

Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України

Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

КОНИШЕВ ДМИТРО СЕРГІЙОВИЧ

УДК 629.735.33.01 (043)

ДИСЕРТАЦІЯ

МЕТОД ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

05.07.02 – проєктування, виробництво та випробування літальних апаратів
13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів наведено посилання на відповідне джерело

_____ Д. С. Конишев

Науковий керівник

Гребеніков Олександр Григорович, доктор технічних наук, професор

Харків – 2025

АНОТАЦІЯ

Конішев Д. С. Метод інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проєктування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2025.

Дисертаційну роботу присвячено розробленню методу інтегрованого проєктування та конструювання хвостових частин фюзеляжу літаків транспортної категорії за допомогою комп'ютерних систем, що забезпечує підвищення його ефективності.

Основною задачею дисертаційної роботи являється розроблення методу інтегрованого проєктування хвостових частин фюзеляжу літаків транспортної категорії за допомогою комп'ютерних систем, що забезпечує підвищення ефективності існуючих методів проєктування фюзеляжів. Цього суттєво потребує сучасний ринок авіаційних вантажних перевезень, насамперед, міжнародні авіатранспортні компанії, які здебільшого експлуатують вживані переобладнані літаки. Адже забезпечення конкурентоспроможності вимагає зниження тарифів на перевезення та мінімізації строків доставки і, як наслідок, зменшення витрат на закупку техніки, її комплектуючих і часу обслуговування. Тому вибір мети цієї роботи обумовлений потребою виробників авіаційної техніки у впровадженні сучасних інтегрованих комп'ютерних систем на всіх етапах життєвого циклу літака і актуалізації існуючих методів проєктування з урахуванням сучасного рівня розвитку науки і техніки заради підвищення конкурентоспроможності їх розробок. При цьому, позитивну роль відіграє й сімейність літаків певного типу.

Тема дисертаційної роботи пов'язана з виконанням держбюджетних тем № ДР 0113U001047 «Методологія створення аванпроєкту літака для місцевих повітряних ліній за допомогою інформаційних технологій» і № ДР 0118U004041 «Методологія інтегрованого проєктування, конструювання та моделювання за

допомогою сучасних систем CAD\CAM\CAE високоефективної авіаційної техніки», затверджених Постановою КМУ від 01.09.2021 № 951 щодо «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на 2021 – 2030 роки», затвердженої Постановою КМУ від 01.09.2021 № 951; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Дисертаційна робота є частиною комплексу робіт з розрахунково-експериментальних досліджень, пов'язаних з розширенням сімейства регіональних реактивних літаків Ан-1Х8.

Проведено аналіз методів, що використовуються у проєктуванні хвостової частини фюзеляжу сучасних реактивних і гвинтових літаків транспортної категорії з урахуванням вимог нормативної документації та особливостей конструкції й компонування хвостової частини фюзеляжу та транспортних літаків в цілому. Розробка науково обґрунтованого методу інтегрованого проєктування надасть можливість розробки необхідної схеми теоретичної побудови хвостової частини фюзеляжу в залежності від прийнятої схеми вантажного люка.

За результатами опрацювання літературних джерел зроблено висновки, а також обґрунтовано мету та задачі дослідження.

Представлений метод надає можливість зменшити час на розробку та будівництво нового транспортного літака; заощаджувати ресурси при його серійному випуску та експлуатації за рахунок уніфікації конструкції літаків сімейства. Такий підхід широко використовується в автомобілебудуванні (наприклад, VAG Group) та світовими лідерами в авіабудуванні – компаніями Boeing (сімейство літаків Boeing 737) і Airbus (літаки сімейства Airbus A320).

Виконано аналіз наявних типів транспортних літаків за їх конструктивними та експлуатаційними особливостями. За результатами аналізу виконано систематизацію та класифікацію типів вантажних люків залежно від їх розташування та конструктивних особливостей. Цей аналіз показав, що тип вантажного люка і його розміщення залежать від логістичних завдань, які виконує літак, і тим самим показав взаємозв'язок схеми і типу вантажного люка з його

транспортними можливостями.

Проведений аналіз дав змогу виділити в окрему групу хвостові вантажні люки, які мають найбільший вплив на формування хвостової частини фюзеляжу транспортних літаків та їх технічні можливості, у тому числі й літака в цілому, при виконанні тих або інших логістичних завдань. Крім цього, було виділено і класифіковано групу найбільш поширених типів вантажних люків сучасних літаків з герметичним фюзеляжем.

На основі аналізу виділено основні складові частини вантажних люків та хвостової частини фюзеляжу. Визначено їх параметри та принципи їх задання та розрахунку. Також при використанні викладеної теорії забезпечується швидка зміна та адаптація як наявного варіанта літака під необхідні вимоги та умови для транспортного літака, так і створення нового типу.

