

doi: 10.32620/oikit.2024.102.01

УДК 629.7.01

О. О. Бойко<sup>1</sup>, О. Г. Гребеніков<sup>2</sup>, Д.С. Конишев<sup>3</sup>,  
С. А. Філь<sup>1</sup>, М. І. Філіппов<sup>1</sup>,

## Метод проєктування модифікації літака на базі існуючого сімейства літаків транспортної категорії

<sup>1</sup>Акціонерне товариство «АНТОНОВ»

<sup>2</sup>Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»

<sup>3</sup>ТОВ «Спектронікс»

Розглянуто метод проєктування транспортного літака на базі існуючого сімейства літаків, транспортної категорії, що передбачає можливість визначення оптимальних параметрів хвостової частини фюзеляжу та самого фюзеляжу в цілому. За основу було взято сімейство вітчизняних регіональних літаків Ан-1Х8. Описано уніфікацію вузлів та агрегатів проєктованого літака з існуючим сімейством літаків, проаналізовано номенклатуру транспортованих вантажів, умови експлуатації. На етапі ескізного проєкту на базі статистичних даних розроблено п'ять варіантів хвостових частин фюзеляжу з різними схемами герметичних вантажних люків. Розроблено майстер-геометрію кожного з п'яти варіантів хвостових частин з урахуванням конструктивних особливостей окремо взятої схеми вантажного люка. Проведено аеродинамічні дослідження обтікання відокремленої моделі літака (фюзеляж, крило, обтічник шасі) всіх п'яти варіантів на предмет розподілення коефіцієнта тиску та тертя на поверхні фюзеляжу, оцінювання супутньої струї за фюзеляжем, утворення вихорів та їх інтенсивності. За результатами аеродинамічних досліджень зроблено відповідні висновки про аеродинамічну досконалість хвостових частин фюзеляжу. Проведено оцінювання вагових характеристик кожної з хвостових частин фюзеляжу та перевірку центрування літака. Враховуючи крім аеродинамічних та вагових експлуатаційні особливості та характеристики проєктованого літака було вибрано найбільш оптимальну форму хвостової частини фюзеляжу та схему вантажного люка для нового літака. Такий підхід дав змогу вибрати оптимальні параметри фюзеляжу для нового літака що значно підвищило його технічні характеристики, а отже, і конкурентні спроможності. Крім цього, такий спосіб проєктування забезпечує високу оптимізацію фінансових і виробничих витрат, оскільки для створення нового літака використовується значна кількість існуючих напрацювань.

**Ключові слова:** реактивний транспортний літак, герметична вантажна кабіна, хвостова частина фюзеляжу, вантажний люк, аеродинамічна якість.

У роботі подано метод створення нової модифікації літака на базі існуючого сімейства Ан-1Х8, а саме – легкого реактивного транспортного літака вантажопідйомністю 10 тонн. Такий підхід обумовлений декількома факторами. По-перше, у цьому випадку можна використати методи проєктування хвостових частин, описаних у роботах раніше [1, 5] і це можна використати як інструмент для створення модифікацій існуючого сімейства літаків, в тому числі на базі літаків транспортної категорії. По-друге, враховуючи всю геополітичну ситуацію України та моральну застарілість літаків типу Ан-72/74, пропонується альтернативний варіант вирішення питання виробництва літаків цього типу в країні. Його суть полягає у використанні технічних напрацювань з імпортозаміщення літака Ан-178 та створенні нової модифікації на базі сімейства Ан-1Х8, яка буде дуже близькою до літака Ан-74 та перевершувати його за технічними характеристиками і має стати більш конкурентоспроможною, у тому числі завдяки можливості транспортувати більшу номенклатуру вантажів (рис. 3-7). У цьому випадку виконується досить суттєва уніфікація агрегатів та

систем літака (крило, киль, стабілізатор, пілотажно-навігаційний комплекс та ін.), спрощується цикл виробництва на одному із авіаційних підприємств України. У цьому випадку потрібно буде освоїти лише виробництво фюзеляжу літака та цикл кінцевого складання.

### 1. Основне призначення проєктованого літака

Серед основних завдань літака виділимо такі:

- регулярне та чартерне перевезення вантажів на комерційних авіалініях;
- перевезення спецвантажів, техніки, медикаментів та інших засобів матеріально-технічного забезпечення загальною масою від 10 до 13,5 т, у тому числі на стандартних авіаційних піддонах і контейнерах;
- повітряне десантування техніки, засобів матеріально-технічного забезпечення і парашутистів;
- перевезення хворих і поранених на ношах;
- участь у гуманітарних і спеціальних місіях;
- можливість експлуатації з ґрунтових ЗПС ( $\sigma_v = 6 \dots 8 \text{ кг/см}^2$ ).

Концептуальні особливості:

Концептуальна особливість літака – максимальне використання вузлів та агрегатів існуючих літаків (рис. 1), у тому числі пасажирських сімейства Ан-1Х8.

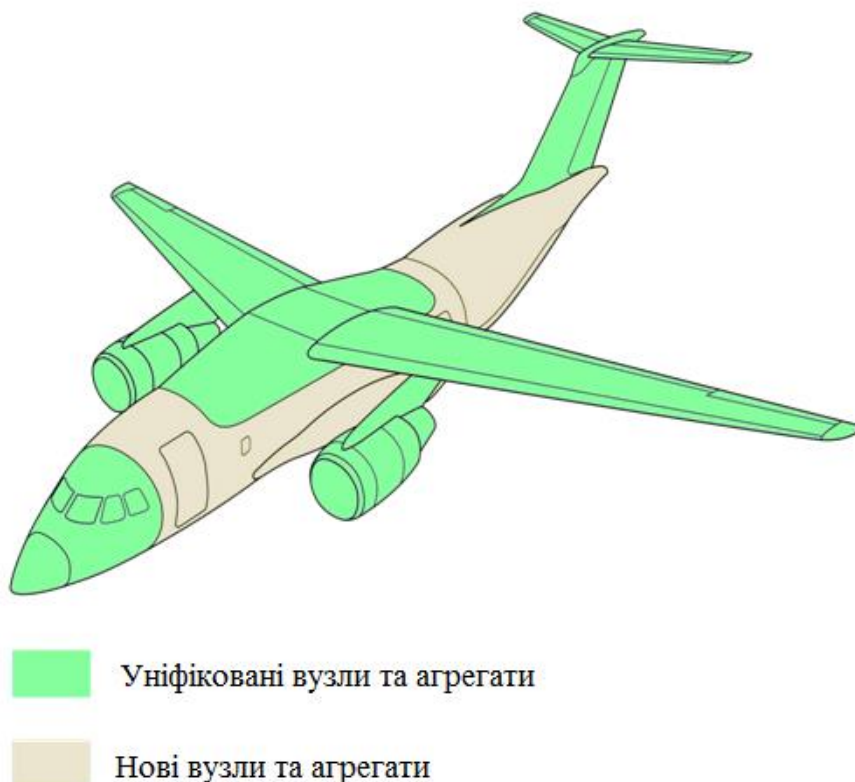


Рис. 1. Схема уніфікованої модифікації транспортного літака

Уніфікація з Ан-148 та Ан-1Х8Т:

- крило – 85 %; оперення – 85 %;
- фюзеляж: носова частина – 75 %; середня та хвостові частини – нові;

- шасі: носове – 90 %; основне – нове;
- силова установка – 90 %;
- БРЕО – 80 %;
- системи літака – 80 %;
- ДТО – уніфікація на 80 % з Ан-74 щодо обладнання завантаження, швартування і десантування техніки, а також елементів рольангів.

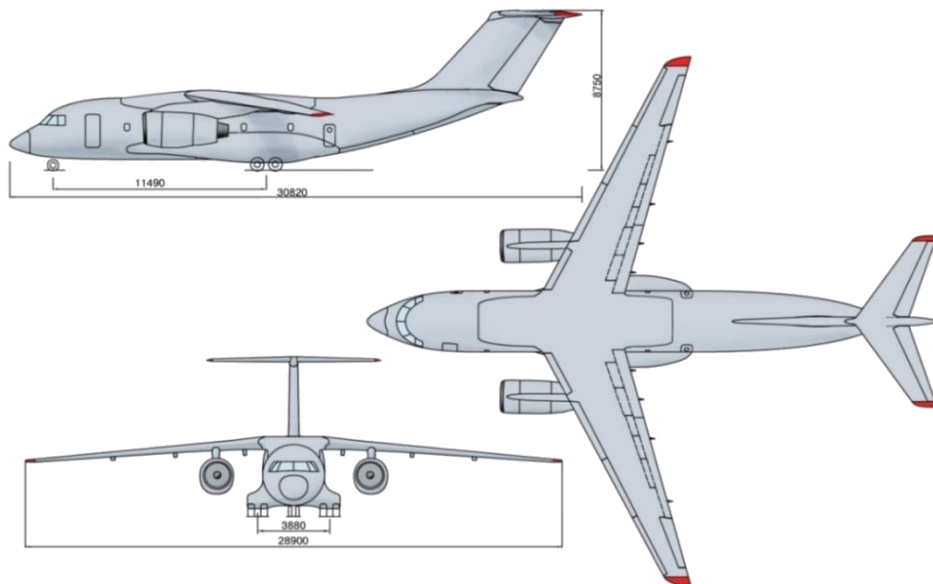


Рис. 2. Загальний вигляд проектованого транспортного літака

Площа вантажної підлоги:

- з використанням настилу рампи – 40,24 м<sup>2</sup>;
- без використання настилу рампи – 30,84 м<sup>2</sup>.

Об'єм вантажної кабіни:

- з використанням об'єму в зоні рампи – 100,9 м<sup>3</sup>;
- без використання об'єму в зоні рампи – 82,3 м<sup>3</sup>.

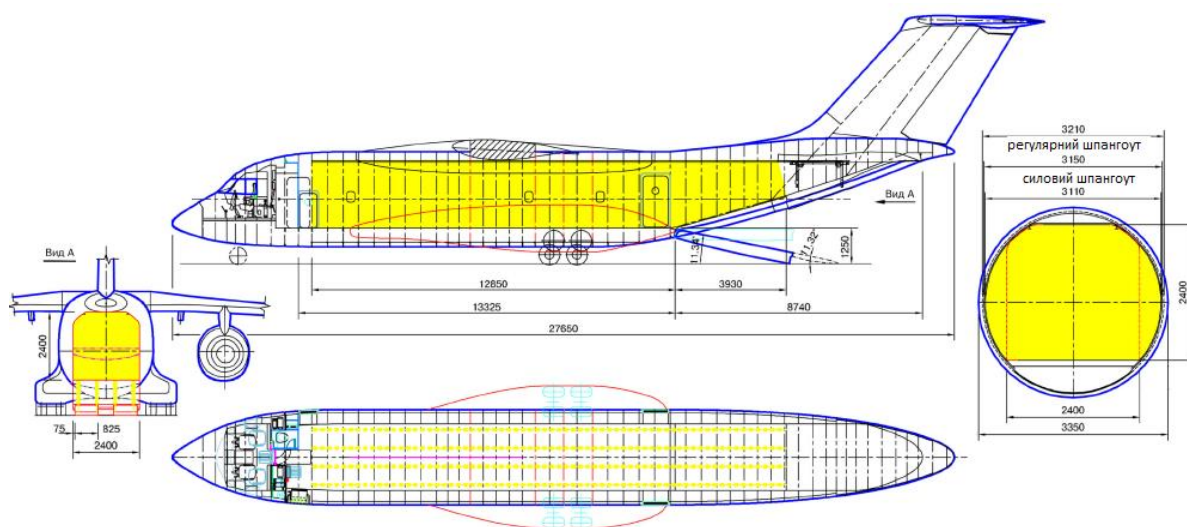


Рис. 3. Схема внутрішньогабаритних розмірів вантажної кабіни транспортного літака. Порівняння поперечних перерізів вантажних кабін

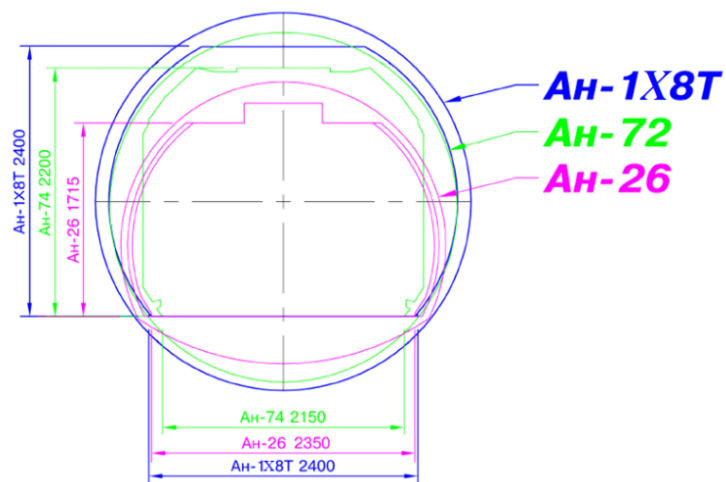


Рис. 4. Схема порівняння поперечних перерізів фюзеляжів транспортних літаків

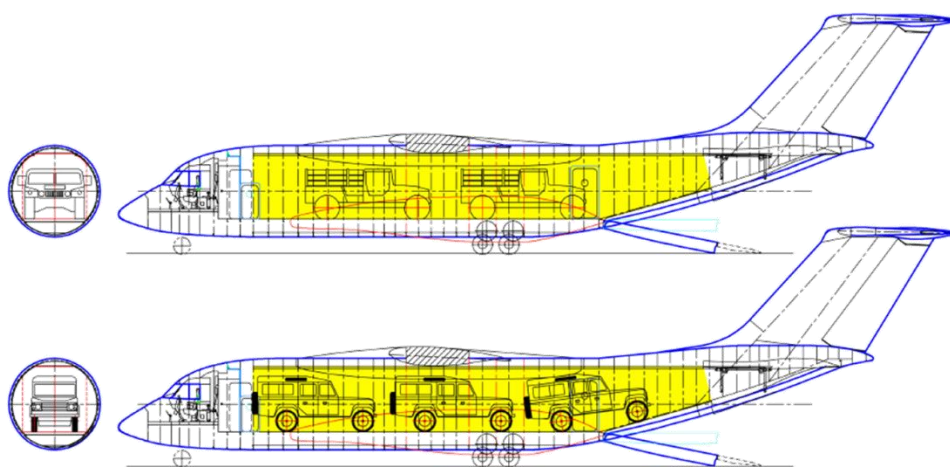


Рис. 5. Схема варіантів завантаження та перевезення двох автомобілів Hummer 997A1 та трьох LandRover 110

