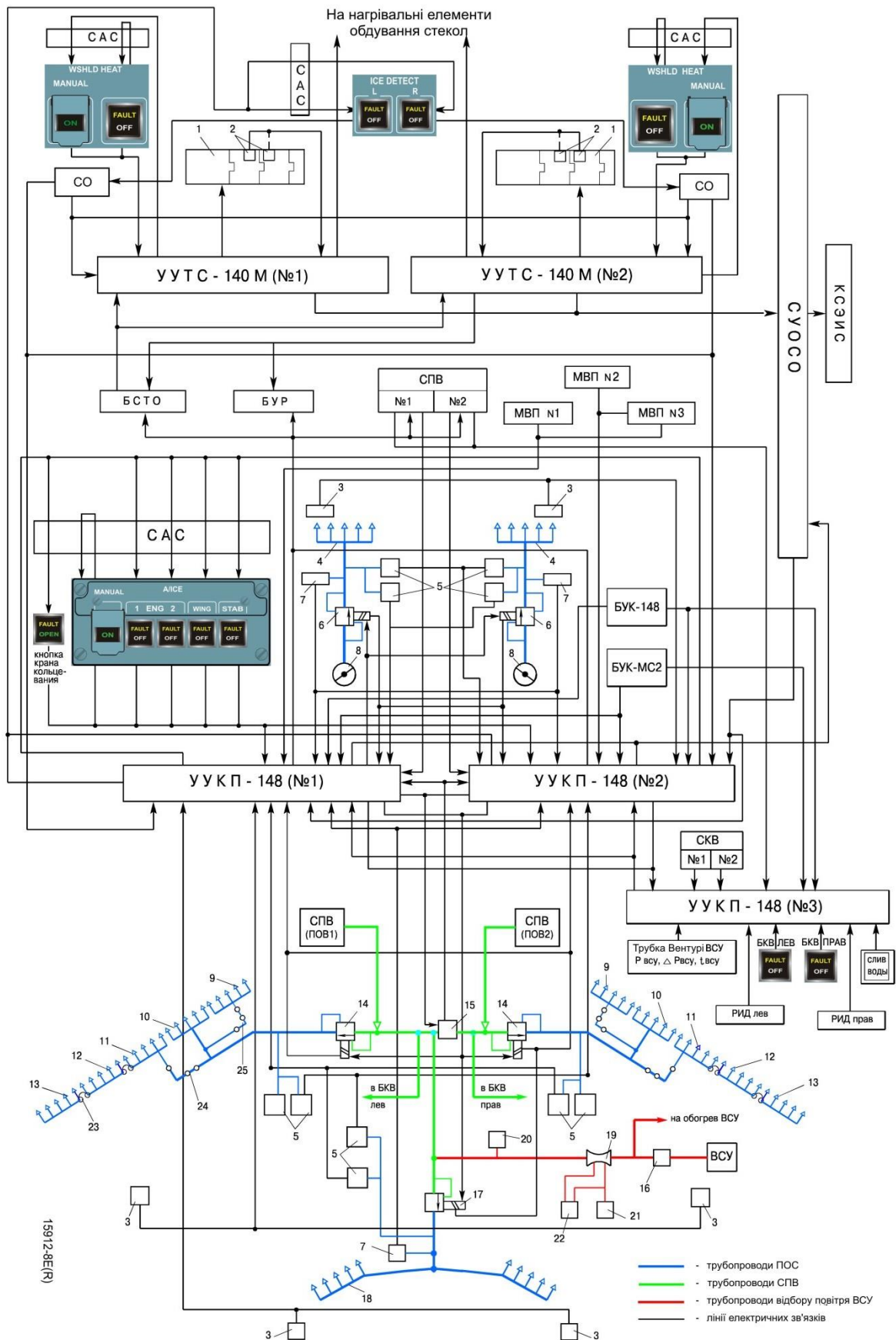
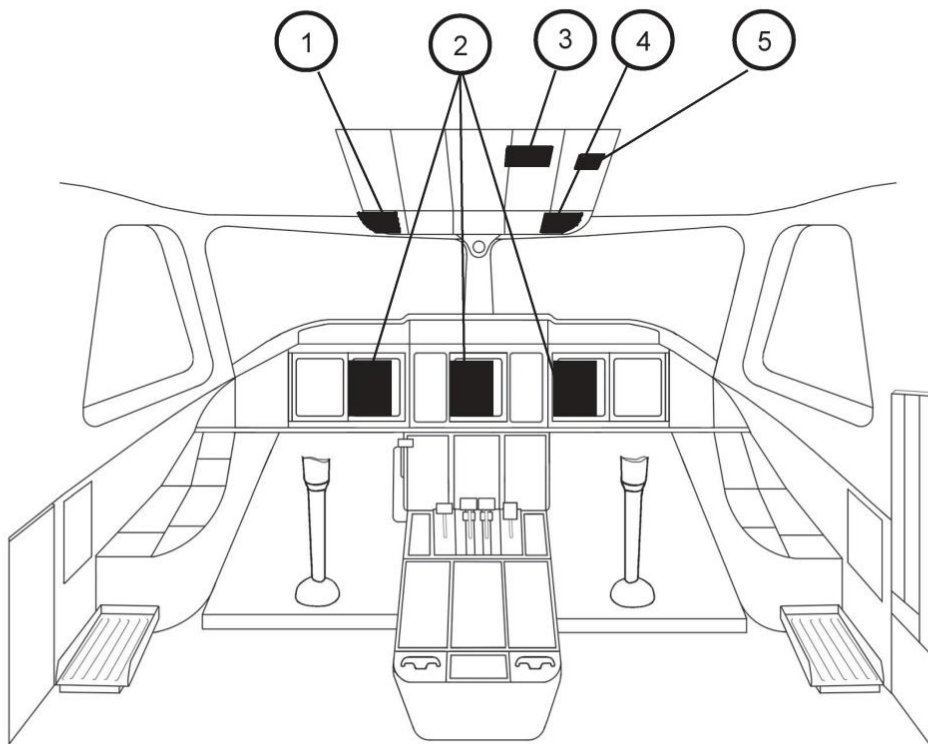
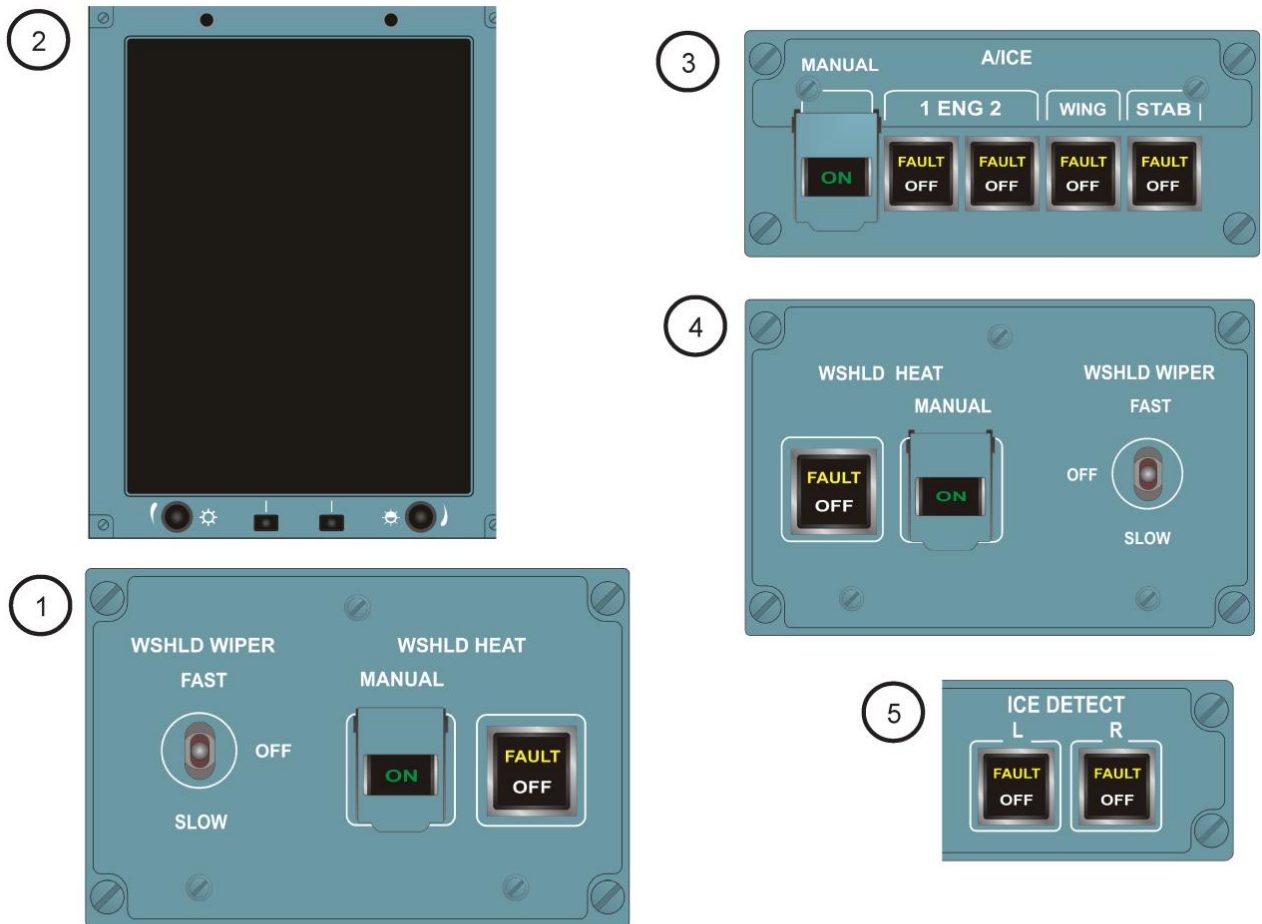


Рисунок 12.1 – Функціональна схема ПОС

На рисунку 12.1 наведено такі позначення:

- 1 – нагрівальні елементи переднього скла;
- 2 – датчик температури у склі;
- 3 – датчик температури поверхні 92294A010000;
- 4 – протиобліднювач повітрязабірника двигунів;
- 5 – датчик тиску 92295A010000;
- 6 – кран-регулятор 60088A010000 ПОС повітрязабірника двигуна;
- 7 – датчик температури П109М1 повітря в системі;
- 8 – фланець відбирання повітря від четвертого ступеня КВТ;
- 9 – протиобліднювач носка, що відхиляється;
- 10 – протиобліднювач носка, що не відхиляється;
- 11 – протиобліднювач першої секції передкрилку;
- 12 – протиобліднювач другої секції передкрилку;
- 13 – протиобліднювач третьої секції передкрилку;
- 14 – кран-регулятор 60090A010000 ПОС крила;
- 15 – кран кільцювання СПП;
- 16 – заслінка відбирання повітря від ДСУ;
- 17 – кран-регулятор 60088A010000 горизонтального оперення;
- 18 – протиобліднювач стабілізатора;
- 19 – трубка Вентурі;
- 20 – датчик температури ($t_{ДСУ}$);
- 21 – датчик тиску ($P_{ДСУ}$);
- 22 – датчик перепаду тиску ($\Delta P_{ДСУ}$);
- 23 – сполучні муфти протиобліднювача передкрилків;
- 24 – вузол підведення повітря у передкрилок;
- 25 – вузол підведення повітря в носок, що відхиляється.



15902-1e

Рисунок 12.2 – Органи керування і контролю ПОС

Таблиця 12.1 – Функціональне призначення органів керування і контролю

Органи керування і контролю	Призначення
<p>Кнопки-табло ENG 1, 2, WING, STAB (з фіксацією) із сигнальними полями:</p> <p>– FAULT жовтого кольору</p>	<p>Верхній пульт. Щиток ПОС. Підготовка для автоматичного включення ПОС повітрязабірників двигунів, крила, горизонтального оперення (при натиснутій кнопці) і сигналізація:</p> <p>– відмови керування відповідною підсистемою в автоматичному режимі;</p>
<p>– OFF білого кольору</p>	<p>– відключення відповідної підсистеми (при віджатій кнопці)</p>
<p>Кнопка-табло під ковпачком MANUAL ON (з фіксацією) із сигнальним полем зеленого кольору ON Кнопки-табло ICE DETECT L, R (з фіксацією) із сигнальними полями:</p>	<p>Ручне включення ПОС повітрязабірників двигунів, крила й горизонтального оперення (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопки-табло відповідних підсистем. Включення сигналізаторів обледеніння й сигналізація:</p>
<p>– FAULT жовтого кольору</p>	<p>– відмова сигналізаторів обледеніння;</p>
<p>– OFF білого кольору</p>	<p>– відключення сигналізаторів обледеніння (при віджатій кнопці)</p>
<p>Щиток склоочисників (лівий, правий)</p>	
<p>Перемикач WSHLD WIPER з положеннями:</p> <p>– FAST – OFF – SLOW</p>	<p>Керування режимами роботи лівого й правого склоочисників:</p> <p>– включення режиму швидкої роботи; – відключення керування склоочисниками; – включення режиму повільної роботи</p>
<p>Кнопка-табло з фіксацією WSHLD HEAT із полями:</p> <p>– FAULT жовтого кольору – OFF білого кольору</p>	<p>Підготовка автоматичного включення обігрівання скла (при натиснутій кнопці) і сигналізація:</p> <p>– відмови керування обігріванням в автоматичному режимі; – відключення обігрівання (при віджатій кнопці)</p>
<p>Кнопка-табло під ковпачком MANUAL ON (з фіксацією) із сигнальним полем зеленого кольору ON</p>	<p>Ручне включення обігрівання скла (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопки-табло WSHLD HEAT</p>