У роботі розроблено метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії, що містить: параметричне моделювання, аналіз маси конструкції фюзеляжу, аналіз аеродинамічного обтікання фюзеляжу, синтез конфігурації хвостової частини з урахуванням транспортних вимог до літака, вимог до обладнання, компоновання і умов завантаження-розвантаження, десантування.

Автором здійснено аналіз особливостей забезпечення аеродинамічних характеристик і паливної ефективності легкого транспортного літака з урахуванням вимог до його транспортних характеристик, умов завантаження-розвантаження, десантування. Розроблено оптимальну конфігурацію хвостової частини фюзеляжу, що забезпечує максимальну ефективність за мінімальною масою та аеродинамічним опором на крейсерському режимі польоту зі швидкістю до 850 км/год ($M = 0,8$) та відповідає транспортним задачам літака. Значення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі польоту становить $K_{\text{крейс}} = 14,76$, що відповідає світовому рівню для літаків такого класу.

Реалізація розробленого методу інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії дало змогу створити проєкт легкого транспортного літака як розширення сімейства літаків Ан-1Х8 відповідно

до вимог діючої нормативної документації АПУ-25, CS-25 та забезпечити його високі льотно-технічні та експлуатаційні характеристики.

Відпрацьовано й впроваджено нові методи параметричного моделювання та інженерного аналізу фюзеляжу з урахуванням особливостей хвостової частини. Параметричне моделювання виконано із застосуванням комп'ютерних систем і сучасних систем інтегрованого проєктування та інженерного аналізу: Siemens NX, CATIA, ANSYS, NASTRAN, що дозволило забезпечити високу точність геометричних моделей та автоматизовану зміну їх параметрів. У такий спосіб зменшено трудомісткість і збільшено обсяг проведених досліджень. Освоєно і впроваджено нові методи розрахунку аеродинамічних і масових характеристик агрегата. Для аналізу цих характеристик використано скінченноелементні моделі, що дозволило краще врахувати особливості форми та конструкції хвостової частини літака, забезпечити високу точність розрахунків і можливість порівняння отриманих даних із математичною моделлю. Наведено результати дослідження впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літака, що дозволяє визначити їх раціональні значення з урахуванням вимог Авіаційних правил та інших стандартів.

Наукова новизна отриманих результатів дисертаційної роботи:

1. Уперше при створенні літаків транспортної категорії з хвостовим вантажним люком розроблено і використано узагальнений метод інтегрованого проєктування та конструювання хвостової частини фюзеляжу, яка за допомогою математично описаних параметрів дає можливість створення тієї чи іншої моделі майстер-геометрії хвостової частини під конкретно вибрану схему вантажного люка. Для цього було виконано систематизацію і класифікацію типів вантажних люків, описано їх конструктивні особливості.

2. Удосконалено метод проєктування транспортних літаків, що дозволяє розробляти їх не тільки за принципово новим проєктом, а й як здійснення модифікації існуючого пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації. Це дає змогу створити єдину платформу сімейства літаків для вирішення різних логістичних завдань.

3. Досліджено вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на основні характеристики фюзеляжу літаків транспортної категорії, що спрощує вибір оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, експлуатаційних характеристик, параметрів і типів вантажних люків.

4. Виконано апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проектування хвостових частин фюзеляжу для створення сучасного транспортного літака, що являє собою розширення сімейства літаків Ан-1Х8. Використаний підхід дає змогу оптимізувати ресурси при проектуванні літака, його виробництві та експлуатації. Поданий метод дає змогу вибрати оптимальні параметри хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка, що напрямую впливають на експлуатаційні характеристики літака.

Практичне значення дисертаційної роботи становлять наступні основні результати:

- Розроблено систематизацію і класифікацію існуючих типів вантажних люків літаків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу;

- Створено універсальний параметричний метод задання аналітичного еталона хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізувати будь-яку із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, у тому числі й унікальну, яка реалізується тільки на літаках марки "Ан", з відкатною рампою;

- Описано взаємозв'язок параметрів вантажного люка і транспортних характеристик літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування;

- За допомогою поданого методу розроблено аеродинамічне компонування літака, яке дає змогу розширити сімейство регіональних літаків Ан-1Х8 та створити регіональний транспортний літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$), який за своїми льотними характеристиками суттєво перевищує існуючий літак Ан-74-200, а за своїми техніко-експлуатаційними

характеристиками знаходиться на рівні кращих сучасних зарубіжних аналогів. Також за рівнем транспортних характеристик відповідає вимогам міжнародної системи перевезення вантажів 463L, що дозволяє виконувати перевезення вантажів на стандартних палетах і в контейнерах шириною 88 дюймів, застосовувати на літаку стандартизовані системи завантаження-розвантаження та десантування;

– Упровадження результатів цієї роботи може забезпечити розроблення легкого транспортного літака нового покоління на заміну Ан-74-200 та створення близько 3000 нових робочих місць на одному із авіаційних підприємств України.