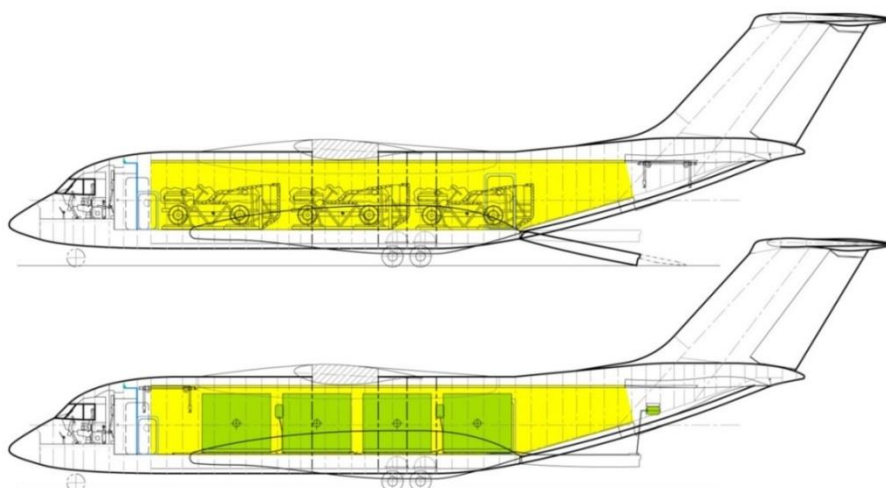


Рис. 6. Схема варіантів завантаження для подальшого повітряного десантування трьох джипів та чотирьох платформ TYPEV/88

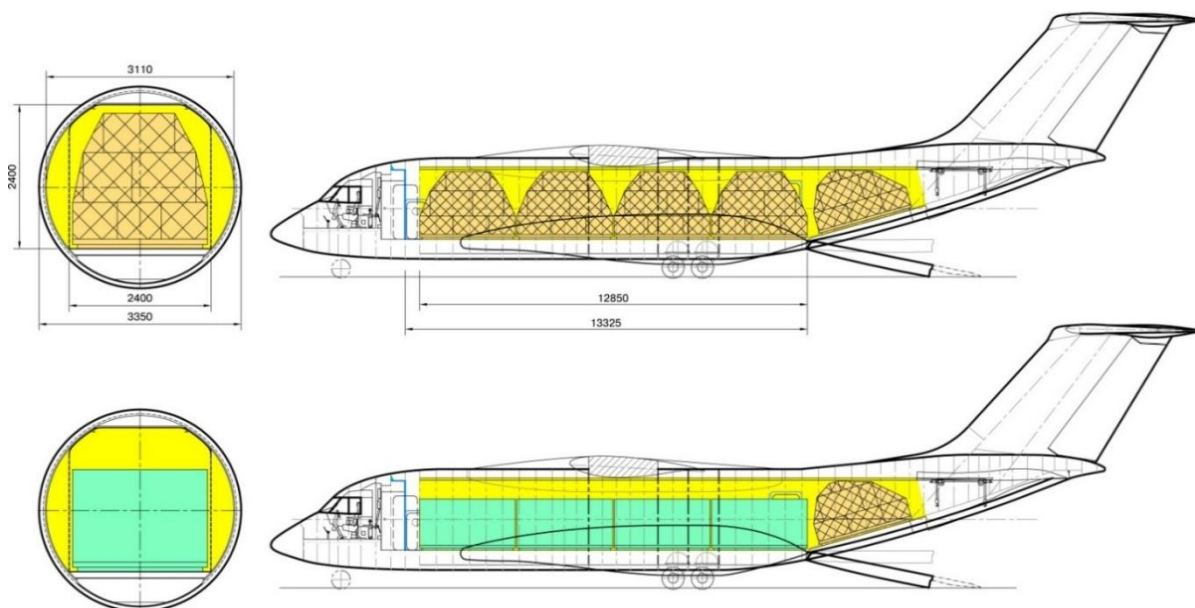


Рис. 7. Схема варіантів завантаження та перевезення п'яти палет 88"×125" (2235 × 3175 мм), чотирьох контейнерів LD7 або LD9 + однієї палети 88"×125" на рампі

Основну номенклатуру вантажів, що перевозяться, виходячи із можливостей вантажної кабіни, наведено у табл. 1

Таблиця 1

Номенклатура вантажів

Перевезення	Кількість	Вага, т
Особовий склад, чол.	86	10,32
Десантники, чол.	73	9,49
Поранені на ношах + сидячі, чол.	40	4,6
Контейнери (з розмірами, м):		
- LD3 (1,53 x 1,625 x 2,007)	7	5,5
- LD7, LD9 (2,235 x 1,625 x 3,175)	4	8,0
Палета (з розмірами, м):		
- 88" × 125" (2,235 x 3,175)	4	9,8

При попередньому розрахунку характеристик літака було визначено його теоретичні транспортні можливості (рис. 8).

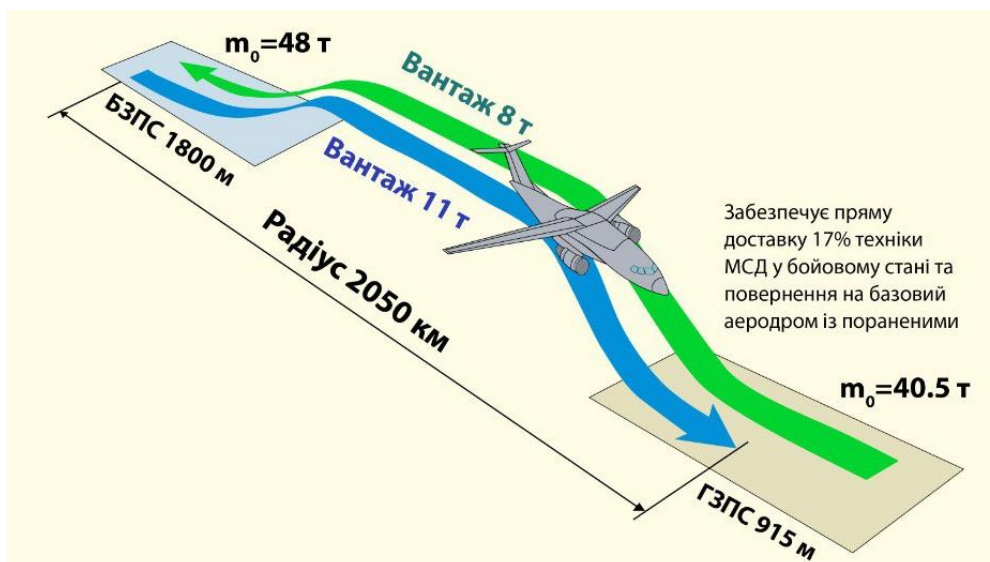


Рис. 8. Схема транспортних можливостей літака

Основні польотно-транспортні характеристики літака наведено в табл. 2.

Таблиця 2

Основні польотно-транспортні характеристики розроблюваного літака

Показники	$n_y^{\circ}=2,5$	$n_y^{\circ}=2,3$
Злітна маса, т	44,75	48
Максимальне корисне навантаження, т	10	13,5
Максимальний запас пального, т	12,05	12,05
Маса порожнього спорядженого літака, т	25	25,2
Тип двигуна:	Д-436-148ФМ	Д-436-148ФМ
– злітна тяга, тс (максимально надзвичайний режим)	2x7,5 (8,5)	2x7,5 (8,5)
– витрата пального на крейсерському режимі, кг/кгс·год	0,68	0,68
Крейсерська швидкість, км/год	800	790
Висота польоту, км	10,7-11,3	10,1-10,7
Практична дальність польоту (АНЗ на 1 год) км:		
- з 13,5 т	1400	2500
- з 10 т	2870	3610
- з 5 т	4100	3900
- з максимальним запасом пального (вантаж, т)	3830 (7,95)	3510 (11)
- без вантажу	4300	4200
Витрати пального: на 1 ткм, г	265,4	209,7
кг/км	2,65	2,83
кг/год	1993	2080
Потрібна довжина ЗПС (СА, Н=0), м	1800	2000



Для порівняння ефективності Ан-74 та проектного літака було розраховано діаграми «вантаж – дальність» (рис. 9).

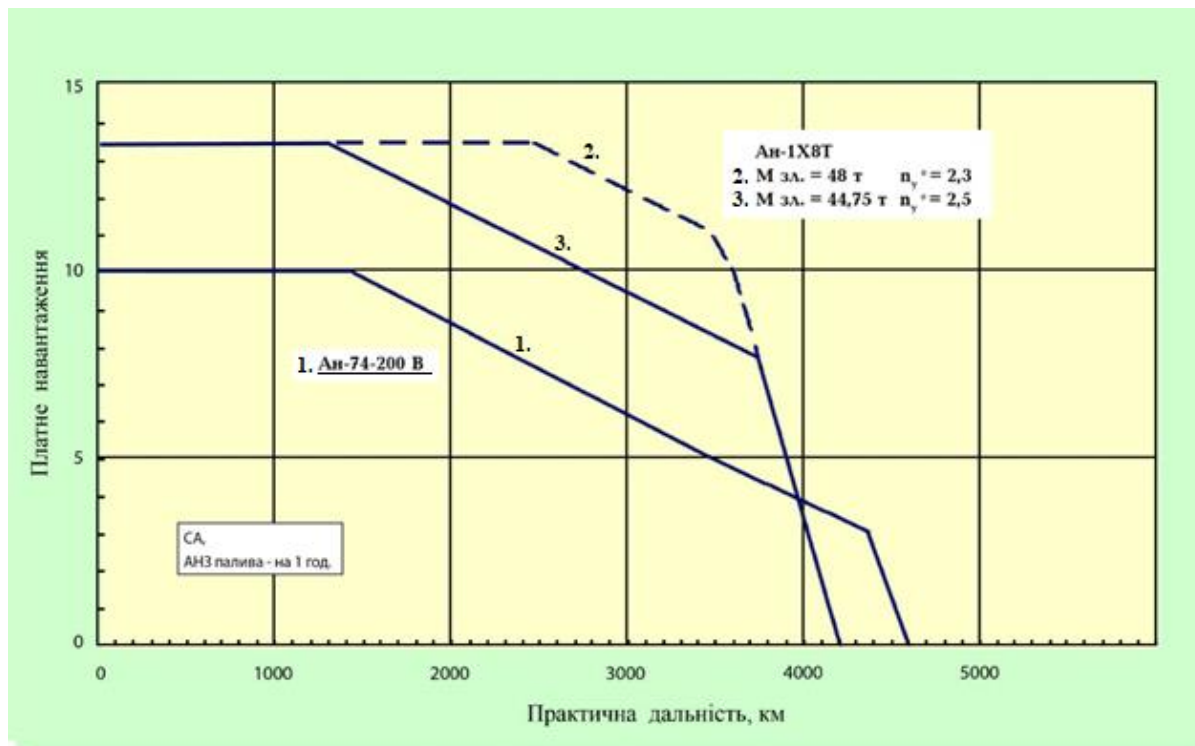


Рис. 9. Діаграма вантаж-дальність

Основні технічні переваги літака:

1. Спадкоємність з літаком Ан-148 – 60%.

2. Літак класу Ан-74Т-200.

3. Порівняно з Ан-74Т-200:

швидкість польоту та ефективність вище на 36...38 %;

витрати палива для задачі 10 т x 1000 км на 15 % менше;

дальність польоту з 10 т в 2–3 рази більше;

більші габарити вантажної кабіни.

## 2. Проектування майстер-геометрії хвостових частин фюзеляжу з герметичними вантажними люками різних типів

Оцінивши основні характеристики майбутнього літака, номенклатуру вантажів, що перевозяться, та його функціональне призначення, було виділено низки основних параметрів, які мають бути враховані при проектуванні хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка [5, 6]:

1. Вантажні габарити та умови завантаження-розвантаження, котрі є визначними для розмірів прорізу вантажного люка:

– палета розмірами 88"×125" (2,235 x3,175 м), в тому числі з можливістю розташування на рампи;

– автомобіль Humber 997A1;

– вантажі для десантування на палетах 88"×125" (2,235 x3,175 м) та платформі ТУРЕВ/88.

2. Умови завантаження-розвантаження, наявність додаткового

спеціального обладнання:

- наявність рольгангового обладнання;
- наявність верхнього завантажувального пристрою;
- наявність заїздів для завантаження самохідної техніки;
- наявність засобів для парашутного десантування.

3. Особливості шасі:

- присідання на основні опори;
- висота порогу вантажної кабіни – не більше 2,4 м.