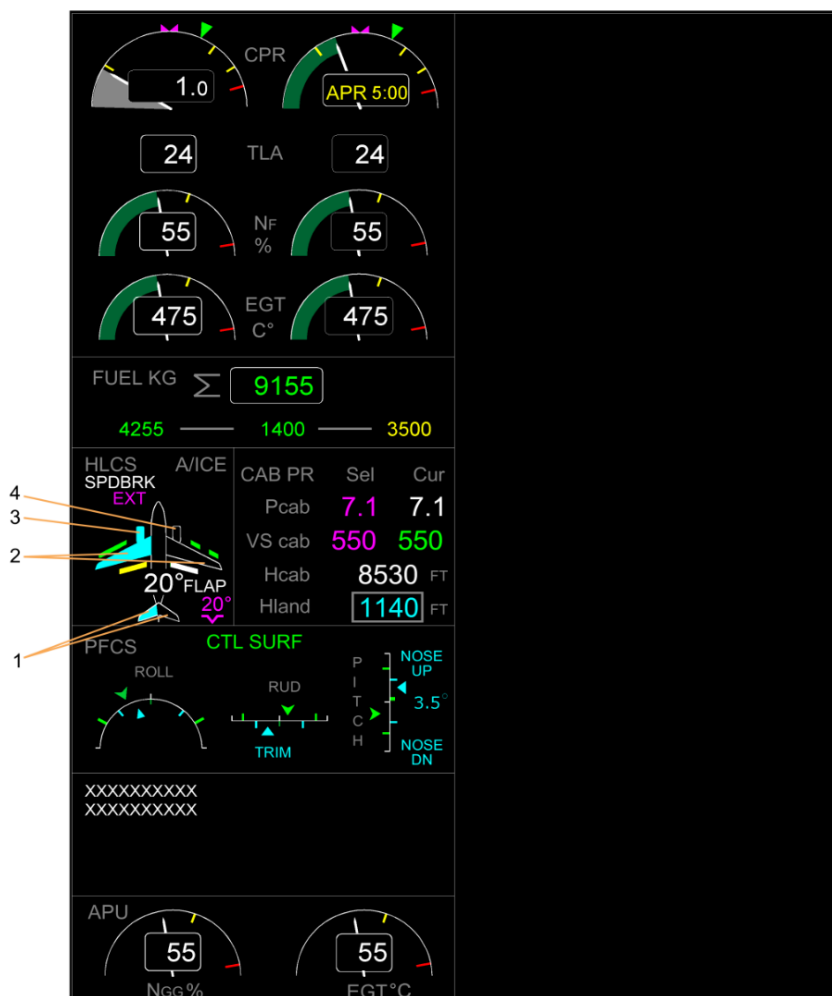


Рисунок 12.3 – Інформація з ПОС, виведена на КІСС

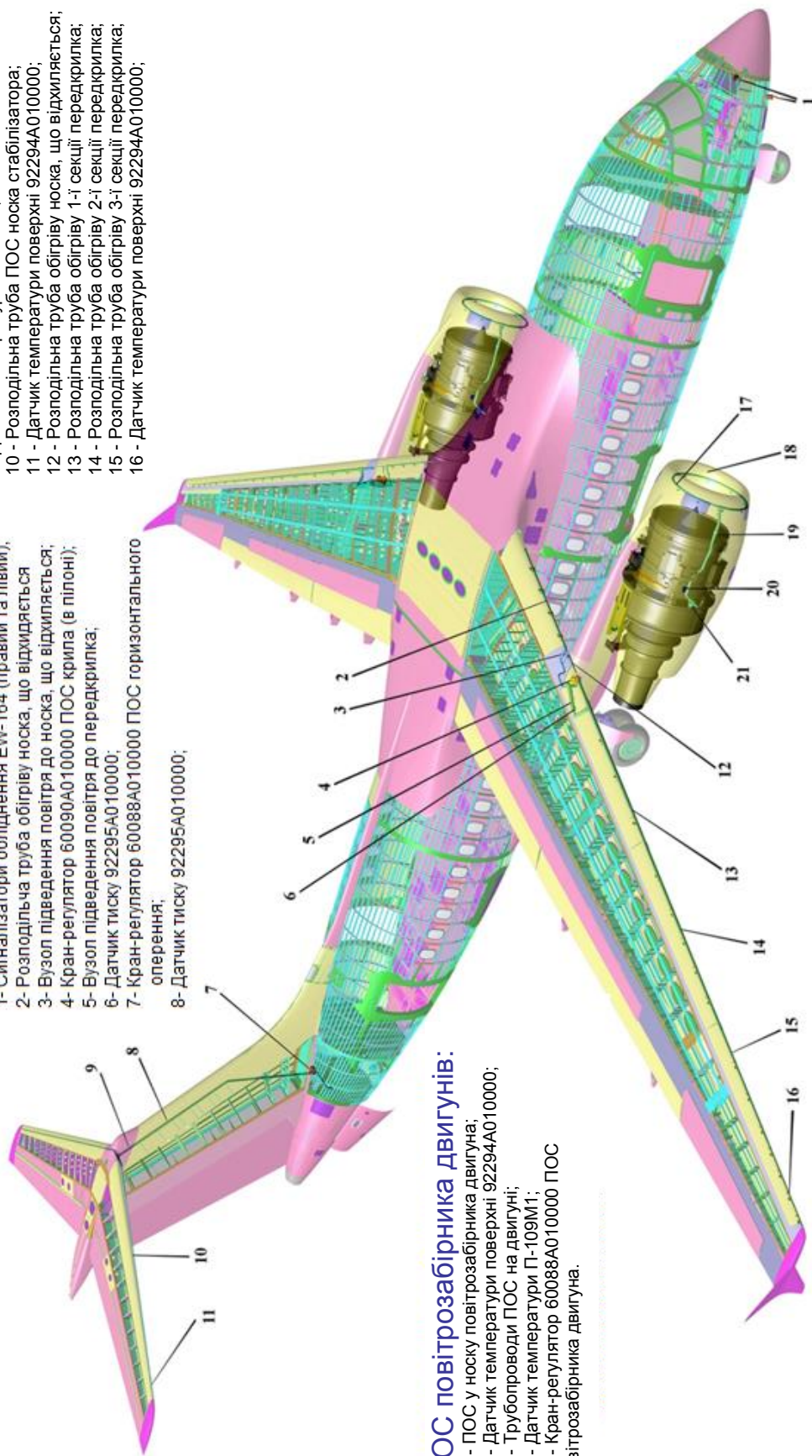
Таблиця 12.2 – Значення та колір символів на кадрі КІСС з рисунку 12.3

Номер символу	Значення, колір символу	Номер символу	Значення, колір символу
1	ПОС стабілізатора: – блакитний – включена; – жовтий – відмова; – білий – відключена	3	ПОС двигуна № 1: – блакитний – включена; – жовтий – відмова; – білий – відключена
2	ПОС крила: – блакитний – включена; – жовтий – відмова; – білий – відключена	4	ПОС двигуна № 2: – блакитний – включена; – жовтий – відмова; – білий – відключена

ПОС планера:

- 1- Сигналізатори обліднення ЕW-164 (правий та лівий);
- 2- Розподільча труба обігріву носа, що відхиляється;
- 3- Вузол підведення повітря до носа, що відхиляється;
- 4- Кран-регулятор 60090A010000 ПОС крила (в пілоні);
- 5- Вузол підведення повітря до передкрилки;
- 6- Датчик тиску 92295A010000;
- 7- Кран-регулятор 60088A010000 ПОС горизонтального оперення;
- 8- Датчик тиску 92295A010000;

- 9 - Датчик температури П-109М1;
- 10 - Розподільна труба ПОС носа стабілізатора;
- 11 - Датчик температури поверхні 92294A010000;
- 12 - Розподільна труба обігріву носа, що відхиляється;
- 13 - Розподільна труба обігріву 1-ї секції передкрилка;
- 14 - Розподільна труба обігріву 2-ї секції передкрилка;
- 15 - Розподільна труба обігріву 3-ї секції передкрилка;
- 16 - Датчик температури поверхні 92294A010000;



ПОС повітрязбірника двигунів:

- 17 - ПОС у носку повітрязбірника двигуна;
- 18 - Датчик температури поверхні 92294A010000;
- 19 - Трубопроводи ПОС на двигуні;
- 20 - Датчик температури П-109М1;
- 21 - Кран-регулятор 60088A010000 ПОС повітрязбірника двигуна.

Рисунок 12.4 – Монтажна схема ПО

Таблиця 12.3 – Повідомлення, виведені на індикатори КСЕІС, та їхнє звукове супроводження

Повідомлення та звукове супроводження (текстове + (т) тональне + (р) мовне)	Індикатор			Причина повідомлення
	КПІ	КІСС	БФІ	
	Категорія повідомлення			
A/ICE NOT ARMED + (т) дзвін	–	прд	–	Немає готовності до включення обігрівання лівого і правого півкрил, носків стабілізатора в автоматичному режимі
ICING + (т) дзвін	–	прд	–	Влучення в зону обледеніння
APU BLEED SELB + (т) дзвін	–	прд	–	Необхідність включення відбирання повітря від ДСУ
INCREASE ENG THRUST + (т) дзвін	–	прд	–	1. Якщо через 30 с після сигналу PACK SET LO FLOW режим БКП не був знижений і режим двигуна $\alpha_{ВКД} < 31^\circ$. 2. Недостатні параметри повітря в ПОС в/з двигунів
PACK SET LO FLOW + (т) дзвін	–	прд	–	Переведення двигунів (двигуна) на режим $\alpha_{ВКД} < 31^\circ$
A/ICE-CHECK + (т) дзвін ENGINE 1 (2) – A/ICE FAULT	– –	прд –	– прд, ст	Відмова обігрівання повітрязбірника двигуна № 1 (2) в автоматичному і ручному режимах
A/ICE-CHECK + (т) дзвін WING A/ICE FAULT	– –	прд –	– прд, ст	Відмова обігрівання крила в автоматичному і ручному режимах
A/ICE-CHECK + (т) дзвін STAB A/ICE FAULT	– –	прд –	– прд, ст	Відмова обігрівання стабілізатора в автоматичному і ручному режимах

Продовження таблиці 12.3

Повідомлення і звукове супроводження (текстове + (т) тональне + (м) мовне)	Індикатор			Причина повідомлення
	КПІ	КІСС	БФІ	
	Категорія повідомлення			
A/ICE CHECK + (т) дзвін	–	прд	–	Відмова обігрівання лівого (правого) скла в автоматичному і ручному режимах
L (R) WSHLD HEAT FAULT	–	–	прд, ст	
A/ICE CHECK + (т) дзвін STAB A/ICE OVHT	–	прд	–	Перегрів ПОС стабілізатора
	–	–	прд, ст	
A/ICE CHECK + (т) дзвін ENG 1 (2) – A/ICE OVHT	–	прд	–	Перегрів ПОС двигуна № 1 (2)
	–	–	прд, ст	
A/ICE CHECK + (т) дзвін WING A/ICE OVHT	–	прд	–	Перегрів ПОС крила
	–	–	прд, ст	
1+2 ICE/DET FAULT	–	прд	–	Відмова двох сигналізаторів обледеніння
ENG 1 (2) A/ICE OFF	–	пв, ст	–	ПОС двигуна № 1 (2) відключена
WING A/ICE OFF	–	пв, ст	–	ПОС крила відключена
STAB A/ICE OFF	–	пв, ст	–	ПОС стабілізатора відключена
A/ICE-CHECK + (т) дзвін X-BLEED FAULT	–	прд	–	Невідкриття крана кільцювання в автоматичному і ручному режимах
	–	–	прд, ст	

Примітка. Виведення повідомлення на той або інший індикатор, позначений вказівкою у відповідній колонці категорії певного повідомлення:

- прд – попереджувальне, потребує дій;
- ст – статусне;
- пв – що повідомляє.

12.2 Система протиобледеніння планера

ПОС планера призначена для запобігання утворенню або видаленню льоду з носків крила, що відхиляються і не відхиляються. Керування системою здійснюється УУКП-148, який забезпечує два режими включення системи: автоматичний та ручний. Передбачено роздільне керування обігріванням крила та оперення.

Включення ПОС планера заблоковано при температурі повітря вище $+5^{+1}$ °C. У випадку відсутності не менше трьох сигналів «Шаси не обжато» УУКП-148 забезпечує блокування включення ПОС планера в ручному та автоматичному режимах. Якщо ПОС планера була включена в польоті в ручному або автоматичному режимі і до моменту посадки не відключилася під час зняття сигналу ICING, то після посадки (при відсутності не менше трьох сигналів «Шаси не обжато») система відключиться автоматично.

ПОС планера складається із трубопроводів, що розміщуються в носках крила, передкрилках, кілі та носках стабілізатора. (рисунки 12.5, 12.6). Відбирання повітря проводиться від трубопроводу СПП у залізу пілона.

ПОС планера камерного типу складається з розподільних трубопроводів, що кріпляться в передкрилках, носках крила і стабілізатора за допомогою скоб і фіксуються упорами. Для забезпечення осьових переміщень розподільні трубопроводи з'єднуються рухливими з'єднаннями. Усі трубопроводи покриті теплоізоляцією. До складу системи входять також датчики температури поверхні

крила (2 шт.), стабілізатори (2 шт.) і крани-регулятори (по одному для кожної консолі крила і оперення). Кран-регулятор ПОС оперення розташовано у районі 44-го шпангоута, крани-регулятори ПОС крила – у пілонах. За кожним краном-регулятором встановлено два датчики тиску. У ПОС оперення розміщено датчик температури повітря в системі.

При відключеній ПОС планера кнопки-табло WING і STAB віджаті – горять сигнальні поля OFF цих кнопок-табло. При натисканні на кнопки-табло WING і STAB підсистеми підготовлені до автоматичного включення, при цьому гаснуть сигнальні поля OFF цих кнопок-табло.

За наявності умов обледеніння за сигналом сигналізатора обледеніння УУКП-148 № 1 подає команди:

- у СПП на переналаштування регулювання температури повітря, що подається в ПОС, на 230 ± 10 °С;
- на відкриття крана кільцювання 15;
- на відкриття кранів-регуляторів 14 і 17.

При цьому живлення на електропривод кранів-регуляторів надходить із затримкою 5 с (хв) стосовно моменту подачі команди на переналаштування температури СПП. Крани-регулятори відкриваються (час виходу на режим – 20^{+5} с), гаряче повітря надходить у розподільні труби носків крила, що відхиляються, 9 і, що не відхиляються, 10, передкрилків 11, 12, 13 та носків 18 стабілізатора. подача повітря регулюється відповідно до заданого алгоритму керування контуром № 1 УУКП-148.

При керуванні контуром № 1 УУКП автономно керує роботою кожного крана-регулятора, забезпечуючи задані алгоритмом керування температурні перепади на поверхнях крила і стабілізатора. Температура поверхні, що обігривається, підтримується з допуском ± 2 °С стосовно розрахункової. При цьому тиск у заданому діапазоні контролюється контуром № 2. При обігриванні консолей

крила витримується симетрія температурних режимів (припустима асиметрія – ± 2 °C).

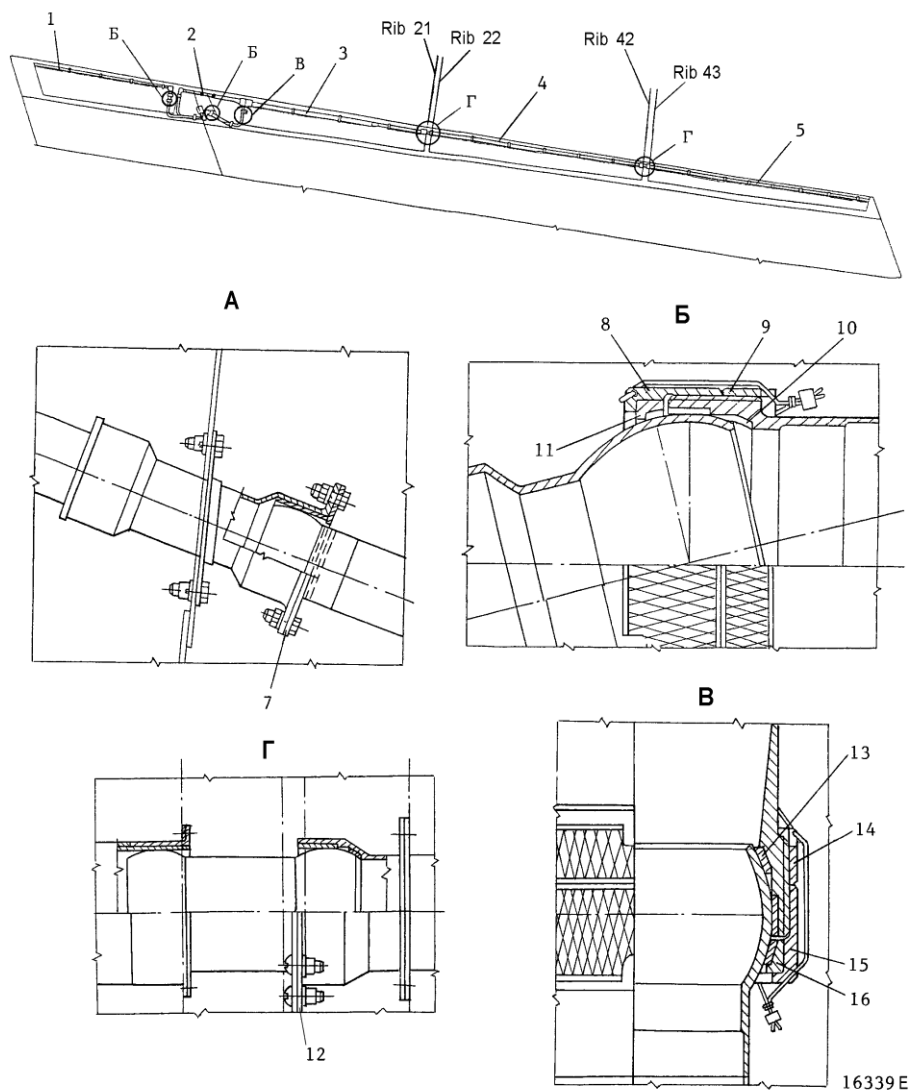
У випадку, якщо за 3 хв температурні перепади на поверхні крила і стабілізатора не досягнуть заданої величини, керування переключається на режим керування контуром № 2. При цьому УУКП-148 автономно керує роботою кожного крана-регулятора, забезпечуючи тиск у передбаченому алгоритмом діапазоні. Керування кранами-регуляторами ПОС крила виконується однойменними контурами керування.