Основні результати, отримані в дисертаційній роботі, впроваджено у виробництво в АТ «АНТОНОВ» і в навчальний процес Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут».

Ключові слова: транспортний літак, концепція, хвостова частина фюзеляжу, вантажний люк, рампа, стулки, замки, вантажна кабіна, балка вантажного люку, аеродинамічна якість, сертифікація.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Список публікацій, у яких опубліковані основні наукові результати дисертаційної роботи.

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України:

1. Систематизация и классификация типов грузовых люков самолетов транспортной категории по основным конструктивным признакам / А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. И. Рабичев, А. В. Балун, Д. С. Коньшев. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2015. Вип. 70. С. 33–53. (Фахове видання, Index Copernicus)

2. Структурный анализ основных конструктивных элементов грузовых люков самолетов транспортной категории / А. З. Двейрин, С. А. Бычков, В. А. Костюк, А. В. Балун, А. И. Рабичев, Д. С. Коньшев. *Открытые информационные и*

компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2016. Вип. 74. С. 22–48.

(Фахове видання, Index Copernicus)

3. 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. Конишев, В. С. Долгих. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2017. Вип. 78. С. 5–17. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

4. Конишев Д. С. Метод определения основных параметров грузового люка в хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2020. Вип. 87. С. 52–71. DOI: 10.32620/oikit.2020.87.02 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

5. Конишев Д. С. Интегрированное проектирование хвостовой части фюзеляжу лайнеров транспортной категории. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 101. С. 4–21. DOI: 10.32620/oikit.2024.101.01 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

6. Метод проектирования модификации лайнера на базе существующего семейства лайнеров транспортной категории / О. О. Бойко, О. Г. Гребеніков, Д. С. Конишев, С. А. Філь, М. І. Філіппов. *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 102. С. 4–31. DOI: 10.32620/oikit.2024.102.01 **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

7. О. Г. Гребеніков, Д. С. Конишев. Розвиток методів проєктування літаків транспортної категорії // *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2025. Вип. 104. С. 11–24. **(Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)**

Статті у наукових періодичних виданнях включених до категорії «А»
Переліку наукових фахових видань України, або у закордонних виданнях,
проіндексованих у базах даних Web of Science Core Collection та/або Scopus:

8. Design of the parametric appearance of the power plant for modifications of the regional passenger aircraft An-158 / V. Loginov, Y. Ukrainets, A. Humennyi, O. Yelans'ky, D. Konyshev, Ye. Spirkin, V. Bezdielnyi. *Eastern-European Journal of Enterprize Technologies*. 2023. Vol. 4, № 1 (124). P. 35–52. DOI: 10.15587/1729-4061.2023.284806 **(Фахове видання, категорія «А», Scopus, Q3)**

9. Design method for pressurized and non-pressurized tail cargo door's fairings compartment in transport category aircraft / O. Grebenikov, A. Humennyi, V. Loginov, O. Dveirin, D. Konyshev. *Transaction on Aerospace Research*. 2023. Vol. 2023, № 3. P. 55–71. DOI: 10.2478/tar-2023-0017. **(Scopus)**

Список публікацій, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

10. Transport Aircrafts Rear Cargo Door Ramp with Sealed Floor Main Parameters and Components Description and Determination / D. Konyshev, A. Humennyi, O. Grebenikov, A. Chumak, L. Buival. *International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineerin – Synergetic Engineering. ICTM'2020* : proceedings, 29–30 Oct. 2020, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 588–597. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS ; vol. 188, ISSN 2367-3370). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4_10 **(Scopus, Q4)**

11. Design of high fatigue life joins of fuselage structures considering facture mechanics / D. Zhyriakov, O. Grebenikov, A. Humennyi, D. Konyshev. *International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. ICTM'2022* : proceedings, 18–19 Nov. 2022, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2022. P. 159–173. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS, ISSN 2367-3370 ; vol. 657). DOI. 10.1007/978-3-031-36201-9_14. **(Scopus,**

Q4)

Список публікацій, які додатково відображають наукові результати дисертації:

12. Долгих В. С., Конышев Д. С., Филь С. А. Перспективы развития беспилотной транспортной авиации. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии* = *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології* : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2018. Вип. 80. С. 23–28. **(Фахове видання, Index Copernicus)**

13. Transport Category Airplane Fuselage Master Geometry Parametrical Modeling Method / A. Chumak, L. Buival, A. Humennyi, O. Grebenikov, D. Konyshev. *Mathematical Modeling and Simulation of Systems. MODS'2020* : sel. papers 15th Intern. sci.-pract. conf., June 29 – July 01, 2020. Chernihiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 101–110. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; vol. 1265, ISSN 2194-5357). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4_10 **(Scopus, Q4)**

14. Конышев Д. С., Костюк В. А. Полностью электрическая система управления грузовыми люками транспортных самолетов фирмы «Антонов». *Конструкция и прочность авиационной техники* : тез. докл. X Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2017. С. 87.