4. Десантування техніки та вантажів:

- наявність десантно-транспортного обладнання для десантування вантажів на платформах ТУРЕV/88 та палетах 88"×125";
- наявність/встановлення витяжних парашутних систем.

Виходячи із наведених вище критеріїв для вантажного люка та літака в цілому, було виділено перелік основних вантажів та техніки, способи їхнього завантаження-розвантаження, десантування для проектування хвостової частини фюзеляжу, прорізу вантажного люка та його агрегатів. Визначальними вантажами стали палети 88" x 125" та автомобіль Hummer 997A1, процес завантаження-розвантаження яких було додатково перевірено за допомогою симуляції з використанням CAD-системи Siemens NX (рис. 10).

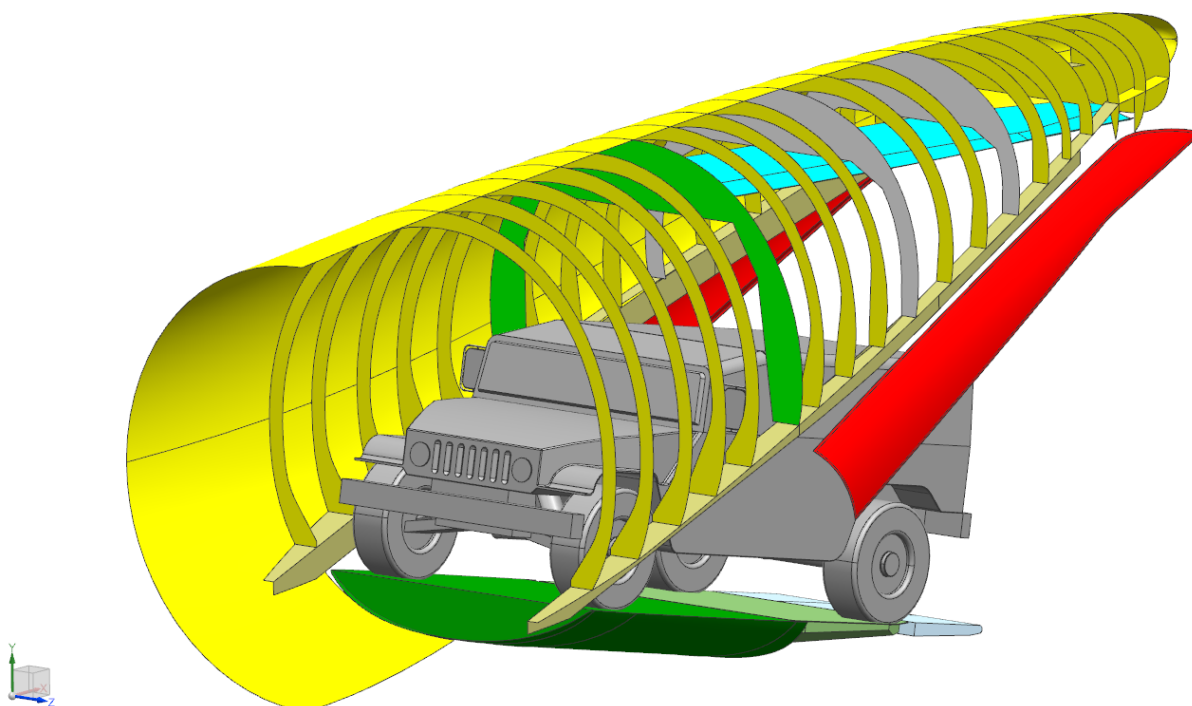


Рис. 10. Схема симуляції процесу завантаження-розвантаження автомобіля Hummer 997A1 для схеми вантажного люка типу «Д»

Відповідно до розробленої методики було спроектовано п'ять варіантів хвостових частин фюзеляжу для розглянутого літака. Усі п'ять варіантів було сформовано відповідно до вимог, які має забезпечити вантажний люк та літак в цілому. Кожна схема та теорія майстер-геометрії відповідно має свої особливості, які нижче будуть розглянуті детальніше.



## 2.1. Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «А»

У теорії цієї хвостової частини було виконано найбільший об'єм герметичної зони фюзеляжу, яка закінчується на першому силовому шпангоуті, до якого приєднується перший лонжерон кіля. При цьому додатково було введено гермощиток, що у свою чергу відсікає решту ФЗ і тим самим дає змогу зробити частину фюзеляжу та ступку негерметичною, що, у свою чергу, зменшує вагу конструкції (рис. 11). Таке виконання схеми можна вважати різновидом вантажного люка типу «А» та назвати його, наприклад, «А1». У цій схемі порівняно з іншими також реалізовано найбільший проріз вантажного люка, що позитивно відображається на транспортних характеристиках літака. При цьому теоретичні обводи аеродинамічних поверхонь хвостової частини мають найбільшу площу та кривизну, що негативно відбивається на аеродинаміці та ваговій досконалості конструкції. Адже при дії надлишкового тиску в обшивці виникають додаткові згинальні моменти, що потребують додаткового підсилення завдяки напівсиловим шпангоутам.

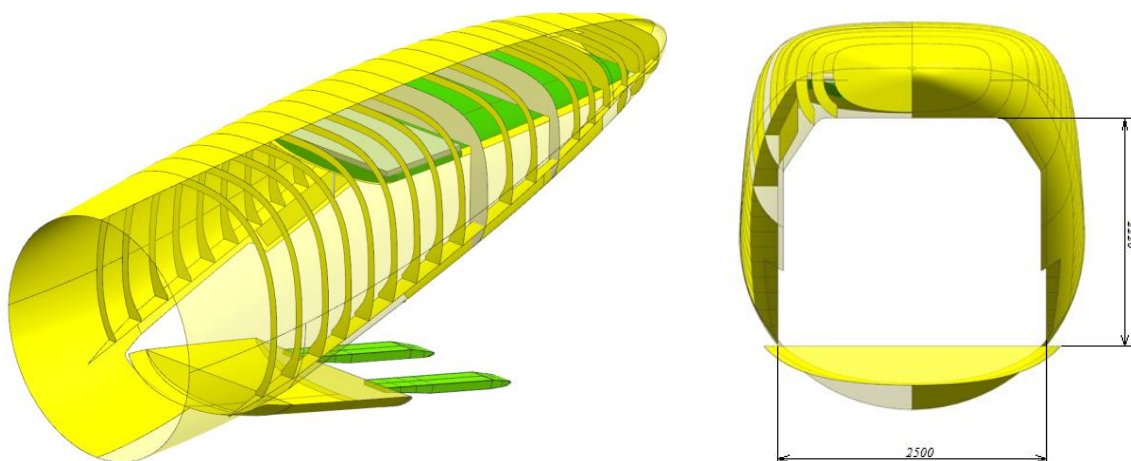


Рис. 11. Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «А» та його габарити прорізу

## 2.2. Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «Б»

Для цього варіанта характерною є одна з найменших герметичних зон хвостової частини фюзеляжу, що закінчується по торцю рампи та відсікається гермоштулкою та гермощитками (рис. 12). При цьому негерметичними залишаються вся частина фюзеляжу, що знаходиться за рампою, та повністю весь ступковий відсік, що позитивно відбивається на їхній вазі. Також за умови виконання багатоступкового відсіку (триступковий в конкретному випадку) вдається виконати найбільш досконалий, з погляду аеродинаміки та ваги, зовнішню поверхню хвостової частини фюзеляжу. Її особливостями є найбільш оптимальна аеродинамічна форма, найменша площа поверхні та як результат найменше навантажена від надлишкового тиску оболонка внаслідок приближеної до кільцевої своєї форми. Недоліками цієї схеми виявились складніша конструкція ступкового відсіку, що потребує додаткових рішень в плані механізації відсіку, та системи керування вантажного люка в цілому. Крім цього, проріз вантажного люка в такій схемі є одним з найменших (рис. 12) через форму фюзеляжу, що є певним недоліком погляду експлуатації літака. Також з огляду на експлуатацію літаків за цією схемою вантажного люка слід враховувати

особливості при виконанні повітряного десантування, де під дією аеродинамічних сил на бокових стулках виникають вібрації, що можуть спричиняти певні труднощі при скиданні вантажів та техніки.

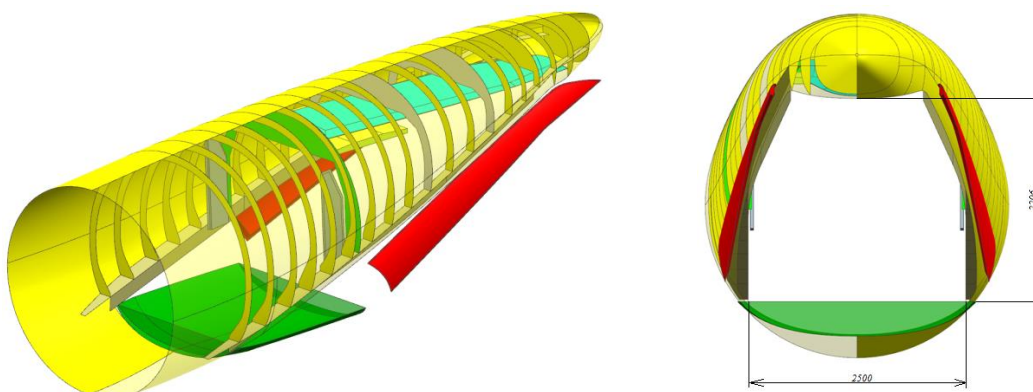


Рис. 12. Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Б» та його габарити прорізу

### 2.3. Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «В»

Аналогічно схемі хвостової частини фюзеляжу вантажного люка типу «Б», ця схема також відрізняється незначною за розмірами герметичною зоною, оптимальною формою аеродинамічної поверхні фюзеляжу, однією з найменших за площею поверхонь фюзеляжу, що омиваються, у поперечному перерізі, яка наближена до кільцевої та, як результат, менш навантажена оболонку фюзеляжу від наддуву. Відмінною характеристикою такої схеми є наявність гермотрапа замість стулки (рис. 13), який виконує дві функції. Першу – як герметичну перегородку, що відсікає герметичну зону ФЗ від негерметичної, другу – як наїзд для завантаження-розвантаження самохідної техніки. Особливістю цієї схеми є те, що гермотрап має змінні вузли навіски і приводи керування, які підвищують складність системи керування вантажним люком та суттєво знижують його надійність. Також вона має всі недоліки, притаманні схемі вантажного люка типу «Б». Тому цю схему рідко використовують через низку складнощів, які їй притаманні, і реалізується вона лише на одному транспортному літаку – Lockheed C-5 Galaxy.

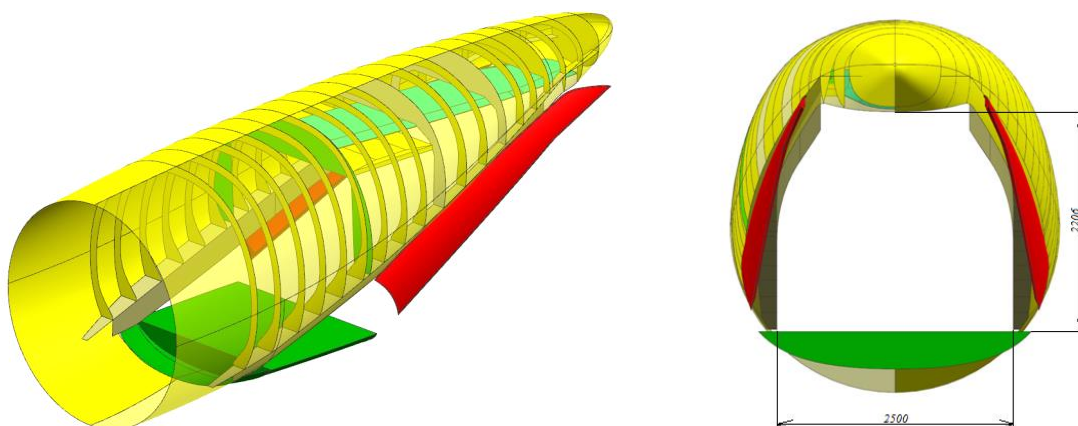


Рис. 13. Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «В» та габарити його прорізу

#### 2.4. Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «Д»

До переваг хвостової частини з вантажним люком типу «Д» слід віднести всі, без виключення, переваги вантажних люків зі схемами типу «Б» і «В». Порівняно з типом «В» ця схема має простішу схему керування вантажним люком, оскільки гермотрап має незмінну шарнірну вісь навішування на торці рампи та два робочих режими – «На рампі» (рис. 14) і «На землі», що забезпечуються системою керування вантажним люком. Крім цього, така схема повинна мати характерні особливості при використанні рольгангового обладнання для завантаження-розвантаження контейнерів та десантування вантажів на авіаційних піддонах та платформах. Цією особливістю є необхідність розміщення рольгангового обладнання не на настилі рампи, як у зазначених вище схемах, а на зворотному боці гермотрапа, що, у свою чергу, потребує правильного його профілювання та додаткових вузлів навіски. Тому в таких випадках важливо забезпечити таку форму та конструкцію гермотрапа, яка б давала можливість при розкладці на рампу утворювати поверхню врівень з вантажною підлогою (рис. 14) та мати можливість попереднього встановлення рольгангового обладнання. У свою чергу, він зістиковується з основним у вантажній кабіні при розкладці гермотрапа на рампі. Недоліками цієї схеми слід також вважати відносно складну систему керування, яка має забезпечувати надійне функціонування вантажного люка, в окремому випадку гермотрапа – у двох можливих положеннях.