При автоматичному включенні система відключається автоматично через 120 с після відключення сигналу ICING. При цьому крани-регулятори закриваються і на УУКП-148 надходять сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

При ручному включенні ПОС планера включається незалежно від наявності або відсутності сигналу "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" при натисканні кнопки-табло MANUAL ON. При цьому кнопки-табло WING і STAB мають бути натиснуті. Робота системи при ручному включенні аналогічна роботі системи при автоматичному включенні. При ручному включенні система відключається тільки вручну натисканням кнопок-табло WING та STAB.

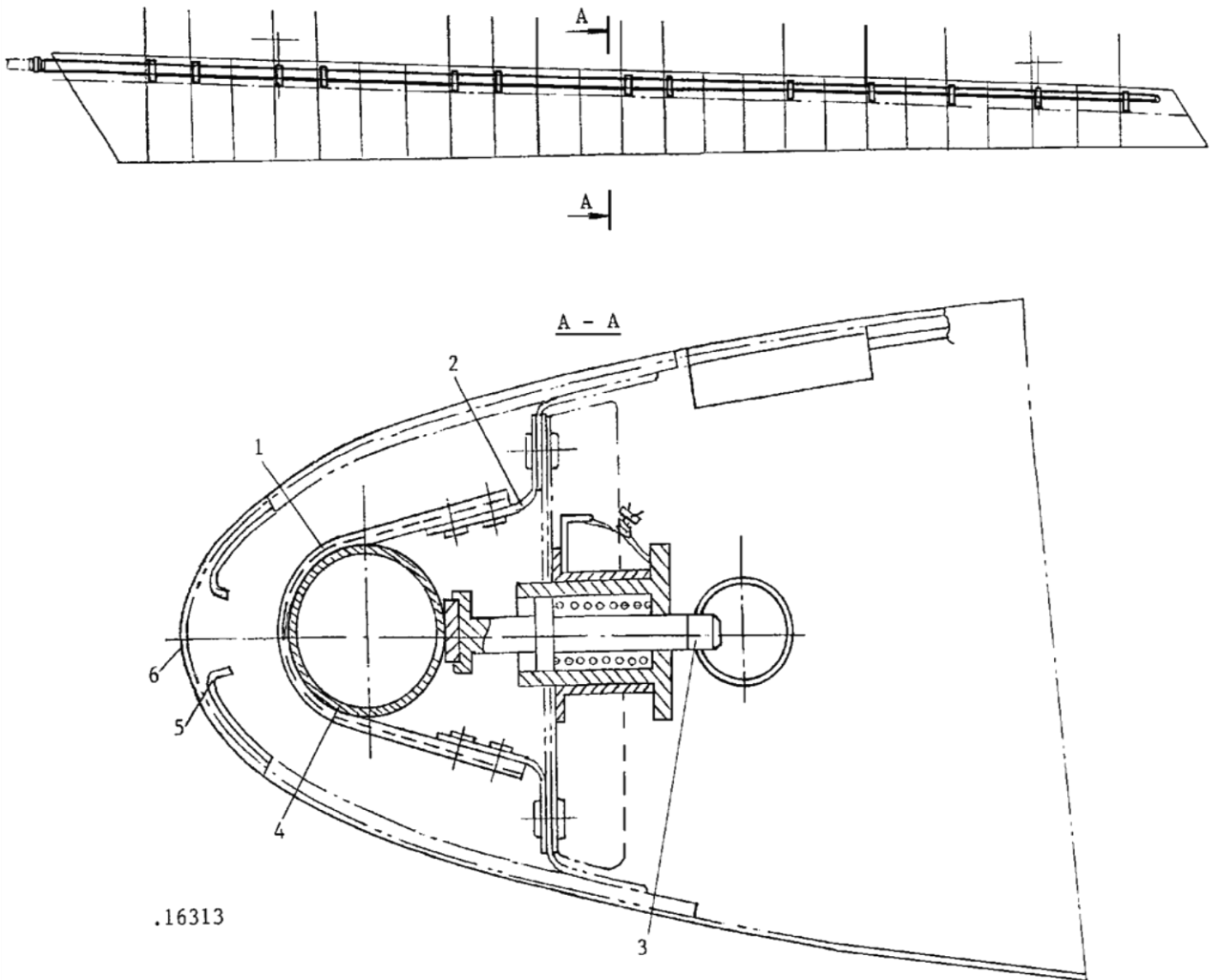
При відключенні ПОС планера УУКП-148 видає команду на закриття крана кільцювання СПП та контролює її виконання. У випадку, якщо відключається тільки ПОС крила або тільки ПОС оперення, команда на закриття крана кільцювання не видається.

У випадку відмови одного двигуна або однієї СПП алгоритм керування ПОС планера зберігається. Це забезпечується через повітря, що відбирається від ДСУ. Включення відбирання проводиться вручну екіпажем. На період, необхідний для запуску ДСУ й підключення відбирання повітря від ДСУ, передбачене блокування на 120 °C відмовних сигналів у ПОС.



- 1 – розподільна труба в носку, що відхиляється;
- 2 – розподільна труба в носку, що не відхиляється;
- 3 – розподільна труба в першій секції передкрилка;
- 4 – розподільна труба в другій секції передкрилка;
- 5 – розподільна труба в третій секції передкрилка;
- 6 – кран-регулятор 60090A010000;
- 7 – кільце;
- 8 – гайка;
- 9 – гайка;
- 10 – кільце;
- 11 – кільце;
- 12 – півкільце;
- 13 – кільце;
- 14 – гайка;
- 15 – гайка;
- 16 – кільце

Рисунок 12.5 – ПОС у крилі



1 – скоба; 2 – куточок; 3 – упор; 4 – розподільна труба;
 5 – гофр; 6 – обшивка

Рисунок 12.6 – ПОС у носку стабілізатора

12.3 ПОС повітрязабірників двигунів

ПОС повітрязабірників двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворенню або видалення льоду з носків повітрязабірників двигунів.

Відбір повітря для ПОС повітрязабірників двигунів проводиться від четвертого ступеня КВТ двигунів. УУКП-148 забезпечує блокування включення ПОС повітрязабірника на непрацюючому двигуні. Під час працюючої ПОС повітрязабірника двигуна у випадку зупинки двигуна автоматично подається команда на відключення ПОС повітрязабірника. Включення ПОС повітрязабірників блокується при температурі зовнішнього повітря вище $+10^{+1}$ °С. ПОС повітрязабірників двигунів керуються в штатній ситуації УУКП-148 № 2, який забезпечує два режими включення системи: автоматичний і ручний. Передбачено роздільне керування обігріванням повітрязабірників двигунів № 1 і № 2. Монтаж ПОС повітрязабірника на двигуні показано на рисунку 12.7.

ПОС повітрязабірника двигуна – автономна, розміщується у правій частині гондоли і носку повітрязабірника. ПОС повітрязабірника двигуна складається з трубопроводів, з'єднаних між собою хомутами. Кріпляться трубопроводи до конструкції двигуна за допомогою хомутів і кронштейнів. Трубопроводи покриті теплоізоляцією. До складу ПОС повітрязабірника кожного двигуна входять кран-регулятор, два датчики тиску, датчик температури повітря в системі та датчик температури поверхні. Функціональну схему ПОС у носку повітрязабірника показано на рисунку 12.8.

При відключеній ПОС повітрязабірників двигунів кнопки-табло ENG 1 і ENG 2 віджаті – горять сигнальні поля OFF цих кнопок-табло. При натисканні на кнопки-табло ENG 1 і ENG 2 система стає підготовленою до автоматичного включення, при цьому гаснуть сигнальні поля OFF цих кнопок-табло.

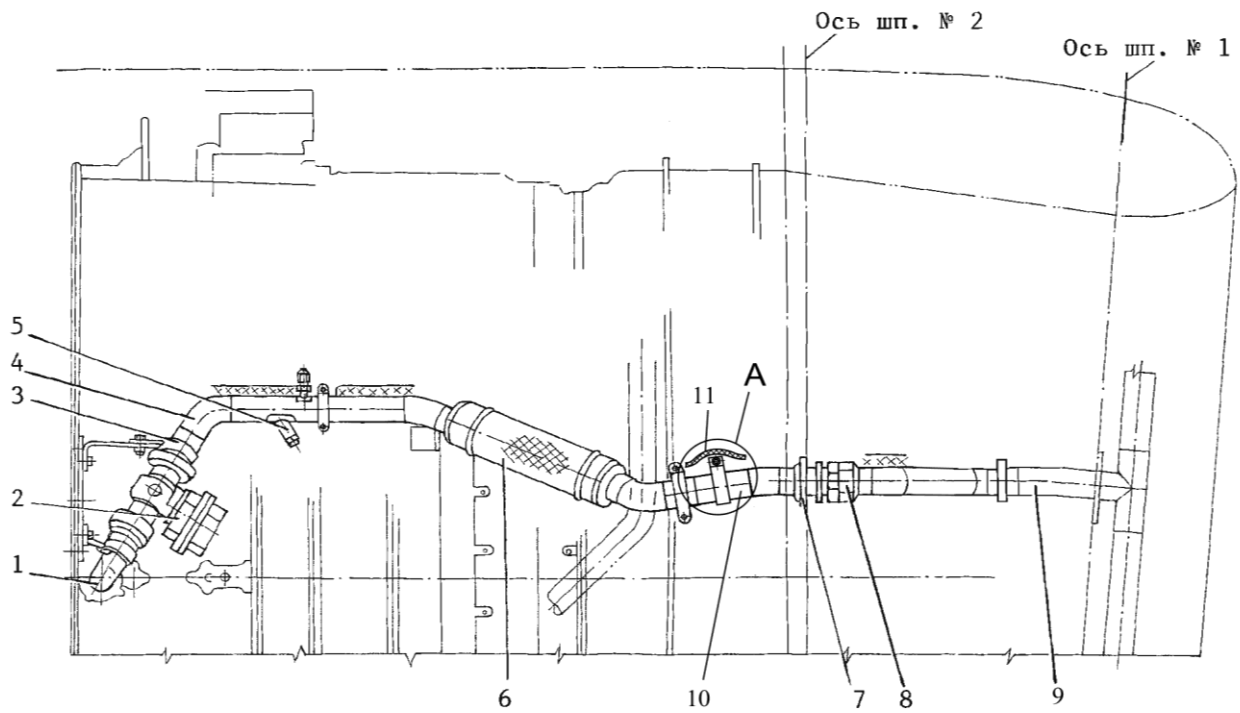
За наявності умов обледеніння за сигналом сигналізатора обледеніння УУКП-148 № 2 подає команду на відкриття кранів-регуляторів 6. Крани-регулятори відкриваються, гаряче повітря надходить у розподільні труби 4 носків повітрозабірників двигунів. подача повітря регулюється відповідно до заданого алгоритму керування контуром № 1 УУКП-148.

При керуванні контуром № 1 УУКП-148 автономно керує роботою кранів-регуляторів ПОС лівого і правого повітрозабірників, забезпечуючи задані алгоритмом керування температурні перепади на поверхнях, що обігріваються. При цьому тиск у системі в заданому діапазоні контролюється контуром № 2. Температура поверхні, що обігрівається, підтримується з допуском ± 2 °С стосовно розрахункової. Не допускається асиметрія температурних режимів ПОС повітрозабірників більше ± 2 °С.

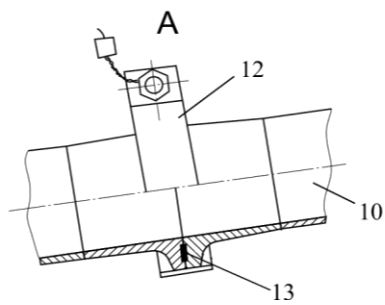
У випадку, якщо за 3 хв температурні перепади на поверхнях повітрозабірників, що обігріваються, не досягнуть заданої величини, керування переключасться на режим керування контуром № 2. При цьому УУКП-148 автономно керує кранами-регуляторами ПОС лівого і правого повітрозабірників, забезпечуючи тиск у діапазоні, передбаченому алгоритмом керування.

Ручне включення ПОС повітрозабірників двигунів проводиться при натисканні кнопки-табло MANUAL ON незалежно від наявності або відсутності сигналу ICING. При цьому кнопки-табло ENG 1 та ENG 2 мають бути натиснуті. Робота системи при ручному включенні аналогічна роботі в автоматичному режимі. Система, включена вручну, відключається тільки вручну відтисканням кнопок-табло ENG1 та ENG2.

Система, включена автоматично, відключається автоматично після зняття сигналу ICING. При цьому крани-регулятори закриваються й на УУКП-148 надходять сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

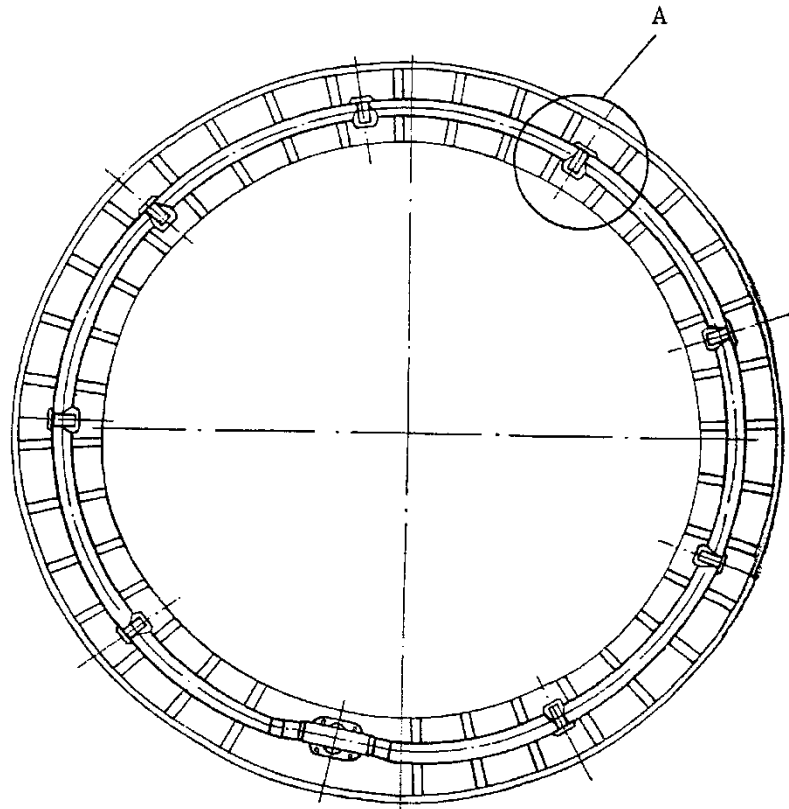


16314-2

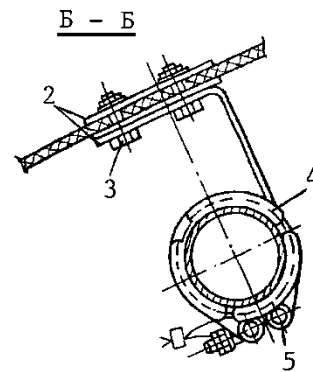
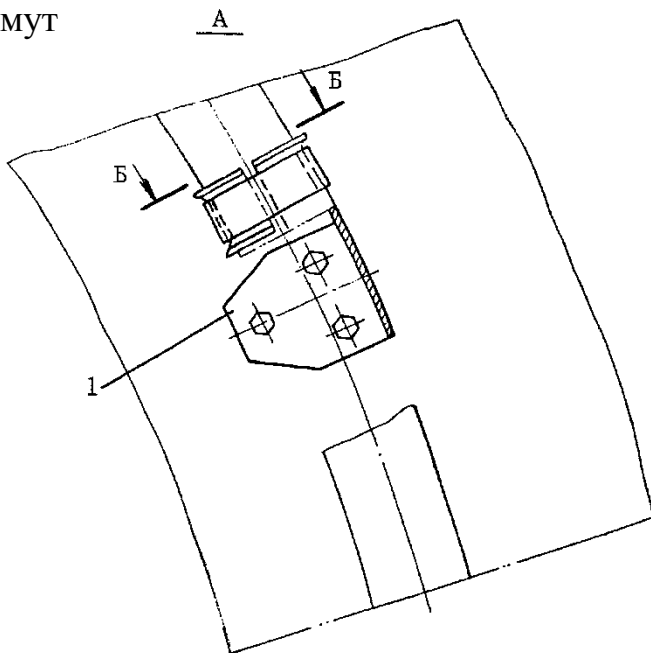


- | | |
|----------------------------------|-------------------|
| 1 – фланець відбору; | 8 – гайка; |
| 2 – кран-регулятор 60088A010000; | 9 – патрубок; |
| 3 – хомут стрічковий; | 10 – трубопровід; |
| 4 – патрубок; | 11 – чохол; |
| 5 – датчик температури П-109М1; | 12 – хомут; |
| 6 – трубопровід; | 13 – прокладка |
| 7 – кронштейн; | |

Рисунок 12.7 – Монтаж ПОС на двигуні



- 1 – кронштейн;
- 2 – прокладка;
- 3 – болт;
- 4 – обойма;
- 5 – хомут



.15808

Рисунок 12.8 – ПОС у носку повітрязбірника двигуна

12.4 Система протиобледеніння скла

ПОС скла кабіни екіпажу складається з електротеплової ПОС (ЕТ ПОС) переднього скла циклічної дії та системи підігрівання повітря для обдування переднього та бічного стекол.