15. Конышев Д. С., Тимошенко П. П., Мельников М. Д. Усовершенствование формы и конструкции хвостовых аэродинамических гребней легкого транспортного самолета с задним грузовым люком. *Общие вопросы двигателестроения* : тез. докл. XI Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2018. С. 7.

16. Оптимизация параметров формы хвостовой части фюзеляжа транспортного самолета, схемы грузового люка и его системы управления на

этапе технического проекта / А. В. Балун, Д. С. Конышев, В. А. Костюк, А. И. Рабичев. *Конструирование и производство вертолетов и самолетов* : тез. докл. XII Междунар. молодеж. науч.-техн. чтений им. А. Ф. Можайского, Запорожье, Украина / АО «Мотор Сич», НАН Украины, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорож. нац. техн. ун-т, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Запорожье, 2019. С. 155.

ABSTRACT

Konyshev D. S. Method of integrated design of fuselage tail part of transport aircraft. – Scientific study on the rights of manuscript.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Candidate of Technical Sciences in the specialty 05.07.02 – design, manufacture and testing of aircraft – National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, 2025.

The dissertation is devoted to the development of a method of integrated design and construction of the fuselage tail parts of the transport aircraft using computer systems to increase its efficiency. At present, it is requested by the air cargo transport market, first of all by international transport airlines mostly operating used reequipped airplanes. Aiming to provide competitiveness, it is necessary to reduce tariffs for transportation, delivery terms and as a consequence to reduce the cost of purchased equipment, its components and maintenance time. Therefore, the purpose of this work was chosen basing on request of the aircraft manufacturers to implement modern integrated computer systems at all stages of the aircraft life cycle and update existing design methods taking into account the current level of science and technology to increase the competitiveness of their developments. At that, commonality of the airplanes of the same family plays positive role.

The topic of the dissertation work is related to the implementation of state budget topics № DR 0113U001047 “Methodology for creating a preliminary design of an aircraft for local airlines using information technologies” and № DR 0118U004041 “Methodology of integrated design, construction and modeling using modern CAD\CAM\CAE systems of high-performance aviation equipment”, approved by the Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated 01.09.2021 No. 951 on the “State Targeted Scientific and Technical Program for the Development of the Aviation Industry of Ukraine for 2021-2030”, as well as by the Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated 27.12.2008 No. 1656 “On approval of the Strategy for the Development of the Domestic Industry for the Period up to 2020”.

This dissertation is a part of the computational and experimental researches related to the expansion of the AN-1X8 regional jets family.

The analysis of methods used in design of the fuselage tail parts of modern jet and turboprop aircraft of the transport category, taking into account the requirements of regulatory documentation and features of design and layout of both the fuselage tail and transport aircraft in general, has been conducted. Development of the evidence-based method of integrated design and construction will provide development of the necessary theoretical scheme of the fuselage tail part depending on the accepted scheme of the cargo hatch.

Basing on the results of the analytical review of literature sources, conclusions were made, the purpose and objectives of the study were substantiated as well.

The presented method makes it possible to save both time for development and construction of a new transport aircraft as well as resources during its serial production and operation by unifying the design of the aircraft family. This approach is widely used in the automotive industry (such as the VAG Group) and by the world leaders in the aircraft industry - Boeing (Boeing 737 family) and Airbus (Airbus A320 family).

The analysis of existing types of transport aircraft based their design and operational features has been performed. According to the received results systematization and classification of the cargo hatches types depending on their location and design features have been carried out. This analysis showed that the type of cargo hatch and its location directly depend on the logistical tasks performed by the aircraft and thus showed the relationship between the scheme and type of the cargo hatch with its transport capabilities.

The conducted analysis made it possible to identify a separate group of tail cargo hatches having the greatest influence on forms of the fuselage tail, the transport aircraft as a whole as well as on their technical capabilities when performing certain logistical tasks. In addition, a group of the most popular types of cargo hatches of modern aircraft with pressurized fuselage was identified and classified.

Based on the analysis, the main components of the cargo hatches and the fuselage tail are presented. Their parameters and principles of their design and definition are developed. Besides, implementation of this theory provides a rapid change and adaptation of the existing aircraft version in accordance with the necessary requirements

to the transport aircraft and conditions of its operation as well as creation of a new type.