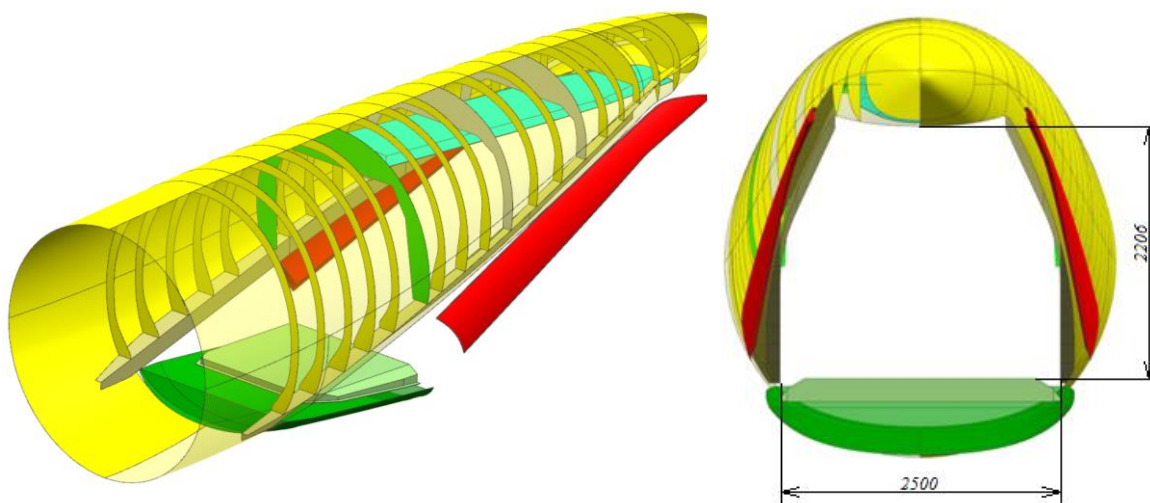


Рис. 14. Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Д» та габарити його прорізу

#### 2.5. Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «Е»

Хвостова частина з вантажним люком такої схеми відрізняється найменшим подовженням для зменшення поверхні, що омивається і, як результат, ваги конструкції. Така особливість пов'язана з наявністю функції відкату рампи (рис. 15) та, як результат, її приводу здвигу, що робить досить суттєвий вклад у вагу конструкції, що потребує відповідної компенсації. Саме тому в цій схемі подовження фюзеляжу зменшено для зменшення ваги конструкції ФЗ в цілому. Тому одним з основних недоліків схеми є відносно низькі показники аеродинамічної якості порівняно з іншими теоріями. Також недоліком

такої схеми, як і для типу «Д», є відносно складна система керування вантажним люком, що має забезпечувати роботу рампи в двох режимах – опускання на землю та відкат під фюзеляж. На противагу недолікам ця схема має також низку переваг, які можуть надати літаку ряд особливих характеристик. Такими перевагами є можливість десантування вантажу більшої маси, у конкретному випадку близько 3 тонн проти 2200 кг при використанні попередніх схем. Переваги зручності при завантаженні-розвантаженні та ефективності використання об'єму вантажної кабіни обумовлено більшою довжиною рампи, що сприяє зменшенню кута наїзду при завантаженні-розвантаженні самохідної техніки. А також є особлива траєкторія завантаження палет з вантажем при відкоченій рампі під фюзеляж, що дає змогу завантажувати вантажі на палетах під саму стелю і в такий спосіб ефективніше використовувати вільний простір.

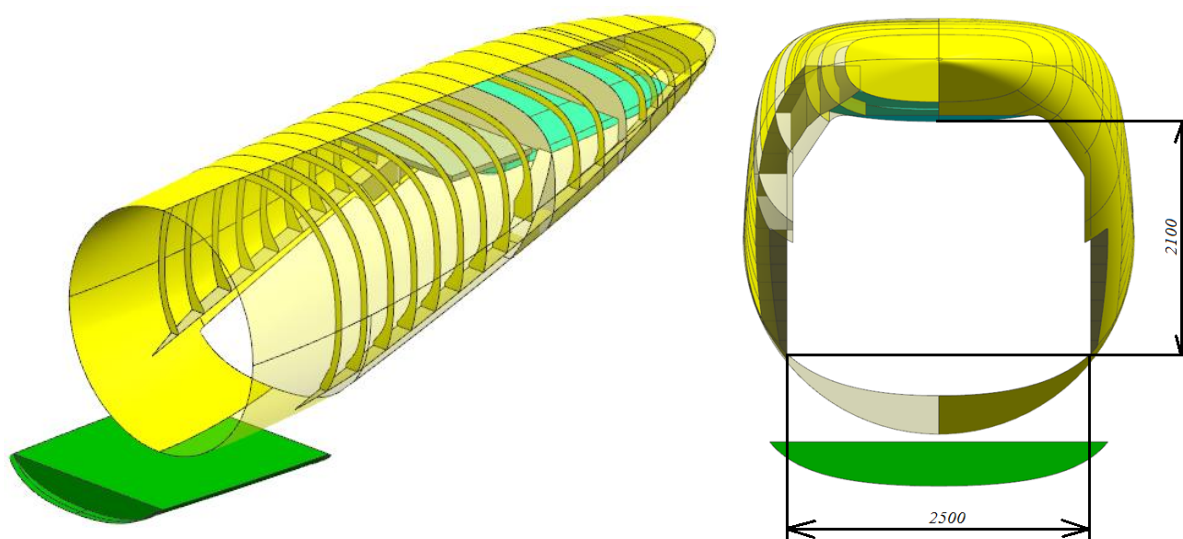


Рис 15. Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Е» та габарити його прорізу

### 3. Аналіз аеродинамічних характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу

Для оцінювання комплексної ефективності літака було виконано дослідження впливу різних форм хвостових частин фюзеляжу на аеродинамічну якість літака [1]. Як базову було вибрано хвостову частину фюзеляжу існуючої пасажирської версії літака. Для прискорення розрахунків було використано спрощену математичну модель літака без урахування мотогондол силової установки та оперення, оскільки Т-подібне оперення та мотогондоли не впливають на обтікання хвостової частини фюзеляжу в такій аеродинамічній схемі літака. Результатами досліджень стали визначення коефіцієнтів тиску  $C_p$ , тертя  $C_{fx}$ , ліній току поблизу поверхні Ф3 (рис. 16 – 21).



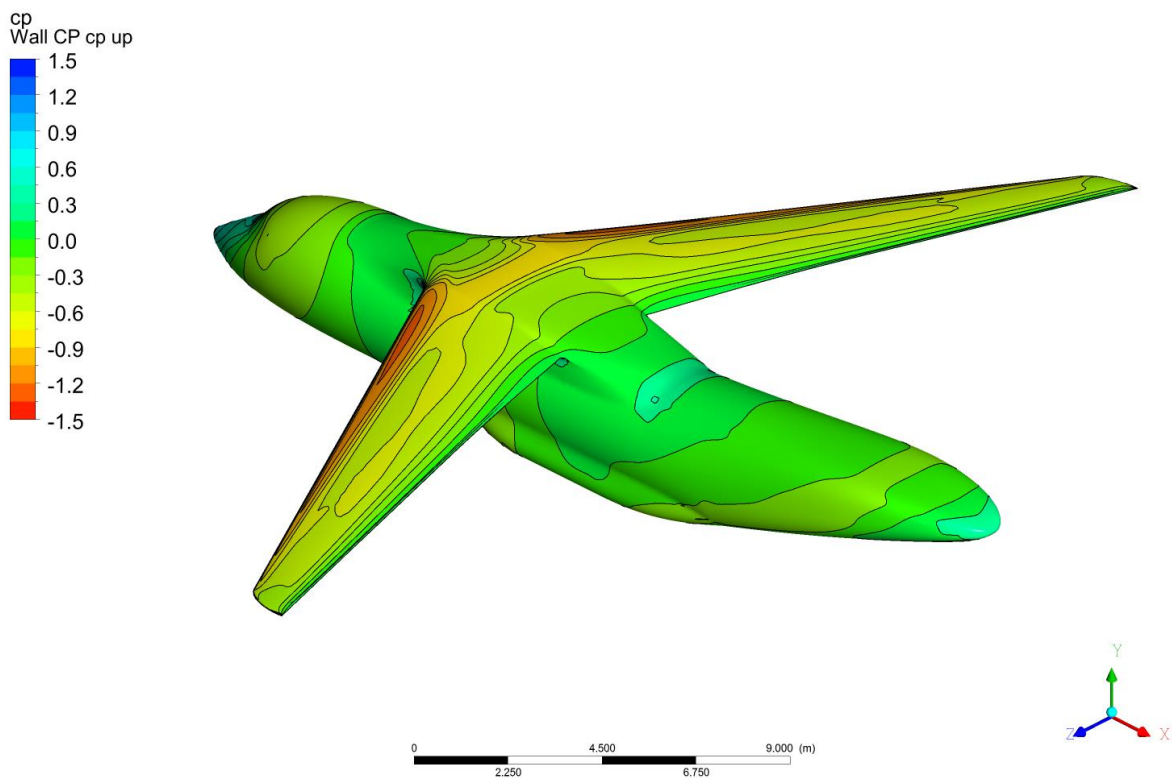


Рис. 16. Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску ( $C_p$ ) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд зверху)

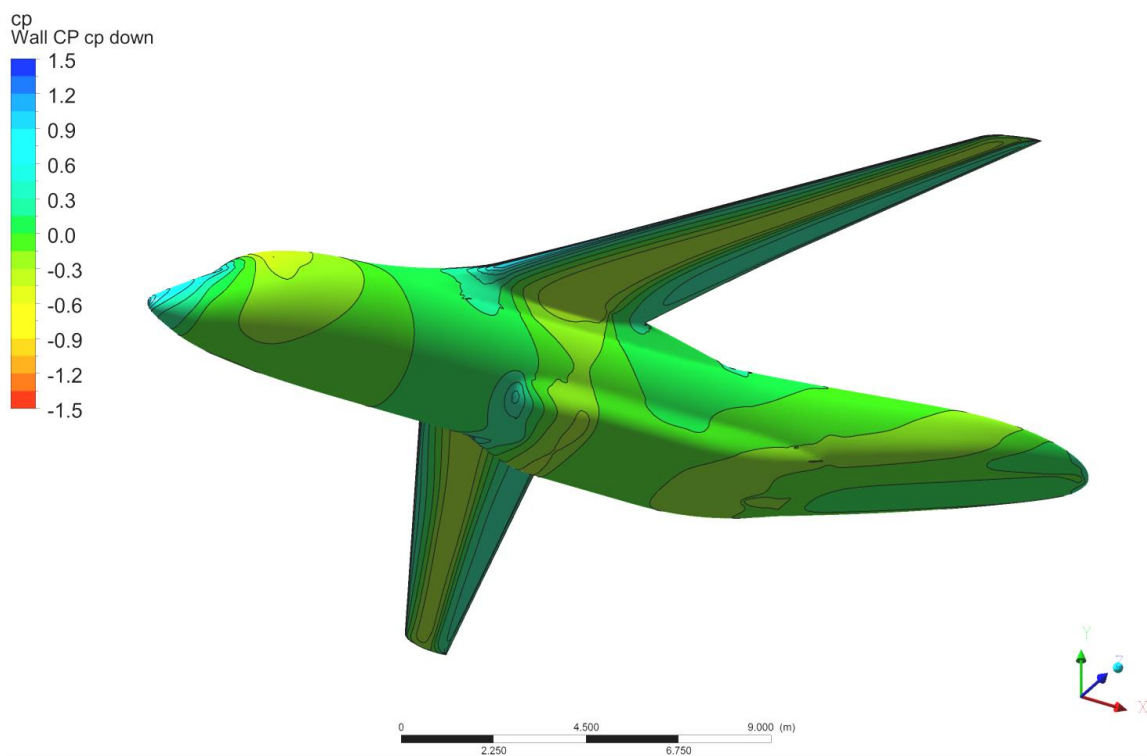


Рис. 17. Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску ( $C_p$ ) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд знизу)

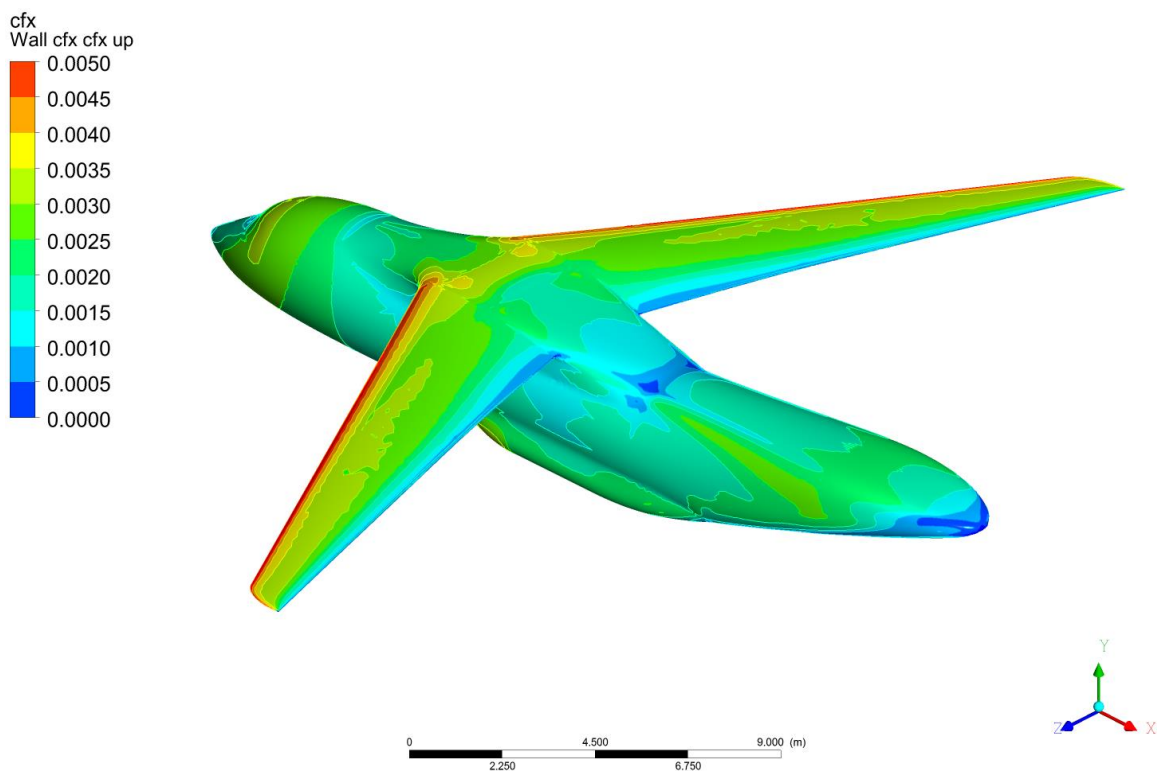


Рис. 18. Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя ( $C_{fx}$ ) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд зверху)