Нагрівальні елементи розташовані в лівому і правому передньому стеклах. Нагрівальний елемент скла складається із трьох ізольованих одна від одної секцій у середині склеювального шару. В другій (середній) секції розміщено два датчики температури, з яких один – працюючий, другий – запасний.

Підігрівання повітря для обдування скла здійснюється за допомогою двох електронагрівників 7064 в ослабленому та інтенсивному режимах: при одному включеному електронагрівнику – в ослабленому режимі, при двох включених електронагрівниках – в інтенсивному режимі.

Керування обігріванням здійснюється пристроями УУТС-140М № 1 і 2: лівого скла – УУТС-140М № 1, правого скла – УУТС-140М № 2.

Пристрій УУТС-140М забезпечує роботу ПОС скла у режимах:

- автоматичного керування;
- ручного керування;
- контролю.

Контроль системи проводиться:

- автоматично при підключенні напруги живлення до бортової мережі літака (при включенні логічної частини пристрою УУТС-140М);
- автоматично в польоті з інтервалом не більше 5 с відповідно до параметрів системи при штатній роботі системи і у відмовних ситуаціях;
- на землі за допомогою БСТО.

У режимі контролю перевіряються:

- справність пристрою УУТС-140М;
- наявність на вході пристрою УУТС-140М напруги 115/200 В за трьома фазами;
- справність ланцюгів живлення та нагрівальних елементів переднього скла;

- справність ланцюгів та датчиків температури;
- справність ланцюгів живлення і нагрівальних елементів електронагрівників 7064;

- справність ланцюгів сигналізації перегріву електронагрівників 7064 (у польоті не контролюється).

Основні дані:

напруга живлення постійного струму	24...30 В;
споживана потужність	не більше 30 Вт;
трифазна напруга живлення змінного струму:	
– фазне	108...119 В;
–	лінійне 195...205 В;
.....	
– частота	340...510 Гц;
номінальний струм, що комутується у режимі:	
– ослабленого обігрівання	1,15...2,35 А;
– інтенсивного обігрівання	1,9...3,8 А;
споживана потужність електронагрівником	не більше 400 Вт;
час безперервної роботи	12 год.

Пристрої УУТС-140М встановлені по лівому і правому бортах у районі шпангоутів № 1, 2. Електронагрівники 7064 встановлені під підлогою по лівому і правому бортах у районі шпангоутів № 6, 7. Органи керування обігріванням скла розташовані на верхньому пульті.

12.5 Склоочисники. Опис і робота

Монтаж склоочисника показано на рисунку 12.9.

Склоочисники складаються з електродвигуна ЕПК-6-1 та повідково-щіткового механізму і встановлені ліворуч і праворуч від осі симетрії літака під переднім склом.

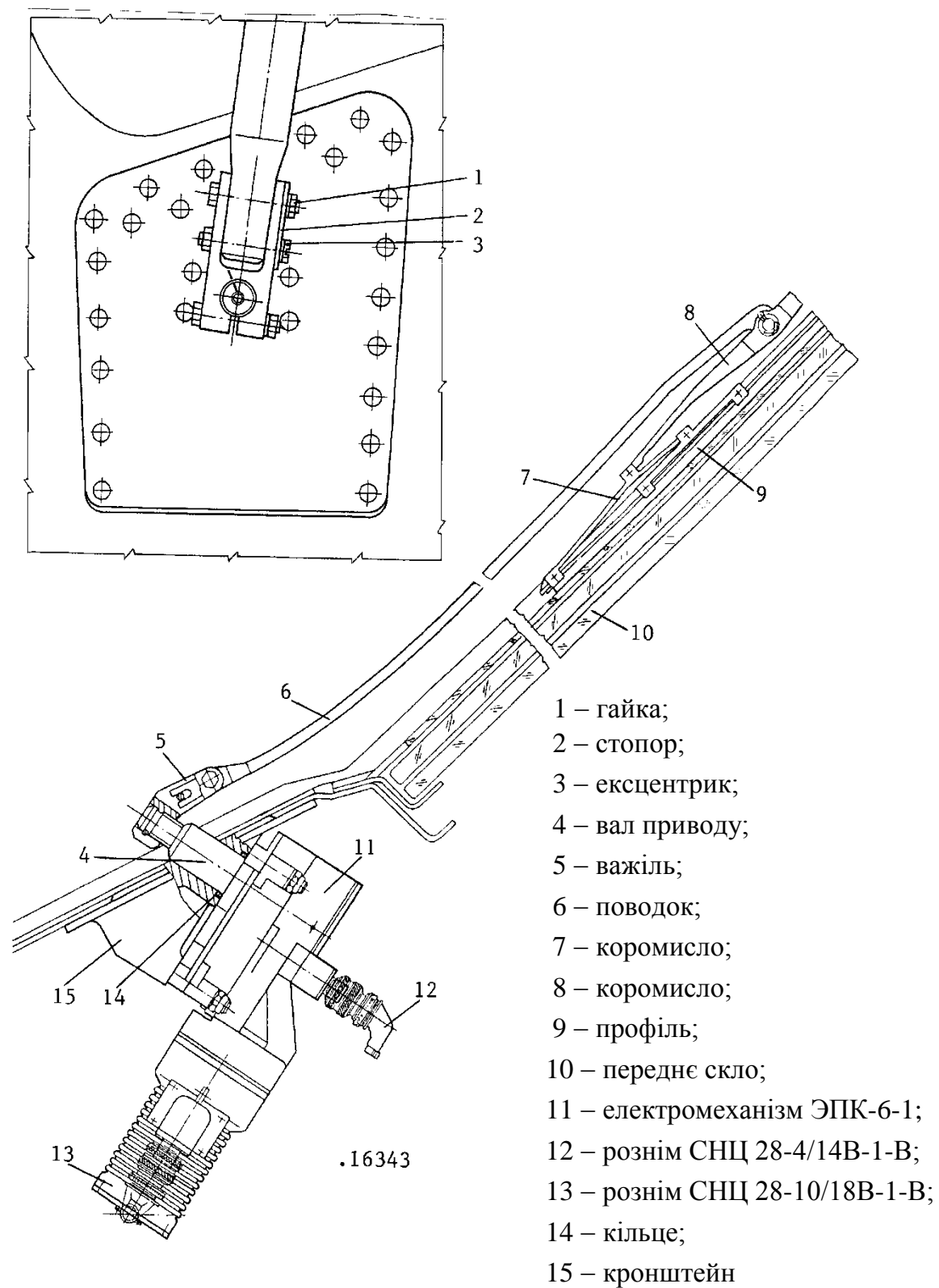


Рисунок 12.9 – Встановлення склоочисника

Електропривід забезпечує коливальний рух на вихідному валу, на якому знаходиться повідок зі щіткою. Щітка забезпечує очищення зовнішньої поверхні лобового скла при включенні електроприводу. Керування склоочисниками проводиться перемикачами WSHLD WIPER.

Електромеханізм ЕПК-6-1 виконано двошвидкісним. Він забезпечує зупинку вихідного вала в одному із крайніх положень: лівому або правому. Склоочисник залежно від положення перемикача має два режими руху щіток. При малій швидкості щітка робить 60 подвійних ходів, при великій швидкості – 120 подвійних ходів у хвилину. Зусилля притиснення щітки до скла становить (4^{+1}) кгс. Кут повороту повідця – $(55^{+2}_{-6})^\circ$.

Живлення електродвигуна приводу склоочисника здійснюється напругою 115/200 В трифазного змінного струму частотою 400 Гц, живлення ланцюгів керування електроприводом склоочисника – постійним струмом напругою 27 В.

Електросистема керування забезпечує:

- роздільне керування лівим та правим склоочисниками;
- роботу електроприводу склоочисника на малій та великій швидкостях;
- зупинку та фіксацію щітки у вихідному положенні.

12.6 Сигналізація обледеніння. Опис і робота

Для сигналізації обледеніння на літаку встановлено два сигналізатори обліднювання EW-164 або EW-164AB, які аналогічні за конструкцією і є взаємозамінними. Допускається одночасне встановлення на літак сигналізаторів EW-164 і EW-164AB.

Сигналізатор обледеніння призначено для виконання таких дій:

- видачу сигналу про льодоутворення;
- видачу сигналу в пристрої керування ПОС для включення в режимі автоматичного керування ПОС крила і оперення, ПОС двигунів і передніх стекол пілотів.

Сигналізатор обледеніння припиняє видачу сигналів через (120 ± 5) С після виходу літака із зони обледеніння.

Сигналізатор обледеніння EW-164 (EW-164AB) (далі сигналізатор) призначено для видачі двох незалежних сигналів для виконання таких дій:

- оповіщення екіпажу про льодоутворення (обледеніння);
- включення ПОС у режимі автоматичного керування.

На літаку встановлено два сигналізатори: основний (№ 1) і дублювальний (№ 2). Сигналізатор являє собою пристрій, що складається з двох функціональних секцій: сенсорної і електронної.

Сенсорна секція (сенсор) складається з таких складових:

- фланця;
- трубки із чутливим елементом, що знаходиться в повітряному потоці;
- обігрівача;
- резистора з додатним температурним коефіцієнтом сенсора, що існує для виміру температури.

Електронна секція сигналізатора приймає та обробляє всі вхідні сигнали і формує вихідні сигнали про наявність обледеніння для включення ПОС, відмову й контроль (про справність). Вихідні сигнали надходять у блоки УУКП-148 № 1, 2 і УУТС-140М № 1, 2. У сигналізаторі передбачено безперервний автоматичний вбудований контроль. Контроль сигналізатора на землі за допомогою БСТО проводиться за сигналом із блока УУКП-148.

Живлення здійснюється постійним струмом напругою 27 В із шин:

- лівого РУ 27 В – сигналізатора № 1;
- правого РУ 27 В – сигналізатора № 2.

Сигналізатор забезпечує штатне функціонування при відключенні напруги живлення на час, який є не більше 80 мс. Включення сигналізаторів здійснюється за допомогою кнопки-табло ICE DETECT L (R). Сигналізатор є готовим до роботи

відразу ж після завершення автоконтролю, що здійснюється за час, який є не більше 1 с.

Сигналізатори встановлені в районі шпангоутів № 1, 2 (рисунок 12.10):

- з лівого борту (сигналізатор № 1);
- з правого борту (сигналізатор № 2).

Основні дані:

напруга живлення	27 В;
споживаний максимальний струм:	
– для обігрівання сенсора	14 А,
– для роботи електронної секції	0,25 А;
споживана потужність при обігріванні сенсора	не більше 350 Вт;
споживана потужність при роботі електронної секції	10 Вт;
струм вихідних сигналів на включення:	
– сигналізації про обледеніння	0,3 А,
– ПОС	1,5 А;
чутливість (гранична товщина льоду)	0,02 in (0,5 мм);
час видалення льоду	не більше 30 с;
час затримки зняття команд на включення ПОС	
і сигналізації про обледеніння	(120±5) с;
.....	
час безперервної роботи	не обмежений

Принцип дії сигналізатора оснований на залежності частоти вихідного сигналу сенсора від товщини плівки льоду на його чутливому елементі – мембрані. При включенні сигналізатора мембрана починає робити коливання, частота яких визначається її твердістю. Поява льоду на мембрані підвищує її твердість, що приводить до збільшення частоти коливань.

Сигнал, який створюється сенсором, надходить в електронну секцію, в якій порівнюється частота сигналу з граничним значенням виявлення льоду, і це зберігається в пам'яті електронної секції.

При товщині льоду, що відповідає чутливості сигналізатора, електронна секція формує командні сигнали на включення:

- обігрівання сенсора (для видалення льоду);
- сигналізації про обледеніння;
- ПОС крила і оперення, двигунів, скла.

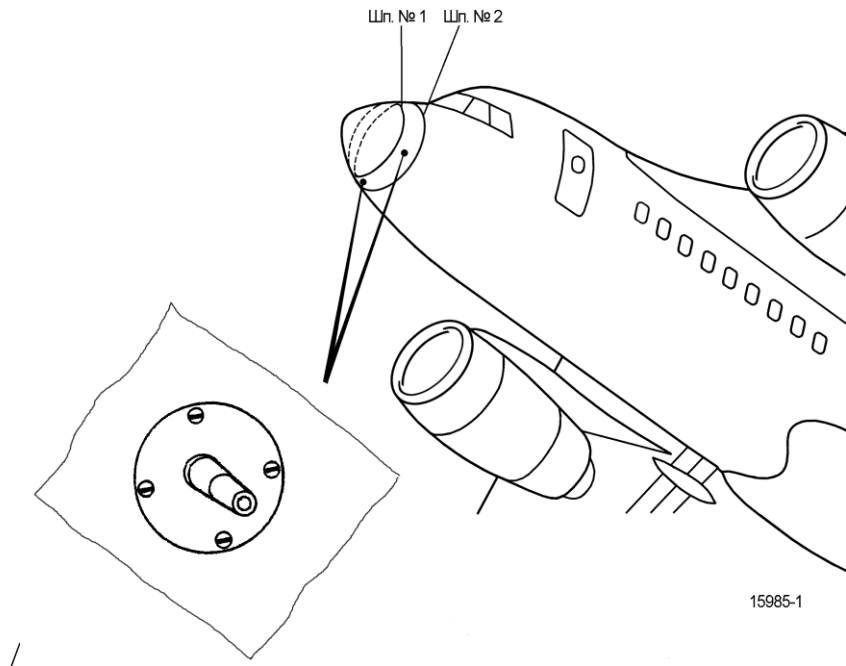


Рисунок 12.10 – Встановлення сигналізатора обледеніння

Під час включення обігрівання сенсора частота його вихідного сигналу починає трохи змінюватися залежно також і від температури сенсора. За сигналом із резистора сенсора електронна секція компенсує цю зміну частоти. При температурі сенсора, що перевищує $(60 \pm 5)^\circ\text{C}$, обігрівання автоматично відключається. Якщо лід із мембрани повністю не вилучено, після зниження температури сенсора обігрівання включається знову. Після скидання льоду з мембрани частота коливань відновлюється. Після одержання останнього сигналу про виявлення льоду сигналізатор затримує зняття сигналів про обледеніння на час (120 ± 5) с.

Під час контролю сигналізатор на землі за допомогою БСТО на $(9^{+0,5})$ -й секунді видає сигнал про наявність обледеніння. Після зняття цього сигналу на 30-й секунді видається сигнал про справність сигналізатора або про його відмову, якщо сигналізатор несправний.