The method of integrated design and construction of the fuselage tail part of the transport category aircraft has been developed. It includes: parametric modeling, analysis of the fuselage mass, aerodynamic characteristics of the fuselage, synthesis of the tail configuration taking into account the requirements of the aircraft's transport characteristics, cargo compartment and its equipment, conditions of loading-unloading operations, aerial delivery. In addition, the results of the studies concerning influence of the tail's parameters on the characteristics of the fuselage and the aircraft as a whole have been provided. These researches were used while designing an advanced light transport aircraft intended to replace the old-fashioned AN-74, which does not meet some modern operational and logistical requirements (without additional re-equipment it is not able to carry standard widely used aircraft pallets of 88 inches in width because of insufficient width of the cargo floor).

The author analyzed the features to provide the aerodynamic characteristics and fuel efficiency of light transport aircraft in terms of meeting the requirements for transport characteristics of the aircraft, conditions of loading and unloading, aerial delivery. The optimal configuration of the fuselage tail has been developed. It provides maximum efficiency with minimum mass and aerodynamic drag on cruising mode of flight at speeds up to 850 km/h ($M = 0.8$) and meets the transport intentions of the aircraft. The aerodynamic quality of the aircraft on the cruising mode of flight is $K_{\text{cruising}}=14,76$, which corresponds to the value accepted worldwide for aircraft of this class.

Implementation of the developed method of integrated design of the fuselage tail part of transport aircraft allowed to create a light transport aircraft project by extension of the AN-1X8 aircraft family in accordance with current APU-25, CS-25 aviation rules and ensure the aircraft's high performances, technical and operational characteristics.

New methods of parametric modeling and engineering analysis of the fuselage, taking into account the features of the tail, have been developed and implemented. New methods of calculation of aerodynamic and mass characteristics of the unit are mastered and introduced. Parametric modeling is performed using computer systems and modern systems of integrated design and engineering analysis Siemens NX, CATIA, ANSYS, NASTRAN, which allowed to ensure high accuracy of geometric models and automated change of their parameters and, thus, to reduce complexity and increase volume of the conducted researches. Finite element models were used to analyze aerodynamic and mass characteristics, which allowed to better take into account the shape and design of the aircraft tail part, to ensure high accuracy of calculations and the ability to compare the data with the mathematical model. The results of the research of influence of parameters of the fuselage tail part on the aircraft efficiency allows to define the proper characteristics taking into account requirements of Aviation rules and other standards.

The scientific novelty of the main results of the dissertation is as follows:

1. For the first time method of integrated design and construction of the fuselage of the transport aircraft using parametric models of master geometry, aerodynamic and mass-inertial characteristics of the fuselage, taking into account the transport characteristics of the aircraft, its cargo compartment, conditions of loading/ unloading, aerial delivery has been developed and theoretically substantiated.
2. For the first time the systematization and classification of cargo hatches according to their design and operational features have been developed.
3. For the first time the choice of rational shape of the fuselage tail and the type of cargo hatch of light transport aircraft at the early stages of design has been justified taking into account the requirements of the technical task and current regulations, which improved the aircraft's performance, technical and operational characteristics.
4. Methods for calculating the aerodynamic and mass characteristics of the fuselage at the early stages of design by implementing parametric finite element models and CAD / CAE systems Siemens NX, NASTRAN and ANSYS have been improved.
5. Methods of 3D parametric modeling of both fuselage tail part and transport aircraft in general while creation of master geometry, space distribution models,

analytical standards of the airframe elements as well as models of complete aircraft definition using WAVE CAD technology SiemensNX have been further developed.

6. The concept of creating new modifications of the AN-1X8 aircraft family by designing transport options taking into account the experience and peculiarities of the operating conditions of aircraft of this type has been further developed.

The practical value of the dissertation is the following main results:

- the analysis of the existing types of airplanes of a transport category has been carried out, systematization and classification of their cargo hatches on design features have been performed.
- among the collected statistics the cargo hatches located in the fuselage tail part have been selected;
- classification of cargo hatches types according to their main design or technical criteria has been performed and the most common ones have been identified;
- the method of integrated design of the fuselage tail using modern CAD / CAM / CAE / PLM systems were developed and implemented in the training and production processes. As a result of approbation of the offered method using parameters of the existing airplanes compliance of the received characteristics and parameters to the published data was confirmed, the error did not exceed 5%;
- the method to study the influence of tail parameters on the operational, aerodynamic and mass-inertial characteristics of the fuselage of the transport aircraft, and to make recommendations on the choice of these parameters to improve aerodynamic and mass characteristics of the aircraft has been proposed;
- configurations of the tail part of the fuselage of a light transport aircraft have been developed, and the most optimal one for a specific type of aircraft has been selected. That provided increase of aerodynamic quality by 5%, in comparison with other options, fuel efficiency by 7,3%, decrease of aerodynamic resistance of a fuselage by 8%, optimum operating conditions at the minimum weight of a design that allowed to increase its competitiveness and to provide requirements for operational conditions;
- based on the existing type of passenger aircraft, a preliminary design of a new light transport aircraft has been created. Technical and operational characteristics

of the new aircraft are at the level of the best modern foreign analogues. In terms of transport characteristics it meets requirements of the international system of cargo carrying 436L, that allows to transport standard palletized cargoes and 88-inch-wide containers at cruising speeds of up to 850 km/h ($M = 0.8$) as well as to apply standardized loading/unloading and aerial delivery systems on the aircraft.