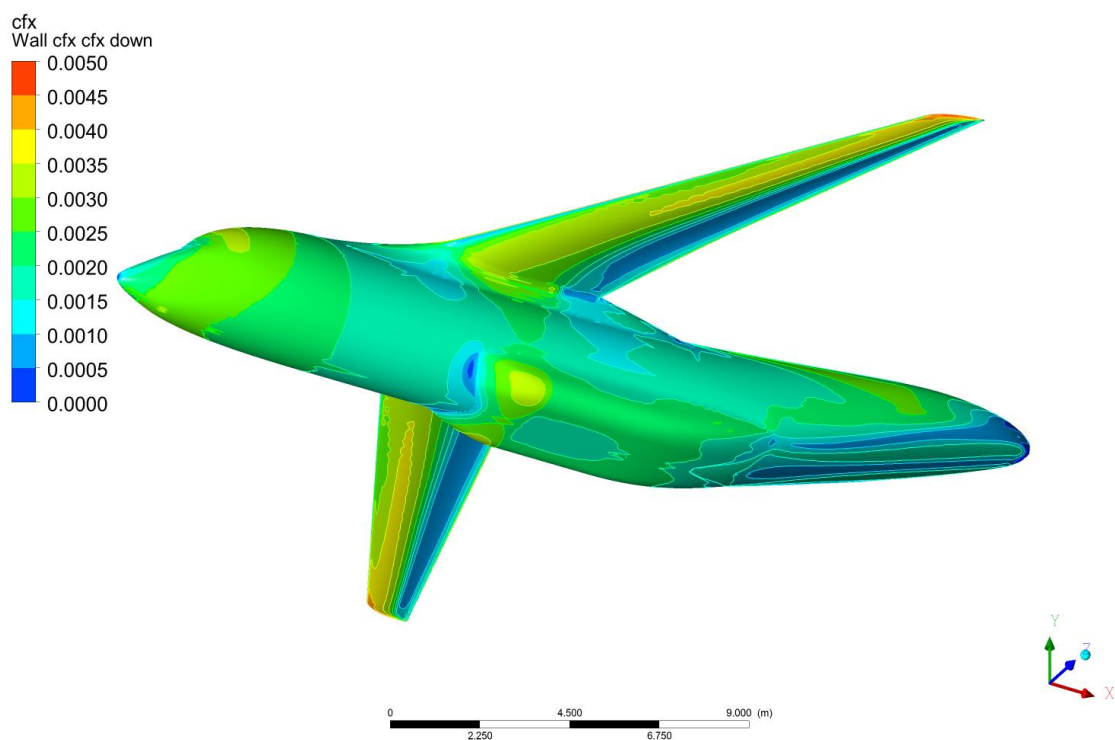


Рис. 19. Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя ( $C_{fx}$ ) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд знизу)



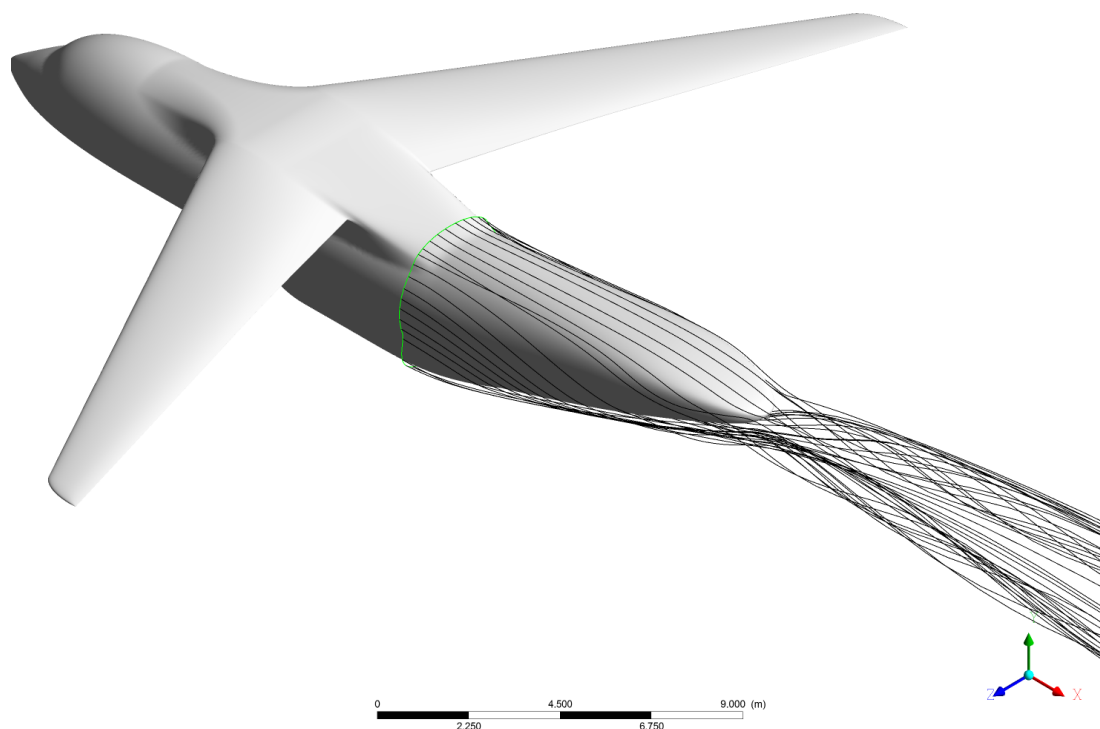


Рис. 20. Загальний вигляд розподілу ліній потоку на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд зверху)

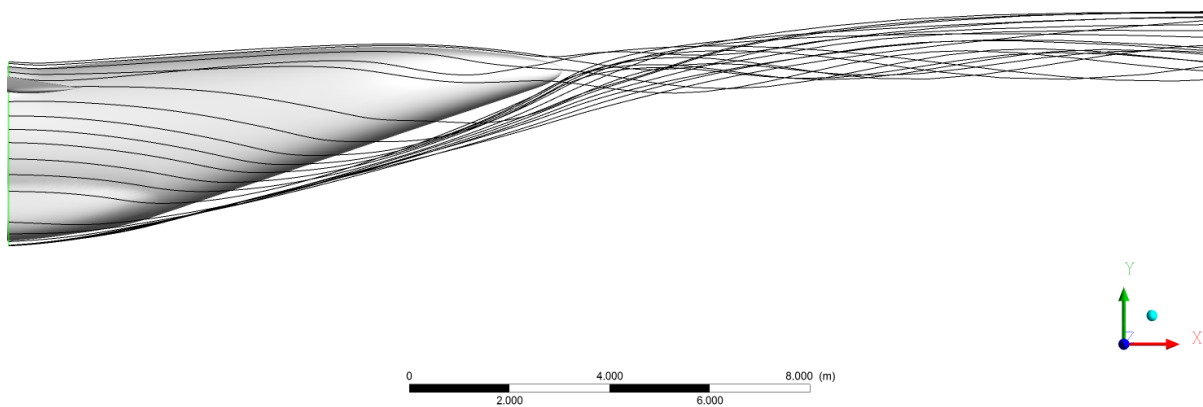
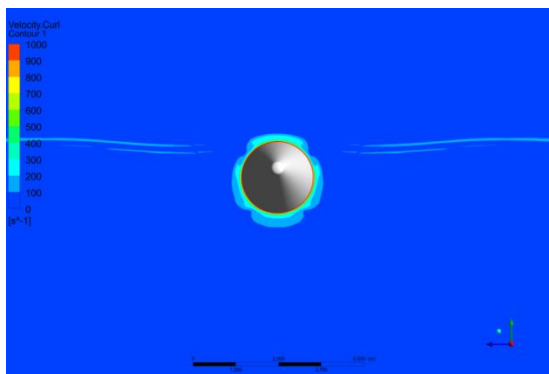
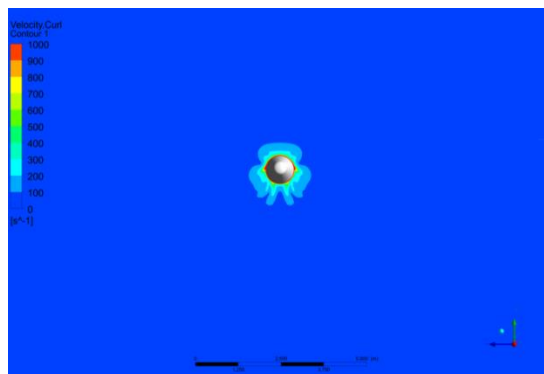


Рис. 21. Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при  $M = 0,75$ ,  $C_y = 0,5$ ,  $H = 11000$  м (вигляд збоку)

Також було виконано дослідження та порівняння інтенсивності вихрів в ФЗ (рис. 22) та геометрії хвостової частини фюзеляжу у різних виконаннях (рис. 23, 24).

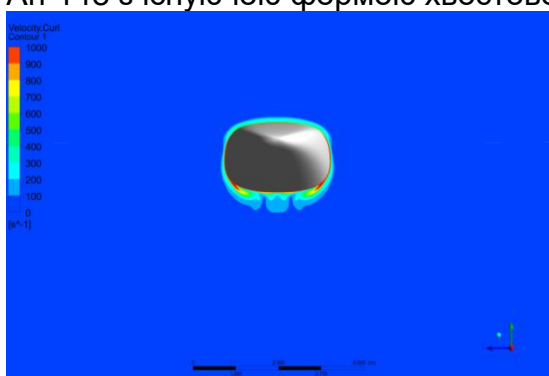


$x = 22$  (м)

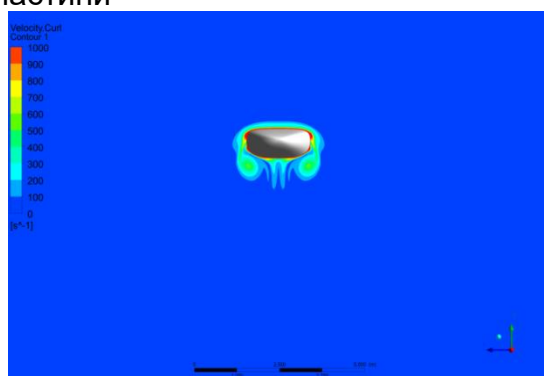


$x = 25$  (м)

Ан-148 з існуючою формою хвостової частини

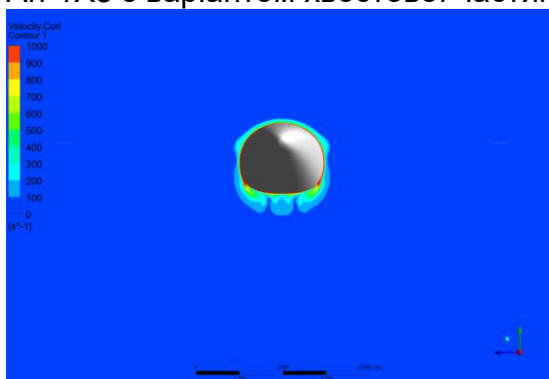


$x = 22$  (м)

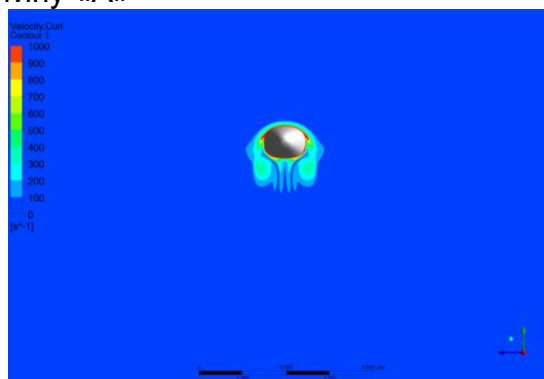


$x = 25$  (м)

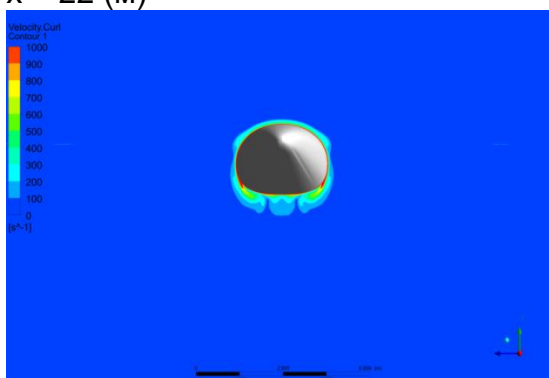
Ан-148 з варіантом хвостової частини типу «А»