ГЛАВА 13

СИСТЕМА ЗАПУСКУ. ОПИС І РОБОТА

13.1 Загальні відомості

Система запуску призначена для таких дій:

- автоматичного запуску двигуна на землі;
- холодного прокручування;
- консервації;
- неправильного запуску;
- автоматичного прискореного запуску силової установки (двох двигунів на землі);
- автоматичного запуску двигуна в польоті;
- припинення запуску, холодного прокручування, неправильного запуску, консервації в будь-який момент часу до закінчення їх повного циклу.

13.2 Опис

Система запуску є автоматичною. Запуск кожного двигуна забезпечують:

- повітряний стартер СВ-36-1;
- два агрегати запалювання ПВФ-11-1;
- два запалювачі зі свічками СП-70;
- блок насосів 934-ТМ-1 і паливний регулятор 4212;
- електронна система керування ЭСУ-436;
- блок керування й контролю БУК-148 (один на два двигуни);
- блок комутації й запуску БКЗ-148;
- бортова система контролю і вібрації БСКВ-436;
- датчики частоти обертання роторів В, НТ, ВТ;
- датчик повного тиску повітря на вході у двигун;
- датчик температури повітря на вході у двигун;

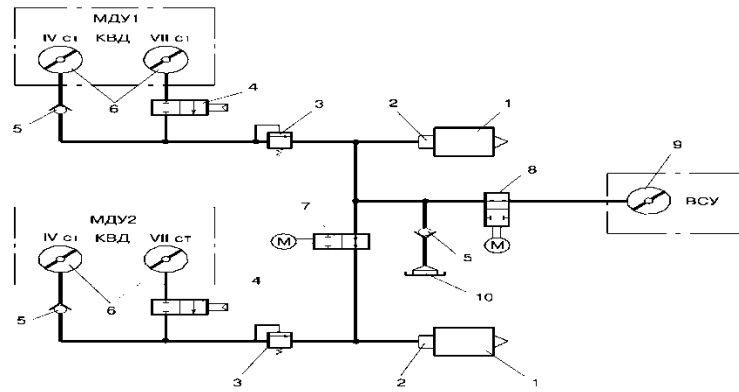
- датчик кута установлення ВКД;
- датчик положення дозувального елемента витрати палива;
- датчик температури газів за ТНТ;
- датчик тиску повітря перед СВ;
- датчик температури масла на вході у двигун;
- датчик тиску палива перед робочими форсунками;
- сигналізатори відкритого положення КПП КНТ і КПП КВТ;
- сигналізатор подачі повітря до СВ;
- сигналізатор граничної частоти обертання СВ;
- органи керування запуском;
- комутаційна і захисна апаратура.

Джерелом стисненого повітря для живлення СВ на землі може бути:

- двигун ДСУ АИ-450-МС;
- наземна установка повітряного запуску;
- працюючий двигун Д-436-148.

У польоті джерелом стисненого повітря (під час запуску з підкручуванням від СВ) може бути двигун ДСУ (у межах його висотності) або працюючий маршовий двигун. Для підведення повітря до повітряних стартерів використовуються трубопроводи СПП (рисунок 13.1).

Під час запуску від ДСУ повітря надходить у систему трубопроводів і до СВ через фланець 9 і відкритий кран 8 при запуску двигуна № 1, через відкритий кран кільцювання 7 при запуску двигуна № 2. При запуску від раніше запущеного двигуна № 2 повітря від четвертого або сьомого ступенів компресора (залежно від режиму працюючого двигуна) надходить до СВ через фланець 6, відкриті крани 3, 4 і 7, а при запуску від наземного джерела – через бортовий штуцер 10. При цьому до СВ двигуна № 1 повітря надходить безпосередньо від штуцера 10, а до СВ двигуна № 2 – через відкритий кран кільцювання 7.



- 1 – повітряний стартер;
- 2 – заслінка стартера;
- 3 – регулятор надлишкового тиску із запірною функцією;
- 4 – клапан високого тиску;
- 5 – зворотний клапан;
- 6 – фланці відбирання повітря від 4-го і 7-го ступенів компресора;
- 7 – кран кільцювання;
- 8 – кран відбирання повітря від ДСУ;
- 9 – фланець відбирання повітря від ДСУ;
- 10 – штуцер приєднання наземного джерела стисненого повітря

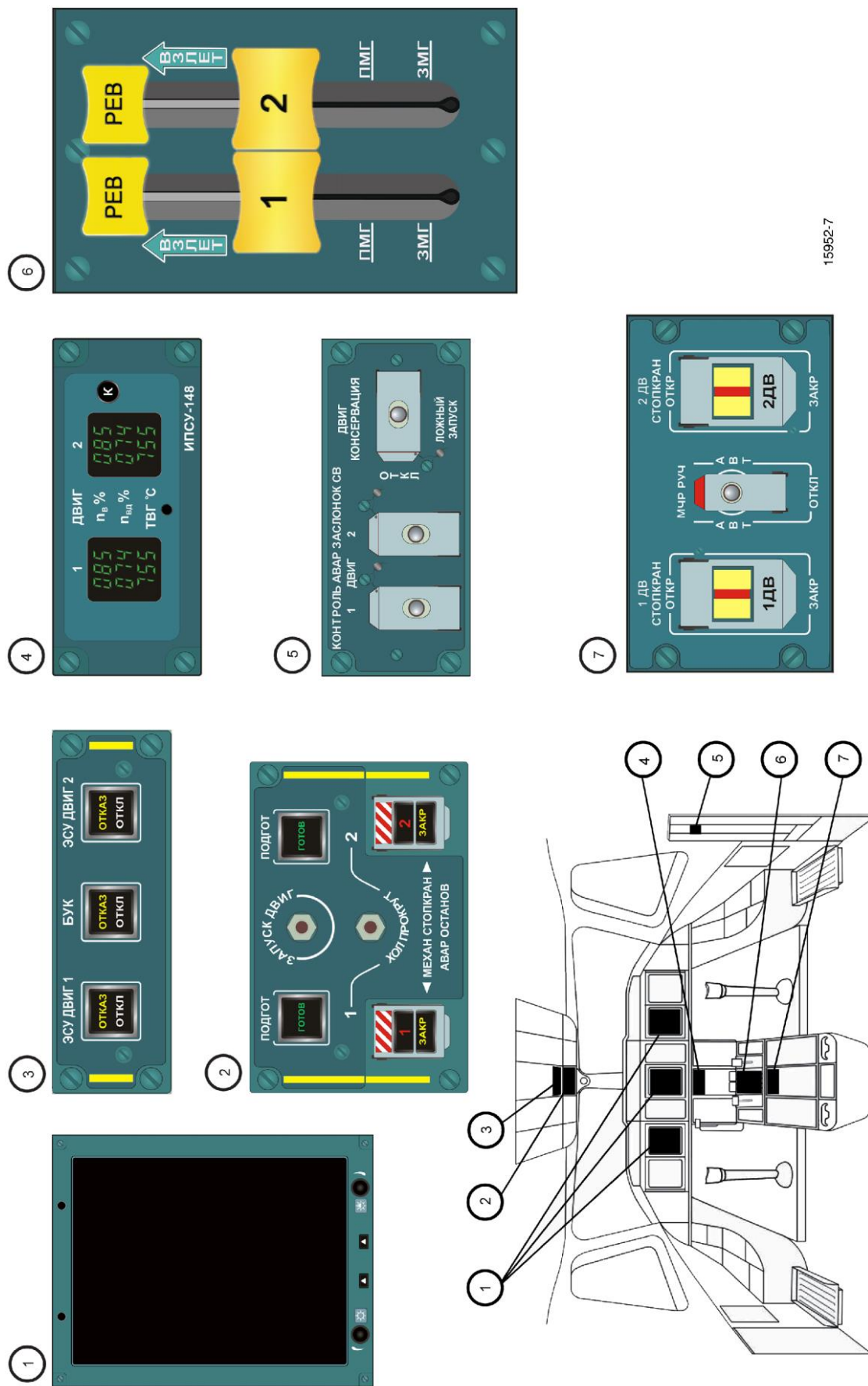
Рисунок 13.1 – Принципова схема повітряної магістралі запуску двигунів

Монтажну схему СПП показано на рисунках 10.2, 10.6.

Повітряний стартер установлений на коробці приводів двигуна й передає потужність своєї турбіни через храпову муфту й редуктор ротора ВТ.

Монтаж СПП на двигуні показано на рисунку 10.7.

Органи керування й контролю системи запуску розташовані на верхньому і правому пультах передпольотної підготовки та центральному пульті (рисунок 13.2).



15952-7

Рисунок 13.2 – Органи керування та контролю системи запуску

13.3 Бортова допоміжна силова установка

Допоміжна силова установка (ДСУ) складається із двигуна АИ-450-МС, генератора змінного струму, елементів кріплення двигуна, вхідного пристрою, повітрязабірника, протипожежного екрана, системи повітряного охолодження й вихлопного пристрою.

Компонувальну схему ДСУ показано на рисунку 13.3.

Двигун АИ-450-МС являє собою двовальний газотурбінний двигун із службовим компресором, системою відбирання повітря й механічною потужністю на привід генератора змінного струму.

Двигун є допоміжним енерговузлом літака, який забезпечує:

- повітряний запуск двигунів Д-436-148 у діапазоні температур навколишнього середовища від -55 до +45 °С на аеродромах, розташованих до висоти 4100 м над рівнем моря, і в польоті у відмовній ситуації до висоти 4000 м;

- живлення стисненим повітрям системи кондиціонування і системи протиобледеніння на землі до висоти 4100 м над рівнем моря і у польоті на висоті до 11600 м;

- живлення бортової мережі літака електроенергією змінного струму на землі до висоти 4100 м над рівнем моря і у польоті на висоті до 11600 м.

Двигун розміщено у хвостовій частині літака між шпангоутами № 45-48. Доступ до двигуна здійснюється через проріз, що закривається двома стулками із жалюзі для вентиляції відсіку ДСУ. На лівій кришці розташовано люк для обігрівання відсіку ДСУ від наземного нагрівача, на правій – патрубок відведення повітря від вентилятора ДСУ й люк пожежогасіння відсіку ДСУ на землі, оснащений підпружиненою кришкою.

Запуск двигуна – автоматичний за командою зі щитка запуску ДСУ за допомогою БКК та БКЗ, які забезпечують автоматичне підключення й відключення агрегатів системи запуску за заданою програмою в процесі запуску двигуна. ДСУ має автономну паливну систему. Паливо до двигуна подається з літакової паливної системи. У польоті при непрацюючому двигуні АИ-450-МС відсік ДСУ обігривається повітрям, що відбирається від СКП. Систему обігрівання відсіку ДСУ показано на рисунку 13.4, органи керування і контролю ДСУ – на рисунку 13.5.

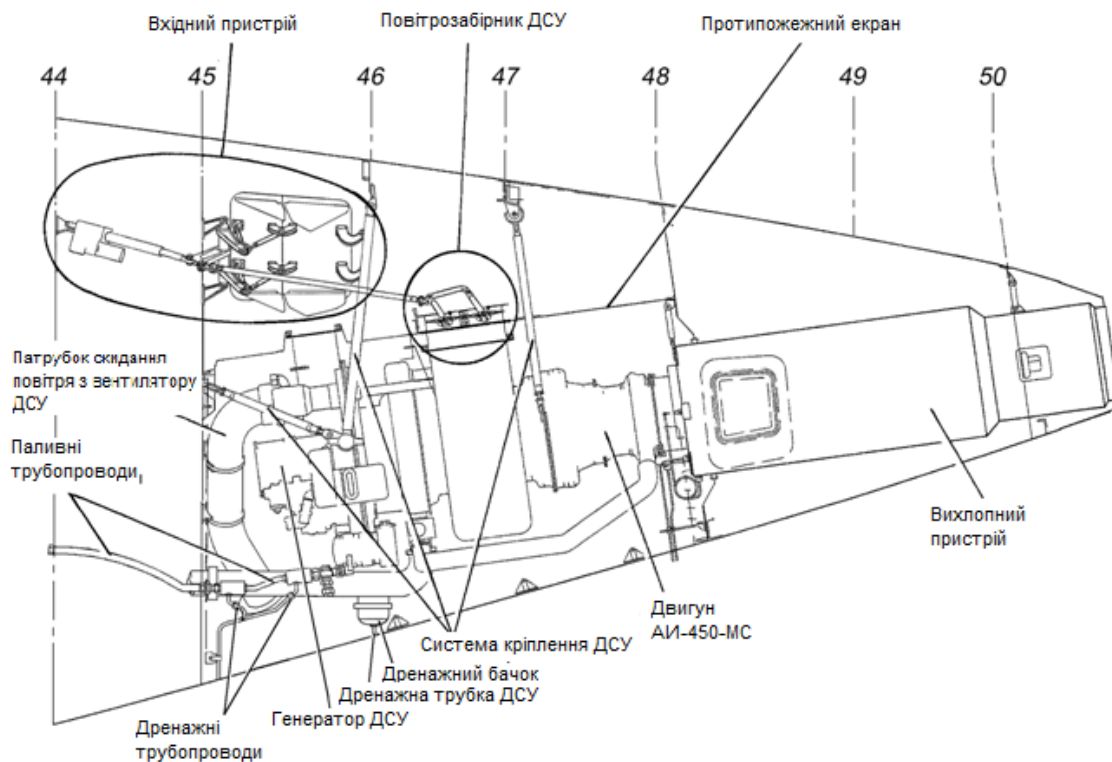
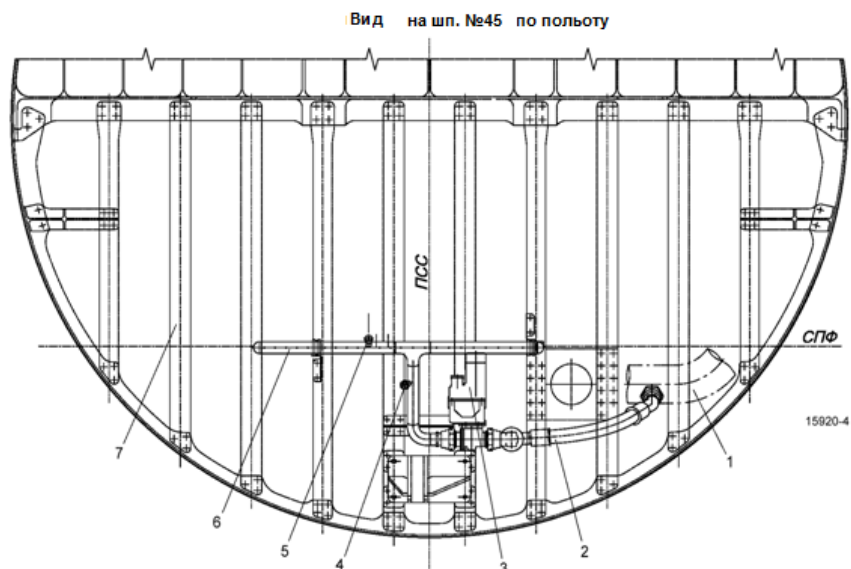
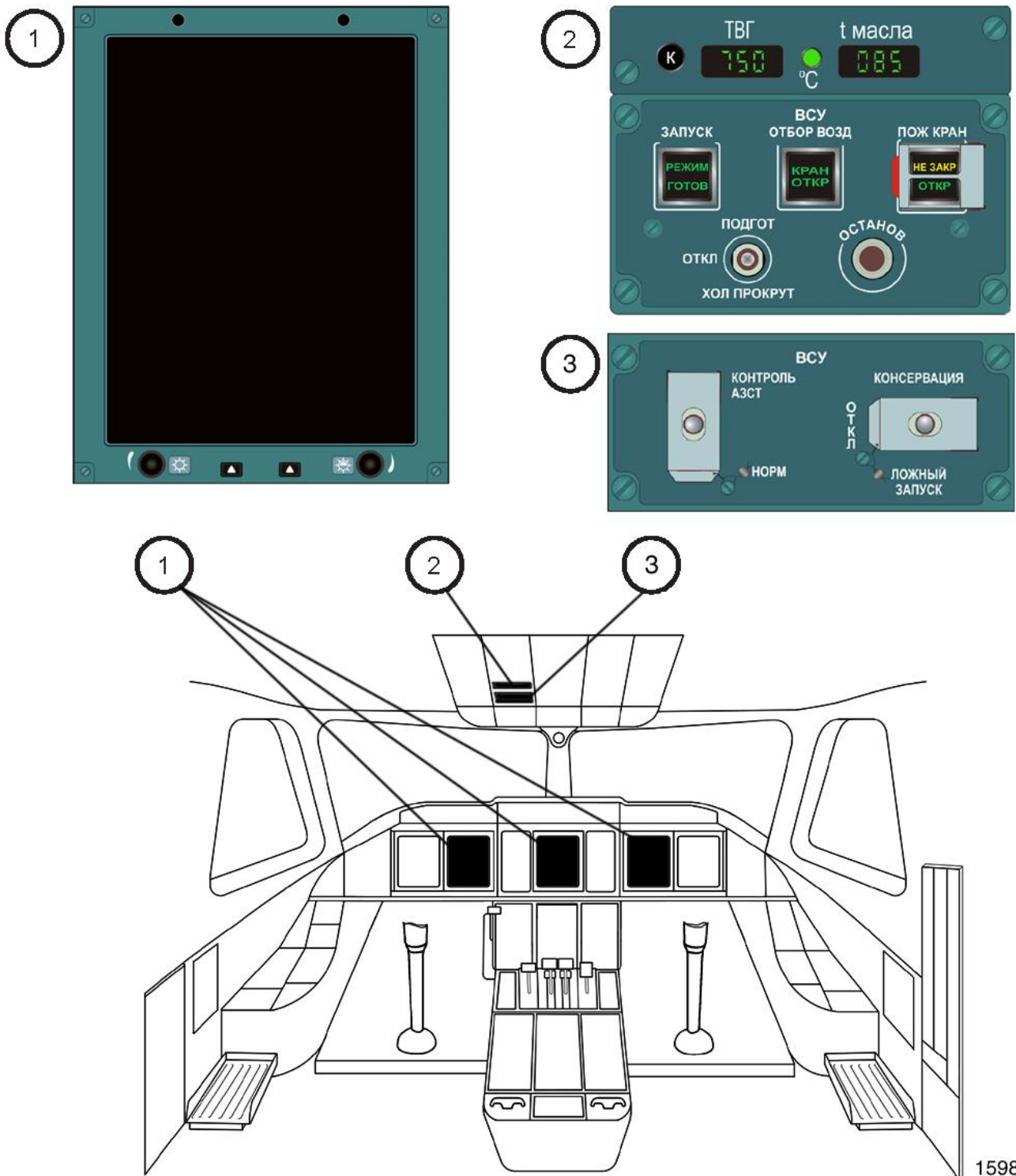