The main results obtained in the dissertation were implemented in the production process at the aviation facilities of Ukraine and in the educational process of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute».

Keywords: transport aircraft, concept, fuselage tail, cargo hatch, ramp, sash, locks, cargo cabin, certification.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	21
ВСТУП.....	22
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ КОНСТРУКЦІЇ І МЕТОДІВ ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ	31
1.1 Аналіз методів проєктування літаків транспортної категорії	32
1.2 Аналіз існуючих методів проєктування фюзеляжу літаків транспортної категорії.....	40
1.3 Особливості проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.....	54
1.4 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.....	87
1.5 Висновки по розділу 1	88
РОЗДІЛ 2 НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ ТА КОНСТРУЮВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ.....	89
2.1 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проєктування вибраного сегменту хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії	89
2.2 Основи інтегрованого проєктування та конструювання майстер-геометрії та аеродинамічних поверхонь хвостової частини фюзеляжу	90
2.3 Визначення основних параметрів вантажних люків в хвостових частинах фюзеляжу літаків транспортної категорії.....	108
2.4 Параметричне моделювання хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії.....	126
2.5 Моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу	136
2.6 Аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу	140
2.7 Висновки по розділу 2	155
РОЗДІЛ 3 ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ	

ФЮЗЕЛЯЖУ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ	157
3.1 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на об'єм і площу поверхні фюзеляжу	158
3.2 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на його масові характеристики.....	162
3.3 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на його аеродинамічні характеристики	165
3.4 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на її компоновку	168
3.5 Висновки по розділу 3	169
РОЗДІЛ 4 АПРОБАЦІЯ ТА ВПРОВАДЖЕННЯ ПРЕДСТАВЛЕНОГО ІНТЕГРОВАНОГО МЕТОДУ ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВИХ ЧАСТИН ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РІЗНИХ СХЕМ НА ОСНОВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА	171
4.1 Концепція створення модифікації десантно-транспортного літака на базі існуючого сімейства	171
4.2 Проєктування майстер-геометрії хвостових частин фюзеляжу з вантажними люками різних типів	179
4.3 Аналіз аеродинамічних характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу.....	189
4.4 Розрахунок масових характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу.....	209
4.5 Впровадження.....	220
4.6 Висновки по розділу 4	220
ВИСНОВКИ.....	222
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	224
ДОДАТОК А Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «А»	255
ДОДАТОК Б Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «Б».....	283
ДОДАТОК Д Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «Д»	328
ДОДАТОК Е Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків	

типу «Е».....	343
ДОДАТОК Є Акти впровадження результатів дисертаційної роботи	373

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- ХЧФ – хвостова частина фюзеляжу;
НЧФ – носова частина фюзеляжу;
БПФ – будівельна площа фюзеляжу;
ТЛП – теоретична лінія підлоги;
ПСФ – площа симетрії фюзеляжу;
ТКФ – теоретичний контур фюзеляжу;
ТКО – теоретичний контур обтічника;
КСС – конструктивно-силова схема;
БПГО – базова площа горизонтального оперення;
ВО – вісь обертання;
КСС – конструктивно-силова схема;
НДІ – науково-дослідний інститут;
НДС – напружено-деформований стан;
СкЕМ – скінченно-елементна модель;
ТЗ – технічне завдання;
ПОШ – передня опора шасі;
ООШ – основна опора шасі;
БНП – бортовий навантажувальний пристрій;
ДСУ – допоміжна силова установка;
ТК – теоретичне креслення;
БЗП – бортовий завантажувальний пристрій;
ОТТ ВВС (Общие Технические Требования Военно-воздушных Сил) –
Військові вимоги щодо військової авіаційної техніки;
463L Master pallet (HCU-6/E) – система перевезення стандартизованих
авіаційних піддонів для транспортних літаків.

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. На сьогоднішній день Україна входить до переліку держав, які забезпечують повний цикл створення авіаційної техніки. Одним із основних напрямків розвитку українського авіапрому є регіональна та транспортна авіація.

Актуальність теми. Для створення відповідно до Норм льотної придатності нових конкурентоспроможних літаків транспортної категорії необхідно розробляти науково обґрунтовані методи їх проєктування, виробництва та випробування та забезпечувати сучасні змінювані вимоги авіаційного ринку. При створенні транспортних літаків фахівці авіаційної промисловості світу використовували методи автоматизованого та системного проєктування. Значний внесок у розроблення методів проєктування фюзеляжів транспортних літаків зробили фахівці АТ «АНТОНОВ», Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», Національного університету «Київський авіаційний інститут», УкрНДІАТ та інших організацій.