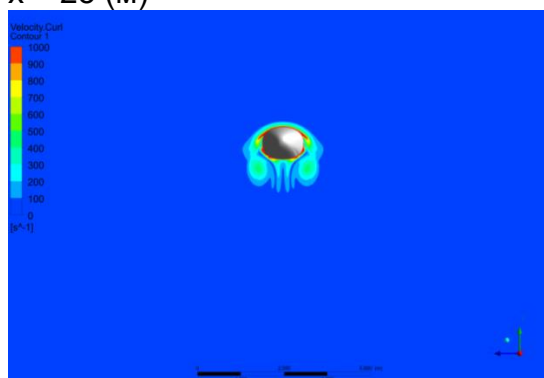
$x = 22$  (м)



$x = 25$  (м)



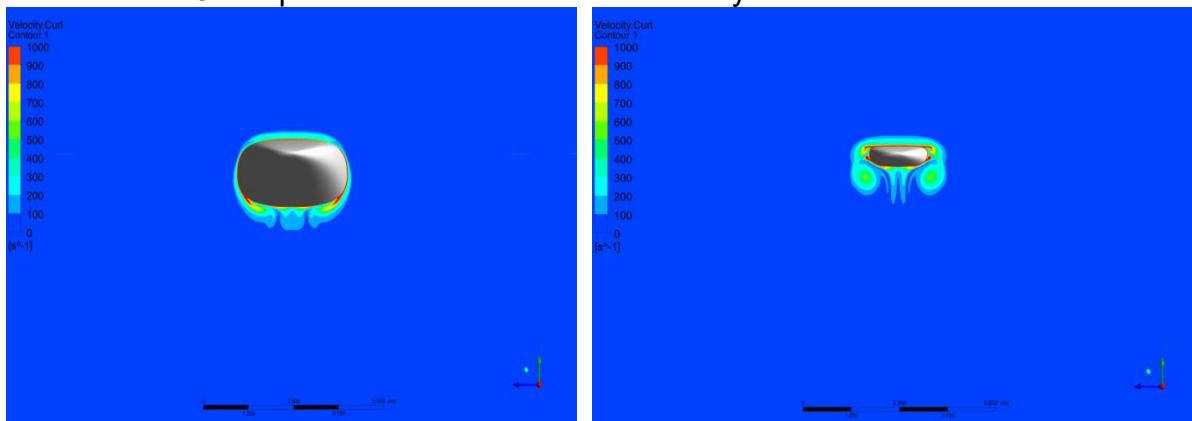
$x = 22$  (м)



$x = 25$  (м)

Рис. 22. Порівняння інтенсивності вихрів у перерізі, перпендикулярному до площини симетрії літака (відстань перерізу задається від носа літака), аркуш 1

Ан-1Х8 з варіантом хвостової частини типу «В»



x = 22 (м)

x = 25 (м)

Рис. 22. Аркуш 2

Ан-1Х8 з варіантом хвостової частини типу «D»

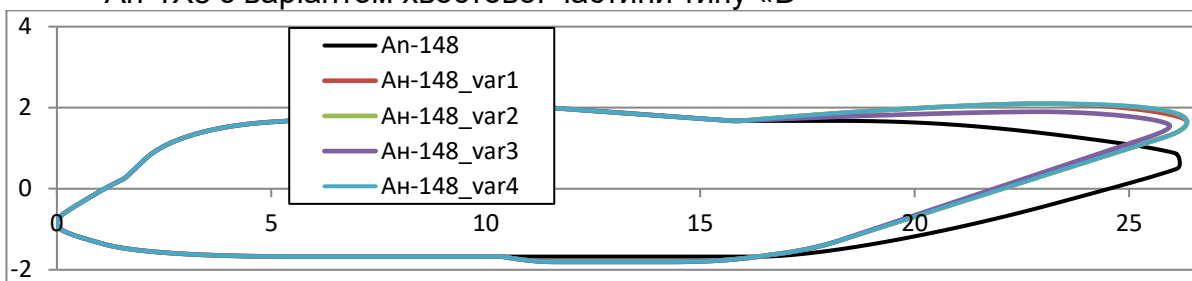


Рис. 23. Перерізи площини симетрії літака з різними формами хвостових частин

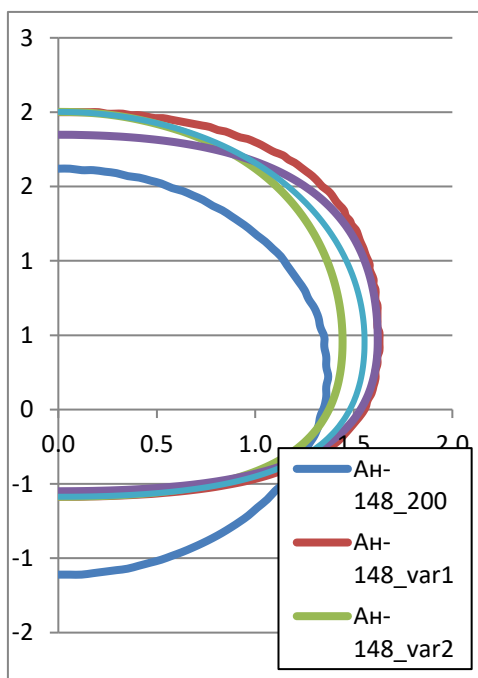


Рис. 24. Перерізи хвостової частини фюзеляжу літака Ан-1Х8 на відстані X = 20 м

Після проведення аеродинамічних розрахунків літака з різними типами хвостових частин [2], які були виконані на режимі крейсерського польоту на висоті 11000 метрів на швидкості  $M = 0,75$ , можна зробити такі висновки. Найбільшу аеродинамічну якість, яка в розрахунковій конфігурації становить 21,41 одиниці і взята як базова, має пасажирський літак Ан-148. У транспортних варіантів найбільший показник у варіанті зі схемами типів «Б» і «Д» становить 20,02 одиниці, що на 5,35 % гірше, ніж у базового варіанта. Далі іде конфігурація літака зі схемою типу «В», що має дещо гірші показники – 19,59 одиниць і 6,66 %. Ще гірші у схеми типу «А» – 19,04 одиниць і 8,71 %. І найгірші – у схеми типу «Е» – 18,96 одиниць і 9,07 % (рис. 23).

H= 11000 m								
M= 0.75								
<b>Ан1Х8-200</b>		Som=	389.062					
aoa	CY	CX	K					
1	0.38382	0.019742	19.44					
2	0.50949	0.023794	21.41					
<b>1.92448</b>	<b>0.49974</b>	<b>0.023427</b>	<b>21.33</b>					
<b>2.32235</b>	<b>0.54976</b>	<b>0.025558</b>						
<b>Ан1Х8-Тип А</b>		Som=	407.062					
aoa	CY	CX	K					
1	0.35526	0.022725	15.63					
2	0.48219	0.026157	18.43	<b>dCx</b>	<b>K AT-106</b>	<b>dK</b>	<b>dK %</b>	<b>K</b>
<b>2.14031</b>	<b>0.49994</b>	<b>0.026802</b>	<b>18.65</b>	0.00338	<b>15.43</b>	-1.46	-9.47	13.97
<b>2.53423</b>	<b>0.55014</b>	<b>0.028897</b>	<b>19.04</b>	0.00334	<b>15.59</b>	-1.36	-8.71	14.23
<b>Ан1Х8-Тип Б,Д</b>		Som=	397.97	8.9				
aoa	CY	CX	K					
1	0.36389	0.02133	17.06					
2	0.4902	0.02500	19.61	<b>dCx</b>	<b>K AT-106</b>	<b>dK</b>	<b>dK %</b>	<b>K</b>
<b>2.07759</b>	<b>0.499960</b>	<b>0.025371</b>	<b>19.71</b>	0.00194	<b>15.43</b>	-0.88	-5.70	14.55
<b>2.47344</b>	<b>0.550530</b>	<b>0.027501</b>	<b>20.02</b>	0.00194	<b>15.59</b>	-0.83	-5.35	14.76
<b>Ан1Х8-Тип Е</b>		Som=	401.68	12.62				
aoa	CY	CX	K					
1	0.35468	0.022876	15.50					
2	0.48177	0.02628	18.33	<b>dCx</b>	<b>K AT-106</b>	<b>dK</b>	<b>dK %</b>	<b>K</b>
<b>2.14338</b>	<b>0.50008</b>	<b>0.026916</b>	<b>18.58</b>	0.00349	<b>15.43</b>	-1.51	-9.78	13.92
<b>2.53678</b>	<b>0.55049</b>	<b>0.029029</b>	<b>18.96</b>	0.00347	<b>15.59</b>	-1.41	-9.07	14.18
<b>Ан1Х8-Тип В</b>		Som=	399.966	10.90				
aoa	CY	CX	K					
1	0.36031	0.021904	16.45					
2	0.48695	0.02548	19.11	<b>dCx</b>	<b>K AT-106</b>	<b>dK</b>	<b>dK %</b>	<b>K</b>
2.10305	0.50017	0.025944	19.28	0.00252	<b>15.43</b>	-1.12	-7.25	14.31
2.49787	0.55014	0.028076	19.59	0.00252	<b>15.59</b>	-1.04	-6.66	14.55

Рис. 25. Скріншот результатів програмних розрахунків аеродинамічних характеристик літака Ан-1Х8 з різними варіантами хвостової частини фюзеляжу

#### 4. Розрахунок масових характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу

##### 4.1. Алгоритм розрахунку площі, що омивається, $S_{om}$

Площа літака, що омивається, визначається як сума площ його частин, що омиваються:

$$S_{om} = S_f + S_{kr} + S_{mg} + S_{op} + S_{kap}. \quad (1)$$

Визначення площі, що омивається фюзеляжу  $S_f$ :

$$S_f = \left( \frac{l_f}{D_f} - 1 \right) \cdot 3.039 \cdot D_f^2, \quad (2)$$

де  $D_f$  – діаметр фюзеляжу (початкові дані);

$l_f$  – довжина фюзеляжу (початкові дані).

Визначення площі, що омивається, крила  $S_{kr}$ :

$$S_{kr} = S_{wing} \cdot 2 - (b_0 + b_{борт}) \cdot D_f / 2, \quad (3)$$

де  $S_{wing}$  – площа проєкції крила (початкові дані);

$l_{wing}$  – розмах крила (початкові дані);

$b_0$  – осьова хорда;

$b_{борт}$  – бортова хорда.

Визначення площі, що омивається, КАП:

$$S_{kap} = S_{wing} \cdot 0.02 \cdot 2. \quad (4)$$

Визначення площі, що омивається, гондол двигунів  $S_{mg}$ :

а) якщо двигун турбогвинтовий

$$S_{mg} = N_{mg} \cdot (2 \cdot S_{pil} + 3,14 \cdot D_{mg} \cdot l_{mg} \cdot 0,85 \cdot 0,9); \quad (5)$$

б) якщо двигун турбореактивний

$$S_{mg} = N_{mg} \cdot (2 \cdot S_{pil} + 3,14 \cdot D_{mg} \cdot l_{mg} \cdot 0,85); \quad (6)$$

де  $l_{mg}$  – довжина МГ (початкові дані);

$S_{pil}$  – площа одного пілона проєкційна (початкові дані);

$D_{mg}$  – діаметр МГ (початкові дані);

$N_{mg}$  – кількість двигунів (початкові дані).

Визначення площі, що омивається, оперення  $S_{op}$ :

а) Т-подібне оперення:

$$S_{op} = 2 \cdot S_{vo} + S_{go} \cdot 2; \quad (7)$$

б) палубне оперення:

$$S_{op} = 2 \cdot S_{vo} + S_{go} \cdot 1.65, \quad (8)$$

де  $S_{vo}$  – площа проєкції вертикального оперення.

$S_{go}$  – площа проєкції горизонтального оперення.

Якщо відомі довжина носової частини фюзеляжу  $L_{f_{нос}}$  і хвостової частини фюзеляжу  $L_{f_{хвост}}$ , то площа, що омивається, фюзеляжу може бути визначена за такими формулами:

1. ЦАГІ:

$$S_f = D_f^2 \cdot \pi \cdot \left( \lambda_f - 0,183 \cdot \frac{L_{f_{нос}}}{D_f} - 0,314 \cdot \frac{L_{f_{хвост}}}{D_f} \right). \quad (9)$$

2. AIRBUS:

$$S_f = D_f^2 \cdot \pi \cdot \left( \lambda_f - 0,26 \cdot \left( \frac{L_{f_{нос}}}{D_f} + \frac{L_{f_{хвост}}}{D_f} \right) \right). \quad (10)$$

3. Торенбик:

$$S_f = D_f \cdot \pi \cdot l_f \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_f}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{\lambda_f^2}\right),$$

$$\lambda_f = \frac{l_f}{D_f}. \quad (11)$$

#### 4.2 Статистичне оцінювання питомих характеристик фюзеляжу

Залежно від значення площі, що омивається, фюзеляжу ( $S_{ом}$ , м<sup>2</sup>) і попередньо вибраної злітної ваги літака ( $M_0$ , т) проводиться розрахунок маси ( $M_f$ , кг) і питомої маси ( $Q$ , кг/м<sup>2</sup>) конструкції фюзеляжу для транспортного літака згідно зі статистичними даними літаків «Ан».

Якщо площа, що омивається, фюзеляжу невідома, то її можна розрахувати за відомими значеннями діаметра і довжини фюзеляжу.