Рисунок 13.3 – Компонувальна схема ДСУ



- 1 – трубопровід СПП;
- 2 – гнучкий рукав відбору повітря зі СПП;
- 3 – електрокерована заслінка 3137А;
- 4 – штуцер для приєднання рукава для обігрівання пускового палива ДСУ;
- 5 – форсунка обігрівання насоса дозатора;
- 6 – колектор обігрівання відсіку;
- 7 – протипожежна перегородка

Рисунок 13.4 – Система обігрівання відсіку ДСУ



1598

Рисунок 13.5 – Органи керування й контролю ДСУ

ВИСНОВКИ

1. Визначено різницю між «ідеальним» і «встановленим» двигуном, виявлено та уточнено втрати, пов'язані з прив'язкою двигуна на літак.

2. Закладено наукові основи проектування повітрозабірника, визначено критичні режими, граничні умови, а також критерії оптимізації, в основі яких лежить паливна ефективність літака.

3. За результатами проведених аеродинамічних розрахунків і наступних трубних випробувань вибрано конфігурацію повітрозабірника двигуна для літака Ан-148 з мотогондолю МГ-7, що забезпечує приріст аеродинамічної якості $\Delta K = 0,45$ ($C_y = 0,45$, $M = 0,78$). Приріст якості на мотогондолі МГ-7 забезпечує зниження питомої витрати палива для літака Ан-148 на 3,7 %.

4. Визначено, що осьовий повітрозабірник, який застосовано на літаку Ан-77, характеризується високими втратами повного тиску на вході у двигун, які становлять 6...8 %, що практично еквівалентно збільшує питомі витрати палива на таку ж величину і практично «з'їдає» більшу половину очікуваного зниження питомої витрати палива на літаку внаслідок застосування гвинтовентилятора.

5. Закладено наукові основи проектування систем підготовки повітря. Досліджено вплив настроювання регуляторів тиску на величину повітря, що відбирається, для багатодвигунних літаків. Визначено, що настроювання регуляторів має знаходитися в жорстких межах або має бути передбачена автоматична корекція настроювання регуляторів для утримання рівномірності повітря, що відбирається, протягом виконання польоту.

6. Визначено, що із зростанням величини повітря, що відбирається, спостерігається нелінійність (у бік збільшення) впливу відборів повітря на тягові характеристики двигуна і характеристики витрати палива. Це має враховуватися при розрахунку льотно-технічних характеристик літака, якщо не вжито заходів щодо автоматичного вирівнювання відборів повітря від двигуна. Це особливо є важливим при високих температурах зовнішнього повітря, де втрати сумарної тяги можуть досягати до 5 %.

7. Вирішено задачу із забезпечення працездатності системи кондиціонування при всіх режимах експлуатації, у тому числі й при тиску повітря на вході в систему, при якому не забезпечується задана витрата (патент РФ № 45016 від 10.11.2004 року).

8. Для забезпечення надійної роботи літакової системи кондиціонування

повітря запропоновано раціональне завантаження турбохолодильної установки протягом льотної зміни з використанням зонного регулювання температури з автоматичним вибором теплонавантаженої зони (авторське свідоцтво № 600231 від 15.06.1990 року). Таке технічне рішення впроваджено на літаках Ан-124, Ан-70, Ан-140 та сімействі літаків Ан-1Х8.

9. Запропоновано новий спосіб регулювання параметрами повітряно-теплової системи протиобледеніння, що істотно знижує енергетичні витрати від маршових двигунів. На критичних режимах польоту зниження потрібного відбору повітря може досягати 30 %. Запропоновані алгоритми закладають основу прогнозування злітно-посадкових характеристик літака при посадці в умовах обледеніння.

10. Розроблено моделі, що оцінюють вплив компоувальних і конструктивних параметрів на розподіл повітря у ПРМ, на змінення витрат і втрат тиску в гілках з відносно короткою лінійною частиною трубопроводів і з урахуванням стисливості середовища на всіх режимах, аж до критичних.

Відмінними рисами оцінювання розподілу повітря у гілках мережі за запропонованою моделлю є незалежність кількості ітерацій від кількості вихідних величин і її нечутливість до найбільш трудомісткої «нижньої» задачі, до початкового розподілу витрат, а також її застосовність для моделювання «неплоских» систем.

11. Запропоновано нові високоточні моделі течії газу в конструктивних елементах мережі з урахуванням стисливості повітря без використання газодинамічних функцій.

На основі цих моделей уточнено гідравлічні втрати у трубопроводах і на дросельних шайбах.

12. Адекватність одержаних моделей, вплив компоувальних і конструктивних параметрів на розподіл повітря у гілках мереж оцінено за допомогою стендових випробувань натурних ПРМ літаків Ан-72 і Ан-70.

Оцінювання збіжності модельних і експериментальних даних дозволяє зробити такі висновки:

- точність моделей відповідає точності контрольних вимірів;
- за запропонованими моделями можна одержати всі робочі параметри мережі (включаючи відмовні).

13. Розроблено методику оцінювання втомної довговічності трубопроводів ПРМ при змінних повторно-статичних навантаженнях, пов'язаних зі зміненням тисків у трубопроводах за цикл «земля-повітря-земля», а також з урахуванням віброприскорень у різних зонах ПРМ.

14. Для реалізації цієї методики й наближення її адекватності до стендових ресурсних випробувань трубопроводів виконано дослідження впливу матеріалів, конструкції й технології виготовлення трубопроводів на їх утомні характеристики.

На втомну довговічність випробувано при різних температурах (20...440 °С) трубопроводи: з корозійностійкої сталі 12Х18Н10Т; титанових сплавів ВТ1-0, ПТ-7М і ОТЧ-1; алюмінієвого сплаву АМГЗМ і полімерного композиційного матеріалу зі сполучним СП-97 для різних діаметрів, з різною товщиною стінок, різною технологією виготовлення (суцільнотягнутих, розкатаних, зварених різними видами зварювання).

15. На підставі цих випробувань побудовано втомні криві $\sigma-N$ і отримано границі втоми для зазначених вище конструкцій, матеріалів і технологій. При цьому доведено таке:

- утомна довговічність досліджених матеріалів, конструкцій і технологій за круговим вигином суттєво нижче, ніж за плоским, причому втомна довговічність не знижується в умовах двохосьових напружень розтягнення;

- опір втоми гладких трубопроводів природно вище опору втоми зварених конструкцій; автоматичне зварювання (порівняно з ручний) підвищує втомну довговічність (за числом N) приблизно на порядок; за напруженнями, при яких відбувається втомне руйнування (на базі $10^6 \dots 10^7$ циклів), це порівняння виглядає таким чином: для гладких і зварених трубопроводів з АрДЕЗА – на 16...18 %, з АрДЕЗ - на 62-65 % при $T = 20$ °С і трубопроводів з АрДЕЗА – на 30 %, з АрДЕЗ – на 60 % при $T = 300$ °С;

- відпал і піскоструминна обробка трубопроводів після ручного й автоматичного зварювання в діапазонах температур 20...300 °С і напружень $\sigma = 120 \dots 320$ МПа не призводять до істотних змінень їх довговічності;

- старіння трубопроводів з алюмінієвого сплаву АМГЗМ за 2000 год при температурі 120 °С показало, що їх границя втоми у зварених конструкціях залишається практично незмінною, а в суцільнотягнутих вона знизилася на 20 МПа на базі 10^7 циклів.

16. Уперше проведено комплексні дослідження трубопроводів з полімерних

композиційних матеріалів за такими параметрами як токсичність, горючість, виділення диму, газонепроникність, утрата тиску й довговічність.

17. Створено стенди ресурсних випробувань монтажів трубопроводів, на базі яких проведено перевірку математичних моделей, розрахунків на міцність, на адекватність, а також підтверджено закладені в конструкцію їх ресурсні характеристики.

18. Закладено наукові основи проєктування систем протиобледеніння (СПО) літаків транспортної категорії, починаючи від визначення зон захисту, потрібних енергетичних витрат і закінчуючи проєктуванням протиобліднювачів і повітряних трубопроводів для всього експлуатаційного діапазону застосування літака.

19. Розроблено методику розрахунку зон уловлювання і коефіцієнтів хмарних крапель.

20. Вирішено задачу розрахунку маси води, що осіла, випарувалася і затекла.

21. Розроблено методику автоматизованих теплових розрахунків поверхонь крила і хвостового оперення, що обігріваються, при будь-якому поєднанні впливу зовнішніх факторів: у сухому повітрі, з водою, що осіла на протиобліднювачі, випарувалася і затекла. Одержано температурні характеристики протиобліднювачів, швидкісні та теплові характеристики повітряних потоків, маси води, що осіла і випарувалася.

22. Розроблено методику розрахунку гофрів літакових протиобліднювачів повітряно-теплових систем, яка дозволяє проводити як перевірні, так і проєктувальні розрахунки.

23. Розроблено математичну модель для розрахунку нестационарного теплового стану конструкції повітряно-теплової системи протиобледеніння (ПТ СПО), що на методичному рівні дозволяє виконувати автоматизований розрахунок теплового стану для всіх існуючих на сьогодні варіантів конструктивного виконання ПТ СПО як циклічної, так і постійної дії, у сухому повітрі та в умовах природного обледеніння.

24. Результати виконаних проєктних робіт показали високу збіжність з результатами льотних випробувань (матеріали льотних випробувань у сухому повітрі ПТ СПО із визначення температури на поверхні 5-ї і 6-ї секцій передкрилка літака Ан-124).

25. Оптимізація за еквівалентною масою дозволяє врахувати аеродинамічні особливості виконання різного роду вхідних пристроїв для потреб повітряних систем, що також дозволяє вести оптимізаційне оцінювання різних виконань

повітряних систем за термодинамічним циклом. Запропонований метод дозволяє оптимізувати параметри літакових енергетично залежних систем з нелінійними характеристиками процесів, що відбуваються в їх елементах.

26. Запропоновану систему підтримки заявлених параметрів ПРМ у процесі їх виготовлення й на етапі цільового застосування побудовано на базі виконаних досліджень. У її основу покладені: широка уніфікація конструктивних елементів ПРМ, застосування суцільнотягнутих тонкостінних заготовок і автоматичного електрозварювання, стабілізація параметрів трубопроводів, формування трубопроводів і їх кріплень на основі бібліотеки уніфікованих елементів, максимальне використання ЕОМ при проектуванні.

27. З урахуванням накопиченого досвіду проектування енергозалежних систем літаків транспортної категорії запропоновано концепцію модернізації вітчизняного середнього транспортного літака, що істотно поліпшує його конкурентні переваги завдяки застосуванню турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД).

28. Визначено взаємне розташування ТРДД і крила, що дозволяє одержати максимальне збільшення піднімальної сили внаслідок «силового» повороту реактивного струменя двигунів.

29. Проведений аналіз пов'язаних енергетичних систем літака указує на значне зниження газодинамічних утрат по тракту силової установки, зниження експлуатаційних витрат, досягнення необхідних нині і на перспективу показників шуму на місцевості літака. Підтверджено відсутність впливу реактивного струменя на опір літака в крейсерській конфігурації.

30. Запропоновано концепцію застосування єдиного двигуна Д-436-148ФМ на літаках сімейства Ан-1Х8 для здешевлення їх виробництва і поліпшення злітних характеристик літаків типу Ан-148-100 і Ан-158 порівняно з двигуном Д-436-148Д. Виконано всебічне оцінювання економічних аспектів такої модернізації.

При цьому збільшення максимальної злітної ваги літака Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ в умовах підвищених температур зовнішнього повітря і високогір'я дозволяє збільшити пасажиромісткість на 30 – 50 чоловік або збільшити дальність польоту до 1100...2100 км.

31. Порівняння паливної ефективності літака Ан-158 з двома типами двигунів показує, що незалежно від дальності польоту, температурних і висотних умов експлуатації літак Ан-158 з двигунами Д-436-148ФМ має переваги внаслідок

менших витрат палива на рейс і більшого максимального завантаження.

32. Порівняння льотного пасажиропотоку літака Ан-158 з двома типами двигунів показує перевагу двигунів Д-436-148ФМ, які здатні на всіх відстанях і в атмосферних умовах, що підлягають аналізу, перевезти більшу кількість пасажирів завдяки різниці в комерційному навантаженні літаків від 5 % до 363 %.

33. Виконані комплексні дослідження аеродинамічних і економічних характеристик при застосуванні єдиного двигуна Д-436-148ФМ для сімейства літаків Ан-1Х8 показують явні експлуатаційні та економічні переваги такої модернізації, що може бути запропоновано для практичної реалізації.

34. Проведено аналіз існуючих гібридних маршових силових установок, застосування яких підвищує техніко-економічний рівень літака та істотно знижує шкідливі викиди, насамперед CO₂.

35. Враховуючи зростаючі вимоги щодо зменшення шкідливих домішок для продовження життя великого парку експлуатованих літаків Ан-26 і розширення можливостей літака Ан-140, що серійно випускається, авторами розроблено та обґрунтовано концепцію модернізації літаків Ан-26 і Ан-140 на основі застосування гібридної силової установки з вибором схеми гібридної маршової силової установки (ГМСУ). Вітчизняну гібридну силову установку створено на базі двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1.