На етапах формування загального вигляду літака, його компоновання й основних характеристик, створення загальної концепції проєктування конструктори вітчизняних і зарубіжних шкіл прагнули до високого рівня досконалості його аеродинаміки, стійкості та керованості, міцності й ресурсу, вагових характеристик, технологічності виробництва та експлуатації. Сьогодні на рівні високої конкуренції на ринку авіаційної техніки крім характеристик літака велике значення мають вимоги замовників, вирішення їх логістичних завдань з найбільшою ефективністю. Зазвичай це не єдиний логістичний напрямок, він може часто змінюватись у зв'язку з переглядом потреб ринку. Тому задовольнити ці потреби одним типом повітряного судна може бути не достатнім або мало ефективним, що і зумовлює потребу розглядати на етапі ескізного проєктування створення єдиної платформи для багатьох типів літаків та їх модифікацій. Такий підхід дає змогу підвищити ефективність використання ресурсів експлуатанта завдяки зменшенню номенклатури запасних частин літака, а отже, підвищенню

взаємозамінності, зменшенню часу на підготовку та перепідготовку обслуговуючого та льотного персоналу.

Для забезпечення цих вимог методи проєктування та створення ефективних зразків авіаційної техніки розвиваються і трансформуються разом із розвитком авіаційної науки й техніки, світовим ринком та впровадженням комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM. Разом з тим з'являються принципово нові методи, які відкривають можливості для розробників авіаційної техніки успішно адаптуватися до постійно змінюваних вимог і завдань. Значну частину таких робіт вдається виконувати за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем, що забезпечує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проєктування з методами комп'ютерного моделювання літаків та їх модифікацій від початку розроблення літака та протягом його повного життєвого циклу.

В Україні підхід до створення єдиної платформи найбільш явно виражено в сегменті сімейства літаків АТ «АНТОНОВ» – Ан-1х8. Такий принцип забезпечує зменшення часових, фінансових, виробничих та експлуатаційних витрат при розробленні нового типу літака. Він також дає змогу успішно здійснювати адаптацію, розроблення нових типів літаків залежно від постійно змінюваних вимог замовника, тим самим вирішуючи його потреби найбільш ефективно. Крім цього, вдається значно скоротити часові рамки розроблення, виготовлення та сертифікації завдяки використанню готових перевірених рішень та швидкій ув'язці нових унаслідок попереднього пропрацювання. Тому важливим аспектом у розробленні нових типів літаків є створення методів і принципів формування та проєктування різноманітних типів літаків на базі однієї платформи. У свою чергу, існують приклади створення літаків Ан-10/Ан-12 та Ан-24/Ан-26/Ан-30/Ан-32, коли вони мають принципово інше цільове призначення. У цьому випадку їх модифікації значно розширюють експлуатаційні характеристики базового літака і як наслідок дають змогу виконувати більший спектр задач, що позитивно позначається на їх експлуатації та виробництві.

Тому розроблення одного із наукових методів інтегрованого проєктування зі створення сучасних транспортних літаків та їх агрегатів на базі існуючих

пасажирських або заново розроблюваних є *актуальною задачею*. Це має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення найбільшої ефективності використання літаків для замовника. Для розробника це є зменшення витрати ресурсів на створення їх модифікацій та безпеки польотів в умовах експлуатації завдяки використанню перевірених досвідом технічних рішень.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладено матеріали, в яких узагальнено дослідження, виконані автором у межах реалізації «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на 2021 – 2030 роки», затвердженої Постановою КМУ від 01.09.2021 № 951; Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Мета та завдання дослідження. Метою роботи є розроблення методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком відповідно до сучасних норм і вимог до літаків транспортної категорії.

Для досягнення цієї мети було поставлено такі завдання:

1. Виконати аналіз конструкції і методів інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
2. Розробити наукові основи методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
3. Дослідити вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики фюзеляжу транспортних літаків.
4. Здійснити апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проєктування хвостових частин фюзеляжу та дослідження впливу різних схем вантажних люків на основні характеристики транспортного літака.

Об'єкт дослідження – проєктування літаків транспортної категорії.

Предмет дослідження – наукові основи методу інтегрованого проєктування та створення хвостових частин фюзеляжу сучасних літаків транспортної категорії з вантажними люками.

Методи дослідження. Для досягнення поставленої мети і отримання

основних результатів у дисертаційній роботі застосовано: аналітичні методи дослідження статистичних даних; математичні методи дослідження проектних рішень; методи автоматизованого проектування і тривимірного комп'ютерного моделювання авіаційних конструкцій з використанням сучасних комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM; розрахунково-експериментальні методи забезпечення аеродинамічних характеристик; методи розрахунку маси авіаційних конструкцій.