Формула розрахунку площі, що омивається, фюзеляжу:

$$S_{\phi} = \left(\frac{l_{\phi}}{D_{\phi}} - 1\right) \cdot 3,039 \cdot D_f^2, \quad (12)$$

де  $D_{\phi}$  – діаметр фюзеляжу (початкові дані);

$l_{\phi}$  – довжина фюзеляжу (початкові дані).

Усі наступні формули отримані шляхом апроксимації статистичних даних (табл. 3).

Формула розрахунку маси фюзеляжу для транспортного літака:

$$M_{\phi} = 8.0357 \cdot M_0^{0.2326} \cdot S_{ом}. \quad (13)$$

Таблиця 3

Статистичні данні

Літак	Злітна маса $M_0$ , т	Питома вага фюзеляжу $Q$ , кг/м <sup>2</sup>
Ан-26	24.0	17.06471
Ан-74	36.5	18.33000
Ан-12	61.0	20.30471
Ан-70	139.0	26.48966
Ан-22	225.0	28.27000
Ан-124	392.0	31.76000

Формула розрахунку маси фюзеляжу малого і середнього транспортного літака ( $M_0 < 150$ т):

$$M_{\phi} = 7,4775 \cdot M_0^{0.2519} \cdot S_{ом}. \quad (14)$$

#### 4.3 Розрахунок маси фюзеляжу вантажного літака схеми високоплан

Маса фюзеляжу визначається як сума мас оболонки  $M_{обол}$ , вирізів (двері, люки і т. д.)  $M_{вир}$ , підлоги  $M_{під}$ , центральної секції крила  $M_{цск}$ , обтічника шасі  $M_{обтш}$ , заднього вирізу  $M_{вир.зад}$  і маси додаткових зализів та іншого  $M_{зал.дод}$ :

$$M_{\phi} = M_{обол} + M_{вир} + M_{під} + M_{цск} + M_{обт.ш} + M_{вир.зад} + M_{зал.дод}. \quad (15)$$

Визначення маси оболонки фюзеляжу  $M_{обол}$ :

$$M_{обол} = M_{зл}^{0,25} \cdot M_{вант}^{0,17} \cdot D_{\phi}^{1,5} \cdot \lambda_{\phi} \cdot (P_{експ} \cdot 0,3 + 1) \cdot 11,5 \cdot k, \quad (16)$$

де  $k = 1$ , якщо  $M_{зл} > 80$  т, інакше  $k = M_{зл}^{0,1755} \cdot 0,4617$ .

Визначення маси вирізів. За цією методикою [3] передбачено врахування



маси таких елементів вирізів у фюзеляжі:

D – двері для пасажирів і екіпажу;

LP – передній вантажний люк у носовій частині фюзеляжу;

LZ – задній вантажний люк у хвостовій частині фюзеляжу;

AV – аварійний вихід;

I – ілюмінатор;

DG – двері вантажні.

Вантажні двері характеризуються кількістю  $n_B$ , висотою  $h_B$  і шириною вирізу  $b_B$ . Наступні формули наведено для всіх елементів вирізів у випадках герметичних ( $P_{\text{експ}} > 0$ ) і негерметичних ( $P_{\text{експ}} = 0$ ) відсіків фюзеляжу відповідно.

Маса дверей для пасажирів і екіпажу (D):

а) герметичний відсік:

$$M_D = P_{\text{експ}}^{0,5} \cdot 44,2 \cdot h_B \cdot b_B + 22,3 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5} \cdot 1,4; \quad (17)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_D = 9,765 \cdot h_B \cdot b_B + 14,9 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}. \quad (18)$$

Маса переднього вантажного люка у носовій частині фюзеляжу (LP):

а) герметичний відсік:

$$M_{LP} = P_{\text{експ}}^{0,5} \cdot 48,8 \cdot h_B \cdot b_B + 35,7 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}; \quad (19)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_{LP} = 9,765 \cdot h_B \cdot b_B + 14,9 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}. \quad (20)$$

Маса заднього вантажного люка у хвостовій частині фюзеляжу (LZ):

а) герметичний відсік:

$$M_{LZ} = P_{\text{експ}}^{0,5} \cdot 48,8 \cdot h_B \cdot b_B + 50,6 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}; \quad (21)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_{LZ} = 9,765 \cdot h_B \cdot b_B + 14,9 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}. \quad (22)$$

Маса аварійного виходу (AV):

а) герметичний відсік:

$$M_{AV} = P_{\text{експ}}^{0,5} \cdot 32,2 \cdot h_B \cdot b_B + 26,8 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5} \cdot 1,25; \quad (23)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_{AV} = 9,765 \cdot h_B \cdot b_B + 11,2 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}. \quad (24)$$

Маса ілюмінатора (I). Якщо ширина фюзеляжу не задана, то  $B_{\phi} = D_{\phi}$ :

а) герметичний відсік:

$$M_I = 23,8 \cdot h_B \cdot b_B \cdot B_{\phi}^{0,5}; \quad (25)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_I = 12,2 \cdot h_B \cdot b_B. \quad (26)$$

Маса вантажних дверей (DG):

а) герметичний відсік:

$$M_{DG} = P_{\text{експ}}^{0,5} \cdot 55,24 \cdot h_B \cdot b_B; \quad (27)$$

б) негерметичний відсік:

$$M_{DG} = 9,765 \cdot h_B \cdot b_B + 14,9 \cdot (h_B \cdot b_B)^{0,5}. \quad (28)$$

Важливо із загальної маси оболонки  $M_{\text{обол}}$  вирахувати масу оболонки для кожного вирізу:

$$M_{\text{вир.обол}} = h_B \cdot b_B \cdot Q_{\text{обол}}, \quad (29)$$

$$Q_{\text{обол}} = \frac{M_{\text{обол}}}{S_{\text{ом.обол}}}. \quad (30)$$

Якщо площа, що омивається, фюзеляжу не задана, то площу, що омивається, оболонки фюзеляжу розраховують за формулою

$$S_{\text{ом.фюз}} = S_{\text{ом.обол}} = \left( \frac{l_{\phi}}{D_{\phi}} - 1 \right) \cdot 3,039 \cdot D_f^2. \quad (31)$$

Визначення маси підлоги. За цією методикою враховуються наступні конфігурації підлоги:

PВ – вантажна підлога за наявністю багажників під підлогою;

PN – вантажна підлога на низинках шпангоутів;

PM – вантажна підлога для перевезення важких моновантажів.

В у всіх випадках маса підлоги  $M_{\text{під}}$  визначається як сума підлоги вантажного відсіку  $M_{\text{підл.вант}}$  і кабіни екіпажу  $M_{\text{підл.екіп}}$ :

$$M_{\text{під}} = M_{\text{підл.вант}} + M_{\text{підл.екіп}}. \quad (32)$$

Маса вантажної підлоги за наявністю багажників під підлогою (PB):

$$M_{\text{підл.вант}} = 81,8 \cdot b_{\text{підл}} \cdot m_{\text{вант}}^{0,5}, \quad (33)$$

$$M_{\text{підл.екіп}} = l_{\text{каб}} \cdot b_{\text{підл}} \cdot 0,8 \cdot 0,5 \cdot Q_{\text{під}}, \quad (34)$$

$$Q_{\text{підл}} = \frac{l_{\text{підл}} \cdot b_{\text{підл}}}{M_{\text{підл.вант}}}. \quad (35)$$

Маса вантажної підлоги на низинках шпангоутів (PN):

$$M_{\text{підл.вант}} = (l_{\text{підл}} \cdot b_{\text{підл}})^{1,045} \cdot 15, \quad (36)$$

$$M_{\text{підл.екіп}} = l_{\text{каб}} \cdot b_{\text{підл}} \cdot 0,8 \cdot 0,5 \cdot Q_{\text{під}}, \quad (37)$$

$$Q_{\text{під}} = \frac{l_{\text{підл}} \cdot b_{\text{підл}}}{M_{\text{підл.вант}}}. \quad (38)$$

Маса вантажної підлоги для перевезення важких моновантажів (PM):

$$M_{\text{підл.вант}} = (l_{\text{підл}} \cdot b_{\text{підл}})^{1,045} \cdot 20, \quad (39)$$

$$M_{\text{підл.екіп}} = l_{\text{каб}} \cdot b_{\text{підл}} \cdot 0,8 \cdot 0,5 \cdot Q_{\text{під}}, \quad (40)$$

$$Q_{\text{під}} = \frac{M_{\text{підл.вант}}}{l_{\text{підл}} \cdot b_{\text{підл}}}. \quad (41)$$

Маса ЦСК:

$$M_{\text{ЦСК}} = (\chi_{0,25} + 2)^{0,17} \cdot 6,8 \cdot M_0. \quad (42)$$

Маса обтічників шасі:

$$M_{\text{обт.ш}} = S_{\text{обт.ш}} \cdot Q_{\text{обт.ш}} \quad (43)$$

Якщо площа, що омивається, обтічників шасі  $S_{\text{обт.ш}}$  не задана, то її розраховують за такою формулою:

$$S_{\text{обт.ш}} = 2,097 \cdot n_{\text{стієк}}^{0,487} \cdot M_0^{0,572}. \quad (44)$$

Питому вагу обтічників шасі  $Q_{\text{обт.ш}}$  визначають за формулою

$$Q_{\text{обт.ш}} = (V_{\text{кр max}} + 100)^{0,7529} \cdot 0,0401, \quad (45)$$

якщо  $Q_{\text{обт.ш}} < 4,9$ , то береться  $Q_{\text{обт.ш}} = 4,9$ .

Маса заднього вирізу:

$$M_{\text{вир}} = (2 \cdot P_{\text{експ}} + 1) \cdot L_{\text{вир.хв}} \cdot b_{\text{пол}}^2 \cdot M_0^{0,25} \cdot 9,4/D_{\phi}. \quad (46)$$

Маса ліхтаря, залізів та іншого ( $M_{\text{л зал інш}}$ ):

$$M_{\text{інш}} = 2,8 \cdot D_{\phi}^2 \cdot \lambda_{\phi} \cdot 1,26 + \left( 1 + \frac{100}{340} \cdot \frac{Q_{\text{обт.ш}}}{5} - \frac{100}{340} \right), \quad (47)$$

$$M_{\text{інш}} = 3,528 \cdot D_{\phi} \cdot l_{\phi} \cdot (0,705882 + 0,058824 \cdot Q_{\text{обт.ш}}). \quad (48)$$

Результатом стали розрахунки маси хвостової частини фюзеляжу для всіх варіантів та їх порівняння, які зведено в табл. 4.

Таблиця 4

## Характеристики мас та поверхонь, що омиваються

	ФЗ Ан-148	ФЗ Тип А	ФЗ Тип Б	ФЗ Тип В	ФЗ Тип Д	ФЗ Тип Е
$\sum S_{\text{ом. ФЗ}}, \text{м}^2$	74,4	90,1206	79,9572	82,3855	79,9572	85,0073
$m \text{ ФЗ}, \text{кг}$	1650	2374,41	1873,47	1958,52	1933,42	2169
%	100	143,9	113,5	118,7	117,18	131,45

У результаті аналізу масових, аеродинамічних та експлуатаційних характеристик літака у першому наближенні було прийнято, що найбільш оптимальною схемою вантажного люка і хвостової частини фюзеляжу для транспортної модифікації літака Ан-1Х8 є тип «Д». Це пов'язано з тим, що він наряду з типом «Б» має найвищі показники аеродинамічної якості, дещо гірші вагові показники, ніж у типу «Б», але кращі, ніж у решти варіантів. Крім цього, така схема забезпечує високі експлуатаційні показники за рахунок невеликої кількості рухомих агрегатів і, як результат, простішої системи керування, зручності завантаження колісної техніки завдяки розкладці гермотрапа.

Для прийняття кінцевого рішення необхідно виконати розрахунок центрування літака.

Розрахунок центрування літака проведено у певній послідовності [1].

Положення центрів маси всіх частин літака, агрегатів і вантажів визначаються за кресленням компонування. При заповненні центрувальних відомостей урахувано маси й положення всіх агрегатів, обладнання, комерційного та службового навантаження.

Центрувальні відомості складено для таких випадків:

- 1) порожній літак,  $m_{\text{пор}} = 21 \text{ т}$ ;
- 2) зліт, шасі випущено, максимальне комерційне навантаження,  $m_0 = 40 \text{ т}$ ;
- 3) набір висоти, шасі прибрано, політ на максимальну дальність,  $m_0 = 40 \text{ т}$ ;
- 4) посадка, шасі випущено, вантаж в передній частині вантажної кабіни,  $m_0 = 33 \text{ т}$ ;
- 5) зниження, шасі прибрано, вантаж у хвостовій вантажній кабіні,  $m_0 = 33 \text{ т}$ .

Координати центру маси літака визначають як  $x_{\text{ц.м}} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$ .

Центрування літака розраховують за формулою

$$x = \frac{x_{\text{ц.м}} - x'_a}{b_a}, \quad (49)$$

де  $x'_a = 10\,585 \text{ мм}$  – координата носка САХ відносно носка фюзеляжу;

$b_a = 3\,401 \text{ мм}$  – середня аеродинамічна хорда.

Вертикальне положення центру маси  $y_{\text{ц.м}}$  визначають так само.

Складаємо центрувальні відомості для всіх агрегатів. У табл. 5 наведено значення мас і координати для злітної конфігурації. У інших конфігураціях положення центру мас шасі і маса палива змінюються відповідно до випадку компонування. Розглянемо найбільш характерні випадки завантаження літака. Результати розрахунків наведено в табл. 6.

Результати розрахунків центрування показано на рис. 26 у вигляді діаграми експлуатаційного центрування.