36. Проаналізовано енергетичний баланс і льотно-технічні характеристики літаків при встановленні гібридної силової установки. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-26. При цьому дальність польоту з вантажем 4560 кг збільшується на 400 км, а з вантажем 2000 кг – на 1000 км.

37. Виконано аналіз енергозалежних систем літака Ан-140 при створенні його рампової вантажної версії. Показано, що застосування вітчизняної ГМСУ при виконанні типового тактичного завдання перевезення вантажу 5000 кг дає збільшення дальності польоту на 1050 км.

38. Враховуючи, що результати аналізу показують поліпшення технічного рівня літаків у частині їх льотно-технічних характеристик та відповідності сучасним і прогнозованим екологічним нормам, одержані результати можна рекомендувати для модернізації літаків Ан-26 і Ан-140.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. – 3-е изд. переработ. и доп. – М. : Наука, 1969. – 824 с.
2. Адлер, Ю. П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю. П. Адлер, Е. В. Маркова, Ю. В. Грановский. – 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Наука, 1976. – 280 с.
3. Альтшуль, А. Д. Гидравлические сопротивления. – / А. Д. Альтшуль – 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Недра, 1982. – 224 с.
4. Альтшуль, А. Д. Экспериментальное исследование зависимости коэффициентов сопротивления при внезапном расширении потока от числа Re / А. Д. Альтшуль, Э. С. Арзуманов, Р. Е. Везирян // Нефтяное хозяйство. – 1967. – № 4. – С. 64 – 70.
5. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : монография / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников, В. Н. Желдоченко, А. А. Кобылянский, А. К. Мялица, В. И. Рябков, Т. П. Цепляева. – Харьков : ХАИ, 2003. – 454 с.
6. Аоки, М. Введение в методы оптимизации / М. Аоки. – М. : Наука, 1977. – 334 с.
7. Баулин, К. К. Исследование равномерной раздачи воздуха из прямых трубопроводов / К. К. Баулин // Отопление и вентиляция. 1934. – № 7.
8. Бушков, Ю. Е. Моделирование реальных трубопроводов воздушных систем для расчета на прочность / Ю. Е. Бушков, В. А. Урбанович // Проектирование конструкций и их соединений : темат. сб. науч. тр. ХАИ. – Харьков, 1987. – Вып. 2. – С. 63 – 68.
9. Бердников, В. В. Прикладная теория гидравлических цепей / В. В. Бердников. – М. : Машиностроение, 1977. – 192 с.
10. Большаков, В. А. Гидравлика. Общий курс : Учеб. для вузов / В. А. Большаков, В. Н. Попов. – Киев: Вища шк., 1989. – 215 с.
11. Большев, Л. Н. Таблицы математической статистики / Л. Н. Большев, Н. В. Смирнов. – М. : Наука, 1983. – 416 с.
12. Бушков Ю. Е. Исследование влияния деформирования несущей конструкции на напряженное состояние трубопроводов систем кондиционирования и противообледенения : Дис. ... канд. техн. наук: 01.01.04 /

Бушков Ю. Е. – Харьков, 1981. – 134 с.

13. Учебное пособие для машиностроительных вузов / Д. А. Бугаев и др. – М. : Машиностроение, 1972. – 427 с.

14. Быков, Л. Т. Высотное оборудование пассажирских самолётов. / Л. Т. Быков, В. С. Ивлентьев, В. И. Кузнецов. – М. : Машиностроение, 1979. – 332 с.

15. Быстров, П. И. Гидродинамика коллекторных теплообменных аппаратов. / П. И. Быстров, В. С. Михайлов. – М. : 1982. – 223 с.

16. Исследование и расчёт гидродинамики раздающих и сборных коллекторов / П. И. Быстров, В. С. Михайлов, А. М. Крапивин, Г. А. Анофриев // Теплотехника. – М. : Энергия, 1974. – № 5. – 583 с.

17. Василенко, А. А. Уравнения движения жидкости в дырчатых трубопроводах с учётом закона присоединения расхода / А. А. Василенко // Гидравлика и гидротехника. – Киев : Техника, 1973. – Вып. 16. – С. 21 – 28.

18. Винничук, С. Д. Методи та алгоритми вирішення задач аналізу, проектування і управління розподілом потоків в гідравлічних розподільчих мережах : дисертація д-ра техн. наук. – Київ, 2006. – 305 с.

19. Винничук, С. Д. Оптимальное проектирование дросселей в распределительных сетях / С. Д. Винничук // ИПМЭ НАН Украины им. Г. Е. Пухова, 1995. – 49 с.

20. Винничук, С. Д. Особенности формирования уравнений второго закона Кирхгофа для задач расчета потокораспределения в распределительных системах сжимаемой жидкости / С. Д. Винничук // Электронное моделирование, 2008. – № 6. – С. 49–58.

21. Винничук, С. Д. Расчет потери давления при внезапном расширении трубопровода с учетом сжимаемости жидкости / С. Д. Винничук, А. А. Шестаков // Электронное моделирование, 2011. – Т. 33, – № 3. – С. 85–93.

22. Винничук, С. Д. Экспериментальное определение коэффициента гидравлических потерь при докритическом и критическом истечении для выходных отверстий в приточном трубопроводе / С. Д. Винничук, А. А. Шестаков // Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Е. Пухова НАН України «Моделювання та інформаційні технології». – Київ, 2009. – Вип. 50. – С. 57–62.

23. Винничук, С. Д. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных трубопроводах СПО / С. Д. Винничук, А. А. Шестаков, В. Ф. Шмырёв, Т. П. Яремийчук // Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Е. Пухова НАН України «Моделювання та інформаційні технології». – Київ, 2006. – Вип. 36. – С. 18–23.
24. Воронин, Г. И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах / Г. И. Воронин. – М. : Машиностроение, 1973. – 444 с.
25. Гантмахер, Ф. Р. Теория матриц / Ф. Р. Гантмахер. – М. : Наука, 1988. – 548 с.
26. Глотов, Г. Ф. Исследование течения газа в цилиндрическом канале при внезапном расширении звукового потока / Г. Ф. Глотов, Э. К. Мороз // Уч. записки ЦАГИ, 1970. – Т. 1, – № 2. – С. 53–59.
27. Городецкий, В. А. Математическая обработка экспериментальных данных: учеб.-метод. пособие для аспирантов / В. А. Городецкий. – Киев : Мин-во гражданской авиации СССР КИИГА, 1974. – 51 с.
28. ГОСТ 8.207 – 76. Прямые измерения с многократными наблюдениями. Методы обработки результатов наблюдений. – М. : Изд-во стандартов. 1976.
29. ГОСТ 11.002 – 73. Прикладная статистика. Правила оценки аномальности. – М. : Изд-во стандартов. 1973. – 26 с.
30. ГОСТ 11.004 – 74. Прикладная статистика. Правила определения оценок и доверительных границ для параметров нормального распределения. – М. : Изд-во стандартов. 1974. – 22 с.
31. ГОСТ 11.006 – 74. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим. – М. : Изд-во стандартов. 1975. – 26 с.
32. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография / А. Г. Гребеников. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
33. Гримитлин, М. И. Вентиляция и отопление цехов машиностроительных заводов / М. И. Гримитлин. – М. : Машиностроение, 1978. – 272 с.
34. Гримитлин, М. И. Распределение воздуха в помещениях / М. И. Гримитлин. – М. : Стройиздат, 2014. – С.106 – 108.
35. Гримитлин, М. И. Раздача воздуха через перфорированные воздуховоды / М. И. Гримитлин // Труды ЛИОТ. Л., 1960. – 384 с.

36. Грицай, М. А. Расчет потокораспределения в электрической сети по методу определяющих величин / М. А. Грицай // Электричество, 1968. – № 8. – С. 17–20.

37. Анализ расчетных моделей тонкостенных трубопроводов / В. А. Берне, С. П. Ефремов, Н. В. Пустовой, А. Ф. Хватов // Динамика и прочность авиационных конструкций : темат. межвуз. сб. науч. тр. НЭТИ. – Новосибирск, 1986. – С. 30 – 35.

38. Проектирование систем силовых установок самолетов : монография / С. В. Елифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов, В. Ф. Шмырев. – Харьков : ХАИ, 2011. – 511 с.

39. Исследование работоспособности и вибропрочности сварных трубопроводов из сплавов "ОТЧ-1" и "ПТ-7М" топливных систем, работающих под внутренним давлением при повышенной температуре, выполненных ААрДЭС и АрДЭС : техн. отчет / Руководитель Б. С. Коньков. – № 9-0519-0512-439-001. – М. : НИАТ, 1976. – 23 с.

40. Идельчик, И. Е. Аэродинамика промышленных аппаратов / И. Е. Идельчик. – М. : Энергия, 1964. – 286 с.

41. Идельчик, И. Е. Некоторые интересные эффекты в аэродинамике и гидравлике / И. Е. Идельчик. – М. : Машиностроение, 1982. – 96 с.

42. Идельчик, И. Е. Определение коэффициентов сопротивления при истечении через отверстие / И. Е. Идельчик // Гидротехническое строительство. 1953. – № 5. – С. 31 – 36.

43. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И. Е. Идельчик; под ред. М. О. Штейнберга. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.

44. Идельчик, И. Е. О потерях полного давления в пористых цилиндрических трубах с путевым расходом / И. Е. Идельчик, М. О. Штейнберг // Теплоэнергетика, 1988. – № 1. – С. 70–72.

45. Каменев, П. Н. Отопление и вентиляция. Ч. II. Вентиляция / П. Н. Каменев. – М. : Госстройиздат, 1959. – 483 с.

46. Кашеев, В. А. Исследование воздухораспределителей постоянного статического давления с непрерывной попутной раздачей : дис...канд. техн. наук / В. А. Кашеев. – Киев, 1970. – 184 с.

47. Керстен, И. О. Определяющие насадки для измерения давлений / И. О. Керстен // Промышленная аэродинамика. – М. : ЦАГИ, 1959. – № 15. – С. 5 – 19.

48. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2014. — Ч. 1. – 439 с.; ч. 3. – 376 с.

49. Кожевников, А. С. Общие уравнения установившегося движения потока с переменным расходом и их решения / А. С. Кожевников // М. : Госэнергоиздат, 1949.

50. Кондращенко, В. Я. Универсальная программная модель распределительной сети вязкой сжимаемой жидкости с определяющим влиянием местных сопротивлений / В. Я. Кондращенко, В. Ф. Шмырев // Гибридные вычислительные машины и комплексы. – Киев : Наук. думка, 1985. – Вып. 8. – С. 82 – 87.

51. Кондращенко, В.Я. Структурно-декомпозиционный метод моделирования газожидкостных систем. Основы метода / В. Я. Кондращенко // Электронное моделирование. – 1986. – № 5. – С. 66 – 72.

52. Кондращенко, В. Я. К вопросу построения программной модели распределительной сети авиационной СКВ / В. Я. Кондращенко, В. Ф. Шмырев // Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов. – М. : ВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. – С. 78 – 86.

53. Кондращенко, В. Я. Моделирование газовых и жидкостных распределительных систем / В. Я. Кондращенко, С. Д. Винничук, М. Ю. Фёдоров – Киев : Наук. думка, 1990. – 184 с.

54. Коченов, И. С. Гидравлическое сопротивление каналов с проницаемой стенкой / И. С. Коченов, О. Ю. Новосельский // Инженерно-физический журнал, 1969. – Т. 16, № 3.

55. Коллинз, Д. Повреждение материалов в конструкциях / Д. Коллинз. – М. : Мир, 1984. – С. 624

56. Костовецкий, Д. Л. Пространственный изгиб кривой тонкостенной трубы с учетом внутреннего давления и отступления сечения от круговой формы / Д. Л. Костовецкий // Изв. вузов. Сер. Машиностроение. – 1970. – № 10. – С. 82 – 88.

57. Кривов, Г. А. Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева. – Киев : КВЦ, 2003. – 295 с.

58. Крумина, Н. Н. Проектирование воздухопроводов самолётных силовых установок / Н. Н. Крумина и др. – М. : Машиностроение, 1979. – 96 с.

59. Кудерко, Д. А. Корректность замены группы выходных отверстий в раздаточном трубопроводе одним отверстием, эквивалентным по площади / Д. А. Кудерко, И. В. Тищенко, А. А. Шестаков // Компрессорная техника и пневматика. – М. : ИИЦ «КХТ», 2014. – № 5. – С. 35 – 38.

60. Левин, Л. М. Исследование гидродинамики потока при внезапном расширении / Л. М. Левин, Э. М. Малая // Труды Гос. проект.-исслед. ин-та Востокгипрогаз, 1969. – Вып. 1. – С. 41 – 47.

61. Летные испытания самолета Ан-178 : отчет по летным испытаниям Ан-148. – Киев : ДП «АНТОНОВ», 2017. – 221 с.

62. Лобаев, Б. Н. Графический расчет систем отопления, вентиляции и ограждающих конструкций здания / Б. Н. Лобаев, Н. Т. Ральчук. – Киев : Госстройиздат, 1960. – 68 с.

63. Максимов, Г. А. Движение воздуха при работе системы вентиляции и отопления. Ч. II. Вентиляция. / Г. А. Максимов, В. В. Дерюгин – М. : Высш. шк., 1978. – 272 с.

64. Магалиф, В. Я. Расчеты трубопроводов на вычислительных машинах / В. Я. Магалиф, Л. С. Якобсон. – М. : Энергия, 1969. – 295 с.

65. Мальцев, П. М. Основы научных исследований / П. М. Мальцев, Н. А. Емельянов. – Киев : Вища школа. – 192 с.

66. Меерович, И. Г. Гидравлическое сопротивление при движении жидкости в каналах с проницаемыми стенками / И. Г. Меерович, Л. И. Зайчик // Теплофизика высоких температур, 1976. – Т. 4(14), № 6. – С. 1222 – 1227.

67. Меренков, А. П. Теория гидравлических цепей / А. П. Меренков, В. Я. Хасилев. – М. : Наука, 1985. – 280 с.

68. Мещерский, И. В. Динамика точки переменной массы / И. В. Мещерский. – СПб. : Тип. Имп. Акад. Наук, 1897. – 160 с.

69. Мещерский, И. В. Уравнение движения точки переменной массы в общем случае / И. В. Мещерский // Изв. С.-Петербур. политехн. ин-та, 1904. – С. 77 – 118.

70. Михеев, М. А. Основы теплопередачи / М. А. Михеев, И. М. Михеева. – М. : Энергия, 1977. – 344 с.
71. Монтгомери, Д. К. Планирование эксперимента и анализ данных : пер. с англ / Д. К. Монтгомери. – Л.: Судостроение, 1980. – 384 с.
72. Мышкис, А. Д. Элементы теории математических моделей / А. Д. Мышкис. – М. : Том Книга, 2007. – 192 с.
73. Носов, М. М. Сопротивление входных и выходных отверстий в присутствии проходящего потока / М. М. Носов, Т. С. Барнакова // Промышленная аэродинамика, 1959. – № 15. – С. 20 – 38.
74. Петров, Г.А. Гидравлика переменной масс (движение жидкости с изменением расхода вдоль пути) / Г. А. Петров // Изд-во Харьков. ун-та, 1964. – 224 с.
75. Писсанески, С. Технология разреженных матриц / С. Писсанески; пер. с англ. Х. Д. Икрамова и И. Е. Капорина; под ред. Х.Д. Икрамова / М. : Мир, 1988. – 410 с.
76. Поспелов, Ю. И. Исследование воздухораспределителей равномерной раздачи с отделителями потока воздуха / Ю. И. Поспелов // дис...канд. техн. наук. – Харьков, 1976. – 168 с.
77. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолёта Ан-158 с двигателями Д-436-148. Т/О №158.01.6463.268. – Киев, 2009.
78. Располагаемые высотно-скоростные характеристики двигательной установки самолёта Ан-158 с двигателями Д-436-148ФМ с соплом 6800 см², с/з – №4/738. – Киев : ДП «Івченко-Прогрес» 2019. – 67 с.
79. Располагаемые высотно-скоростные характеристики самолёта Ан-178 с двигателями Д-436-148ФМ. Редакция 3. Т/О – № 178.01.0465.306. – Киев, 2016.
80. Растрьгин, Л. А. Случайный поиск / Л. А. Растрьгин. – М. : Знание, 1979. – 367 с.
81. Самолёт Ан-158. Летные характеристики. ИА №РИО-11-24-10. – Киев, 2010.
82. Самолёт Ан-158. Летное руководство. – Киев, 2010.
83. Сергеев, С. П. Теоретические основы химических технологий / С. П. Сергеев, В. В. Дильман, В. С. Генишс // Инженерно-физический журнал, 1971. – Т. 27, № 4. – С. 564 – 571.

84. Сколько стоит самолет. Обзор фирмы Airclaims [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/34/to05.html>. – 11.03.2019.
85. Сколько стоит самолет. Обзор фирмы Airclaims [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/34/to05.html>. – 11.03.2019.
86. Смыслов, В. В. Гидравлический расчёт трубопроводов с переменной раздачей вдоль пути / В. В. Смыслов, Ю. М. Константинов // Гидравлика и гидротехника. – Киев: Техника, 1972. – Вып. 14. – С. 24 – 31.
87. Соболев, И. М. Точки, равномерно заполняющие многомерный куб / И. М. Соболев. – М. : Знание, 1985. – 32 с. (Новое в жизни, науке, технике. Сер. «Математика, кибернетика», № 2).
88. Соболев, И. М. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями / И. М. Соболев, Р. Б. Статников. – М. : Наука, 1981. – 112 с.
89. Статистические методы в инженерных исследованиях. / под ред. Г. К. Круга. – М. : Высшая школа, 1983.
90. Талиев, В. Н. Аэродинамика вентиляции / В. Н. Талиев. – М. : Стройиздат, 1979. – 295 с.
91. Тепло- и массообмен. Теплотехнический эксперимент : справочник / Е. В. Аметистов, В. А. Григорьев, Б. Т. Емцев и др.; под общ. ред. В. А. Григорьева и В. М. Зорина. – М. : Энергоиздат, 1982. – 512 с. (Теплотэнергетика и теплотехника).
92. Уилсон, Р. Введение в теорию графов / Р. Уилсон. – М. : 1-й Рижский пер. 2, 1977.
93. Федоров, М. Ю. О моделировании одномерного стационарного движения сжимаемого совершенного газа с трением и теплообменом в трубе постоянного сечения / М. Ю. Федоров // Сб. науч. тр. ИПМЭ НАН Украины. – Львів : Світ, 1998. – Вып. 3. – С. 20 – 24.
94. Федоров, М. Ю. Разработка структурно-рекурсивных моделей теплоэнергетических систем авиационного оборудования : дис... канд. техн. наук : 05.13.18 / М. Ю. Федоров. – Киев, 1994. – 154 с.
95. Ханжонков, В. И. Сопротивление истечению через отверстия в стенке в присутствии проходящего потока / В. И. Ханжонков // Промышленная аэродинамика. – М. : ЦАГИ, 1959. – № 15. – С. 5 – 19.
96. Харари, Ф. Теория графов / Ф. Харари. – М. : Мир, 1973. – 301 с.

97. Хитрых, Д. ANSYS Solutions / Д. Хитрых // Инженерно технический журнал, 2005. – С. 9 – 11.

98. Чуа, Л. О. Машинный анализ электронных схем : пер. с англ. / Л. О. Чуа, Пэн-Мин-Лин. – М. : Энергия, 1980. – 638 с.

99. Шаргин, Ю. М. Расчет электрических режимов методом эквивалентных преобразований / Ю. М. Шаргин, А. Г. Меркурьев // Электричество, 2003. – № 4. – С. 53 – 55.

100. Швец, И. Т. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин / И. Т. Швец, Е. П. Дыбан. – 1974 г. – 488 с.

101. Шевчук, Ю. И. Аналитическое и экспериментальное исследование вентиляционных воздухораспределителей с равномерной попутной раздачей через прямоугольные отверстия : дис...канд. техн. наук / Ю. И. Шевчук. – Киев, 1969. – 168 с.

102. Шестаков, А. А. Анализ возможности применения имеющихся методик расчёта для проектирования приточных трубопроводов, применяемых в ВТ СПО современных самолётов / А. А. Шестаков // Промислова гідравліка і пневматика, – 2008. – № 21. – С. 67 – 71.

103. Шмырев, В. Ф. К расчету дросселирующих шайб с учетом сжимаемости газа / В. Ф. Шмырев // Системы обеспечения жизнедеятельности экипажа. – М. : ВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. – С. 60 – 67.

104. Шмырев, В. Ф. Анализ использования методики теплового расчета гофров самолетных противообледенительных воздушно-тепловых систем в сравнении с летными испытаниями. / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. Ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2012. – Вып. 56. – С. 26 – 43.

105. Шмырев, В. Ф. Метод оптимизации при проектировании воздушных распределительных сетей энергетических систем самолета / В. Ф. Шмырев, А. Д. Донец // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2019. – Вып. 85. – С.119 – 135.

106. Шмырев, В. Ф. Методика и алгоритмы расчета гофров самолетных противообледенительных воздушно-тепловых систем / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева, Т. П. Яремийчук // Открытые информационные и компьютерные

интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2011. – Вып. 51. – С. 41 – 64.

107. Шмырев, В. Ф. Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 25 – 36.

108. Противообледенительные системы самолетов и вертолетов : учебник / В. Ф. Шмырев, А. К. Мяслица, А. Г. Гребеников, Е. Н. Бут, Э. А. Галицын, А. В. Грайворовский, В. П. Павленко, Ю. А. Воробьев, Н. И. Мальцев, И. П. Сумцов, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздикова, Р. В. Гостудым. – Харьков: Харьков. авиац. ин-т, 2013. – 612 с.

109. Шмырев, В. Ф. Анализ расхода воздуха в раздаточных отверстиях распределительной трубы ПТ СПО самолета с учетом докритических режимов течения / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 30. – С. 90 – 96.

110. Шмырев, В. Ф. Исследование полей температуры в зонах размещения агрегатов водовакуумных систем и методы обеспечения их потребных значений / В. Ф. Шмырев, Б. Е. Борисов, С. В. Медведев // Промислова гідравліка і пневматика. – 2006. – № 2. – С. 22 – 24.

111. Шмырев, В. Ф. Исследование характеристик двигателя газодинамическим способом при проведении летных испытаний самолета / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2008. – Вып. 40. – С. 256 – 270.

112. Шмырев, В. Ф. Математическая модель нестационарных процессов тепло- и массообмена на наружной поверхности противообледенителей летательных аппаратов во влажном воздухе (внешняя задача) / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2010. – Вып. 47. – С. 5 – 19.

113. Шмырев, В. Ф. Метод проектирования самолетных энергетически зависимых систем / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные

интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2009. – Вып. 43. – С. 5 – 22.

114. Шмырев, В. Ф. Методы автоматизированных тепловых расчетов обогреваемых поверхностей крыльев и хвостового оперения / В. Ф. Шмырев, Т. З. Елезева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2010. – Вып. 48. – С. 5 – 44.

115. Шмырев, В. Ф. Оптимизация параметров осевого воздухозаборника турбореактивного двигателя, расположенного под крылом / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 31. – С. 20 – 40.

116. Шмырев, В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от ледообразования. / В. Ф. Шмырев, А. А. Шестаков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2009. – Вып. 41. С. 204 – 212.

117. Шмырев, В. Ф. Показатели комфорта и внутренней безопасности пассажирского салона / В. Ф. Шмырев, Н. И. Круль, С. А. Филь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 2 (45). – С. 81 – 92.

118. Шмырев, В. Ф. Способ регулирования параметров воздушно-тепловой противообледенительной системы, минимизирующей величину отборов от двигателя / В. Ф. Шмырев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2008. – Вып. 39. – С. 28 – 36.

119. Экспериментальное исследование гидравлических процессов в раздаточных трубопроводах СПО / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук, А. А. Шестаков, Т. П. Яремийчук // Моделювання та інформаційні технології : зб. наук. праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова НАН України. – Київ, 2006. – Вип. 36. – С. 18 – 23.

120. Шмырев, В. Ф. Разработка концепции самолета Ан-188 с обеспечением существенных конкурентных преимуществ / В. Ф. Шмырев, С.А. Бычков, А. Д. Донец // Технологические системы. – 2019. – Вып. 4. – С. 7 – 21.

121. Шмырев, В. Ф. Тенденции в развитии оперативно-тактических транспортных самолетов / А. В. Лось, В. Ф. Шмырев, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2020. – Вып. 87. С. 72 – 82.

122. Шмырёв, В. Ф. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы Ansys : учебн. пособие. / В. Н. Анпилов, А. Г. Гребеников, Ю. Н. Гермес, Д. Ю. Дмитренко, С. П. Светличный, В. Ф. Шмырёв, Ю. А. Яковлев. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. – 409 с.

123. Шмырёв, В. Ф. Приборы и электронные системы воздушной навигации : учебн. пособие. / В. Ф. Шмырёв, В. Ф. Шмырёв. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2008. – 288 с.

124. Шмырев, В. Ф. Влияние настроечных характеристик регуляторов давления на величину отборов воздуха от двигателей многомоторных самолетов / В. Ф. Шмырев, С. Д. Винничук // Промислова гідравліка і пневматика, 2003. – № 1. – С. 11 – 15.

125. Шмырёв, В. Ф. Современные требования и подходы к защите электронных систем от электромагнитных воздействий полей высокой интенсивности, молний и др., а также обеспечение норм лётной годности самолётов в части повышения эффективности средств их защиты в процессе эксплуатации / В. Ф. Шмырёв, А. В. Лось // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2011. – Вып. 49. – С. 13 – 37.

126. Шмырёв, В. Ф. Особенности проектирования предкрылков с учетом защиты крыла от ледообразования. / В. Ф. Шмырёв, А. А. Шестаков // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тез. доп. Міжнарод. наук.-техн. конф. – Харків, 22-23 квітня 2009 р. – С. 13.

127. Шмырёв, В. Ф. Концепція формування уніфікованого парку військово-транспортних літаків державної авіації України / В. Ф. Шмирьов, О. Д. Донець // Створення та модернізація озброєння і військової техніки в

сучасних умовах : тез. доп. XIX наук.-техн. конф. – Чернігів, 5 - 6 вересня 2019 р. – С. 93 – 94.

128. Шмырёв, В. Ф. Авторское свидетельство № 160231. Система регулирования температуры воздуха в отсеке летательного аппарата / В. П. Волков, В. Г. Воронин, Я. М. Ицкович, В. Л. Рубан, А. В. Щербаков, В. Ф. Шмырёв // заявка № 4454316. – 1988.

129. Шмырёв, В. Ф. Патент на полезную модель № 45016. Система кондиционирования воздуха летательного аппарата / В. П. Рубан, Г. В. Хомутов, В. Ф. Шмырёв, А. В. Щербаков // Патентообладатель: ОАО НПО «Наука», заявка № 2004132884, F 25 B 9/00, 2004.

130. Шмырёв, В. Ф. Авторское свидетельство № 1261367. Глушитель шума. / В. Д. Доник, В. Ф. Хаврошин, В. Ф. Шмырёв // заявка № 3847277, 1985.

131. Bolsunovsky, A.L. Iterative Inverse Methods for Transonic Wing Design. / A. L. Bolsunovsky, N. P. Buzoverya //Proceedings of the Fifth Russian-Chinese Symposium on Aerodynamics and Flight Dynamics. Pat II. – May 14-16, 1997. – TsAGI.

132. Desaer ATL-100. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://desaer.com.br> –2019.

133. Dieter, S. Evaluating Aircraft with Electric and Hybrid Propulsion –

134. Garrett-Glaser, B. Embraer and Brazilian Air Force to Study Joint Development of Hybrid-Electric Military Aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.aviationtoday.com/2019/12/20/embraer-brasilian-air-force-studt-joint-development-hybrid-electric-military-aircraft> – 2019.

135. Meier, R. First Cessna SkyCourier has wings and fuselage joined. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.airway1.com/first-cessna-skycourier-has-wings-and-fuselage-joined> –2019.

136. Norris, G. GE’s Catalyst Could Lead Way to Hybrid-Electric Power. / G. Norris // Aviation Week & Space Technology. – 2018. – June 4 – 17. – p.24

137. Pernet, C. Electric Drives for Propulsion System of Transport Aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://dx.doi.org/10.5772/61506> 2015.

138. Reimers, J.O. Introduction of Electric Aviation in Norway. – 74 с. [Электронный ресурс]. - Режим доступа : <https://www.semanticscholar.org/paper/>

INTRODUCTION-OF-ELECTRIC-AVIATION-IN-NORWAY-Arntsen-Reimers/a1c445bc65aa055b7ee2b46c130a4e29ddf2fc33 – 2018.

139. SAFRAN AND AVIATION'S ELECTRIC FUTURE // Press Kit. – 2019 Paris Air Show. – 2019.

140. Airplane power plants systems designing Synopsis / V. F. Shmyrov, R. U. Tsukanov, A. I. Ryzhenko, V. D. Pehterev. – Kharkiv «KhAI», 2010. – 20 p.

141. Shmirov, V. Improving aircraft fuel efficiency by using the adaptive wing and winglets / V. Popov, V. Loginov, V. Shmyrov, Ye. Ukrainets, P. Steshenko P. Hlushchenko // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2020. – 2(104). – Content. С. 51 – 59.

142. Shmirov, V. Principle of modernization ofc the aircraft An-148, An-158 and An-178 for improving their fuel efficiency and increasing. competitiveness / V. Shmyrov, V. Merkulov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2020.– 3(105). – Content. С. 6–16.

143. Shmirov, V. Selecting the mutual arrangement of the engine and wing in a transport aircraft for short take-off and landing / V. Kudryavtsev, B. Strigun, V. Shmyrov, V. Loginov // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2020. – 4(106). – Content. – С.6–16.

144. Shmirov, V. The modernization concept of aircraft An-26 and An-140 based on the use of a hybrid power system. / V. Shmyrov, V. Loginov, S. Fil, A. Khaustov, O. Bondarchuk, A. Kalashnikov, G. Khmelnytsky // Східно-Європейський журнал передових технологій. 2020. – 5(107). – Content. – С.6–17.

145. Voskuijl, M. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft / M. Voskuijl, J. van Bogaert, A. G. Rao // CEAS Aeronaut J (2018) 9:15–25. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0272-1> – 2019.

146. Warwick, G. UTC'S Electric Transfomation. / G. Warwick // Aviation Week &Space Technology – 2019. – April 8–21. – p. 56–57

147. Jobson, D. A. On the Flow of a Compressible Fluid through Orifices. / D. A. Jobson / Jn.: Proceeding of the Institution Engineers. – 1955. – Vol. 169, № 37. – p. 767 – 775.

Наукове видання

Сергій Андрійович Бичков
В'ячеслав Олександрович Богуслаєв
Олександр Григорович Гребеніков
Володимир Федорович Шмирьов

НАУКОВІ ОСНОВИ ПРОЄКТУВАННЯ ТА СТВОРЕННЯ ЕНЕРГОЗАЛЕЖНИХ СИСТЕМ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Редактори: Н. М. Сікульська, В. М. Коваль
Комп'ютерне верстання Т. А. Гамануха, О. О. Вендін

Зв. план, 2022

Підписано до друку 06.02.2023

Формат 60x84 1/8. Папір офс. Офс.друк

Ум. друк. арк. 33. Обл.-вид. арк. 36,94. Наклад 100 пр.

Замовлення . Ціна вільна

Видавець

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
610070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>
Видавничий центр «ХАІ»
610070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001

Виготовлювач

АТ «МОТОР СІЧ»

69068, м. Запоріжжя, пр. Моторобудівників, 15
Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 4213 від 22.11.2011