Базуючись на отриманих даних, зробимо попередній висновок про статичну стійкість і керованість літака. Умова стійкості літака має вигляд

$$\bar{x}_F - \bar{x}_{\text{ц.м.г.з}} = 0,04 - 0,06,$$

де  $\bar{x}_{\text{ц.м.г.з}}$  – граничне заднє центрування.

Таблиця 5

## Центрувальна відомість

Найменування	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$m_i \times x_i$ , кг·м	$y_i$ , м	$m_i y_i$ , кг·м
Конструкція планера					
Крило	3942	11,986	47248,81	4,031	15890
Фюзеляж	4106,25	12,5	51328,13	2,333	9580
ГО	592,32	14,683	8697,035	8,079	4785
ВО	623,13	11,817	7363,527	5,618	3501
Оперення	1215,45		16060,56		8286
Шасі	1543,95		15744,28		446
Носовий стояк	308,79	2,435	751,9037	0,395	122
Основні стояки	1235,16	12,138	14992,37	0,262	324
Силова установка	3849,14	8,062	31031,77	2,533	9750
ВСУ	80	25,897	2071,76	3,12	250
Планер	14736,79		163485,3		34202
Обладнання					
Радіолокаційне обладнання	500	1,4	700	1,862	931
Радіообладнання	300,44	3,78	1135,663	1,872	562
Електрообладнання	553	3,9	2156,7	1,493	826
Електронне обладнання	296	3,2	947,2	1,603	474
Навігаційне обладнання	356	3,2	1139,2	2,235	796
Кабіна екіпажу	334	2,1	701,4	3,03	1012
Загальне обладнання	550	15,6	8580	2,364	1300
Обладнання вантажної кабіни	<b>2340</b>	13,6	31824	2,35	5499
Маса обладнання сумарна	5229,44		47184,16		11400
Порожній літак без екіпажу, палива, корисного навантаження, сума	19966,23		210669,5		55602
				1,862	931
				1,872	562
			1,493	826	
Паливо					
Консоль ліва	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Консоль права	2461,63	12,195	30019,58	4,12	10142
Центроплан	955,43	10,156	9703,347	4,35	4156
Маса палива	6188,094		73515,68	4,1	25371
Комерційне навантаження та екіпаж	8900	13,434	119562,6	2,35	20915
Злітна маса, шасі випущено	35054		403747,7		122172
Координата ц.м.	$x_{ц.м.}$ , м	11,518	$y_{ц.м.}$ , м	3,485	
Центрування	$\bar{x}_{ц.м.}$	0,274	$\bar{y}_{ц.м.}$	–	0,181

Таблиця 6

## Характерні випадки завантаження літака

№ п/п	Корисне навантаження, кг	Шасі	Паливо	$x_{ц,м}$ , мм	$\bar{x}_{ц,м}$	$y_{ц,м}$ , мм	$\bar{y}_{ц,м}$
1	Пустий літак	Випущено	не має	10 551	0,31	3,485	-0,2058
2	7300	Випущено	100 %	11 517	0,41	3,435	-0,1925
3	10000	Прибрано	100 %	11 511	0,25	3,455	-0,1476
4	8500	Прибрано	10 %	11 440	0,22	3,65	-0,1471
5	9000	Випущено	10 %	11 448	0,4	3,59	-0,15

Для літака, що проєктується, параметри стійкості становлять:

- положення фокуса – 0,4625;
- граничне заднє центрування – 0,41.

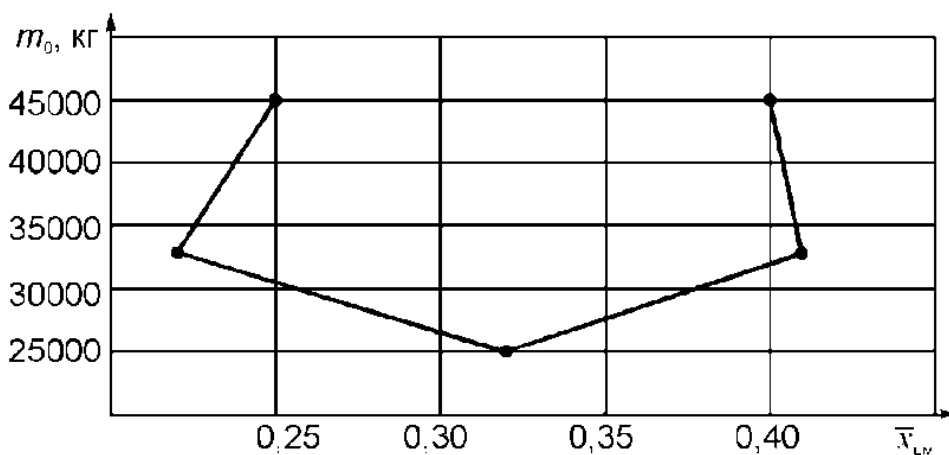


Рис. 26. Діапазон центрувань

Літак є статично стійким і таким, що керується у розглянутому діапазоні випадків завантаження літака. Різниця відносних координат аеродинамічного фокуса та граничного заднього центрування становить 0,0525.

### Висновки

Запропоновано метод проєктування модифікації літака на базі існуючого сімейства літаків транспортної категорії. В основу методу покладено підбір оптимальних параметрів вантажної кабіни літака та вибір форми хвостової частини фюзеляжу для проєктованого літака. Виконано попереднє проєктування регіонального транспортного літака як варіант розширення сімейства літаків Ан-1Х8. Сформовано перелік уніфікованих вузлів та агрегатів планеру.

Метод проєктування випробувано з використанням параметрів літаків АТ «Антонов» сімейства Ан-1Х8 та інших транспортних літаків. Основні дослідження було зосереджено на виборі оптимальних параметрів хвостової частини фюзеляжу та вантажного люку. Так як ці частини є визначними для десантно-транспортного літака. Порівняння результатів розрахунків за методом, що пропонується, із параметрами існуючих літаків сімейства Ан-1Х8 свідчить про коректність розробленого методу й результатів розрахунків.

Як результат проєктована модифікація літака характеризується сучасною аеродинамічною конфігурацією, застосуванням економічних двигунів. Та ввібрала найкращі елементи сімейства літаків, а саме – сучасне пілотажно-

навігаційне обладнання й обладнання радіозв'язку, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційної системи керування польотом дають змогу застосовувати його на будь-яких повітряних трасах, у простих і складних метеоумовах, вдень і вночі, а також на маршрутах із високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту екіпажу.

Транспортна ефективність літака забезпечується на рівні середньостатистичного використання транспортних літаків і досягається раціональним компонуванням вантажної кабіни, оптимальністю схеми вантажного люка, складом завантажувально-розвантажувального обладнання. Це дає змогу перевозити велику номенклатуру вантажів та, як результат, забезпечує багатофункціональне використання літака. Літак повністю відповідає нормам льотної придатності АПУ-25, FAR-25, CS-25.

Порівняно з Ан-74Т-200 літак має наступні переваги:

швидкість польоту та продуктивність вище на 36...38 %;

витрати палива для польоту 10 т x 1000 км на 15 % менше;

дальність польоту з 10 т навантаження в 2,3 рази більше;

більші габарити вантажної кабіни та як результат значно більшу номенклатуру вантажів.

Результати розрахунків свідчать про те, що всі основні технічні характеристики літака є кращими за характеристики літаків-аналогів. Тому запропонований метод можна вважати робочим для використання при проектуванні сучасних транспортних літаків.

### Список літератури

1. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории. Ч. 2. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – ГП «Антонов», Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2014. – С. 325.

2. Лепяхов, Ю. С. Построение геометрической формы фюзеляжа / Ю. С. Лепяхов. – АНТК «Антонов», 2012. – С. 107.

3. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. пособие. В 2 ч. / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч. 1. – 368 с.

4. Авіаційні правила України. Частина 25 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-25 (Part-25) [Електронний ресурс]. – Умови доступу: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25\\_27\\_06\\_2019.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25_27_06_2019.pdf)

5. Метод построения математической модели теории хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории / С. А. Бычков, А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. В. Балун, А. И. Рабичев, Д. С. Конышев, В. С. Долгих // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2017. – Вып. 78. – С. 5–17.

### References

1. Kiva, D. S. Nauchnye osnovy integrirovannogo proektirovaniya samoletov transportnoj kategorii. Ch. 2. / D. S. Kiva, A. G. Grebenikov. – GP «Antonov», Nac. aerokosm. un-t «HAI». – 2014. – S. 325.



2. Lepyahov, Yu. S. Postroenie geometricheskoy formy fyuzelyazha / Yu. S. Lepyahov. – ANTK «Antonov», 2012. – S. 107.

3. Osnovy obshchego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dviga-telyami : ucheb. posobie. V 2 ch. / P. V. Balabuev, S. A. Bychkov, A. G. Grebenikov i dr. – Harkov : Nac. aerokosm. un-t «HAI», 2003. – Ch. 1. – 368 s.

4. Aviacijni pravila Ukrayini. Chastina 25 «Sertifikaciya povitryanih suden, pov'yazanih z nimi virobiv, komponentiv ta obladnannya, a takozh organizacij rozrobnika ta virobnika» APU-25 (Part-25) [Elektronnij resurs]. – Umovi dostupu: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25\\_27\\_06\\_2019.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25_27_06_2019.pdf)

5. Metod postroeniya matematicheskoy modeli teorii hvostovoj chasti fyuzelyazha samoletov transportnoj kategorii / S. A. Bychkov, A. Z. Dvejrin, V. A. Kostyuk, A. V. Balun, A. I. Rabichev, D. S. Konyshev, V. S. Dolgih // Otkrytye informacionnye i kompyuternye integrirovannye tehnologii : sb. nauch. tr. / Nac. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – Harkov, 2017. – Vyp. 78. – С. 5–17.

Надійшла до редакції 20.12.2024; розглянута на редколегії 20.12.2024

## **The method of designing the aircraft modification based on the existing family of transport category passenger aircraft**

The paper presents a method of creating a transport aircraft based on an existing family of passenger aircraft that provides for the possibility of determining the optimal parameters of the tail section of the fuselage and the fuselage itself. The family of domestic regional passenger airplanes AN-1X8 was taken as a basis. The unification of components and assemblies of the designed aircraft with the existing family of aircraft is described, the range of transported cargo and operating conditions are analyzed. At the stage of the preliminary design, based on statistical data, 5 variants of the fuselage tail sections with different schemes of sealed cargo doors were developed. A master geometry of each of the 5 tail sections was developed, taking into account the design features of a particular cargo door scheme. Aerodynamic studies of the flow of a separate model of the aircraft (fuselage, wing, landing gear fairing) of all 5 variants were carried out to determine the distribution of the pressure and friction coefficient on the fuselage surface, to assess the accompanying jet behind the fuselage, the formation of vortices and their intensity. Based on the results of the aerodynamic studies, appropriate conclusions were made about the aerodynamic perfection of the fuselage tail sections. Next, the weight characteristics of each of the fuselage tail sections were evaluated and the centering of the aircraft was checked. Considering, in addition to aerodynamic and weight characteristics, the operational features and characteristics of the designed aircraft, the most optimal fuselage tail shape and cargo hatch layout for the new aircraft was selected. This approach made it possible to select the optimal fuselage parameters for the new aircraft, which significantly improved its technical characteristics and, consequently, its competitive capabilities. In addition, this design method ensures high optimization of financial and production costs, since a significant number of existing developments are used to create a new aircraft.

**Keywords:** jet transport aircraft, pressurized cargo cabin, fuselage tail section, cargo door, aerodynamic quality.

**Відомості про авторів:**

**Бойко Олександр Олександрович** – інженер-конструктор I-ї категорії, Акціонерне тов-во «АНТОНОВ», Київ, Україна. E-mail: [alex0017alex@gmail.com](mailto:alex0017alex@gmail.com).

**Гребеніков Олександр Григорович** – доктор технічних наук, професор кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна. E-mail: [agrebenikov@ukr.net](mailto:agrebenikov@ukr.net) ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Конишев Дмитро Сергійович** – заступник директора з питань проектно-конструкторської роботи, ТОВ «Спектронікс», аспірант кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна. E-mail: [d.s.konyshev@gmail.com](mailto:d.s.konyshev@gmail.com), ORCID 0000-0002-4537-532X.

**Філіппов Микита Ігорович** – провідний конструктор, Акціонерне товариство «АНТОНОВ», Київ, Україна. E-mail: [philippov.nic@gmail.com](mailto:philippov.nic@gmail.com).

**Філь Сергій Андрійович** – кандидат технічних наук, Головний конструктор з перспективного проектування, Акціонерне товариство «АНТОНОВ», Київ, Україна. E-mail: [fil@antonov.com](mailto:fil@antonov.com). ORCID 0000-0002-2252-2032.

### About the authors

**Oleksandr Boyko** – design engineer of the 1st category, "ANTONOV" Joint Stock Company, Kiev, Ukraine. E-mail: alex0017alex@gmail.com.

**Oleksandr Grebenikov** – Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine. E-mail: agrebenikov@ukr.net. ORCID: 0000-0002-1509-0665.

**Dmytro Konyshev** – Deputy Director for Design and Development, Spectronics LLC, PhD student at the Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University "KhAI". Kharkiv, Ukraine. E-mail: d.s.konyshev@gmail.com. ORCID 0000-0002-4537-532X.

**Mykyta Filippov** – leading designer, "ANTONOV" Joint Stock Company, Kyiv, Ukraine. Email philippov.nic@gmail.com.

**Sergiy Fil** – Candidate of Engineering Sciences (Ph.D.), Chief designer of perspective design, "ANTONOV" Joint Stock Company, Kiev, Ukraine. E-mail: fil@antonov.com. ORCID 0000-0002-2252-2032.