До уваги було взято існуючі методи проектування хвостових частин фюзеляжу, зокрема методи вибору розмірів і форми поперечного перерізу відхилу хвостової частини, аеродинамічних характеристик в залежності від величини кута відхилу, умов завантаження-розвантаження, виконання вимог використання системи 463L. Були розглянуті рекомендації стосовно подовження хвостової частини фюзеляжу, вибору міделю фюзеляжу, розмірів вантажної кабіни на основі статистичних даних. Опрацьовано варіанти вибору форми поперечного перерізу як середньої, так і хвостової частин фюзеляжу, що суттєво впливає на експлуатаційні і аеродинамічні характеристики літака.

Наукова новизна отриманих результатів. Найбільш вагомими елементами наукової новизни результатів є такі:

1. Уперше при створенні літаків транспортної категорії з хвостовим вантажним люком розроблено і використано узагальнений метод інтегрованого проектування та конструювання хвостової частини фюзеляжу, яка за допомогою математично описаних параметрів дає можливість створення тієї чи іншої моделі майстер-геометрії хвостової частини під конкретно вибрану схему вантажного люка. Для цього було виконано систематизацію і класифікацію типів вантажних люків, описано їх конструктивні особливості.

2. Удосконалено метод проектування транспортних літаків, що дозволяє розробляти їх не тільки за принципово новим проектом, а й як здійснення модифікації існуючого пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації. Це дає змогу створити єдину платформу сімейства літаків для вирішення різних логістичних завдань.

3. Досліджено вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на основні характеристики фюзеляжу літаків транспортної категорії, що спрощує вибір оптимальних аеродинамічних, конструктивно-силових і об'ємно-масових компонувань, експлуатаційних характеристик, параметрів і типів вантажних люків.

4. Виконано апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проектування хвостових частин фюзеляжу для створення сучасного транспортного літака, що являє собою розширення сімейства літаків Ан-1Х8. Використаний підхід дає змогу оптимізувати ресурси при проектуванні літака, його виробництві та експлуатації. Поданий метод дає змогу вибрати оптимальні параметри хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка, що напрямую впливають на експлуатаційні характеристики літака.

Практичне значення одержаних результатів. Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати.

1. Розроблено систематизацію і класифікацію існуючих типів вантажних люків літаків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу.

2. Створено універсальний параметричний метод задання аналітичного еталона хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізувати будь-яку із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, у тому числі й унікальну, яка реалізується тільки на літаках марки "Ан", з відкатною рампою.

3. Описано взаємозв'язок параметрів вантажного люка і транспортних характеристик літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування.

4. За допомогою поданого методу розроблено аеродинамічне компонування літака, яке дає змогу розширити сімейство регіональних літаків Ан-1Х8 та створити регіональний транспортний літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$), який за своїми характеристиками суттєво перевищує існуючий літак Ан-74-200.

5. Упровадження результатів цієї роботи може забезпечити розроблення легкого транспортного літака нового покоління на заміну Ан-74-200 та створення близько 3000 нових робочих місць на одному із авіаційних підприємств України.

Особистий внесок здобувача. Усі основні результати, які є суттю дисертаційної роботи, отримано автором особисто, у тому числі обґрунтовано загальну концепцію роботи, сформульовано мету і завдання дослідження, вибрано підходи для вирішення поставлених завдань.

Роботи [4, 5], в яких описано метод визначення основних параметрів вантажного люка в хвостовій частині фюзеляжу та подано інтегроване проєктування хвостової частини фюзеляжу з різними схемами вантажних люків для літаків транспортної категорії, виконано без співавторів.

У статтях, написаних у співавторстві, здобувачу належить таке: [1] – обґрунтовано необхідність проведення класифікації та систематизації вантажних люків для знаходження найбільш оптимальних конструктивних, технічних та експлуатаційних рішень при проєктуванні транспортних літаків; [2] – описано основні конструктивні елементи хвостових вантажних люків, їх конструктивне та функціональне призначення; описано взаємозв'язок цих елементів в конструктивно-силовій схемі та системі функціонування вантажного люка; [3] – запропоновано параметричний метод задання теоретичних контурів хвостової частини фюзеляжу для літаків транспортної категорії, що забезпечує можливість створення майстер-геометрії хвостової частини, в якій за допомогою запропонованих параметрів можна реалізувати один із п'яти типів вантажних люків; [6] – проведено дослідження з визначення оптимальних параметрів хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка літака транспортної категорії; [7] – проведено аналіз наявних методів проєктування хвостових частин фюзеляжів літаків транспортної категорії; [8] – проведено аналіз використання альтернативного варіанта силової установки для літаків сімейства Ан-1Х8 на прикладі літака Ан-158; [9] – запропоновано метод проєктування герметичного та негерметичного стулкових відсіків вантажного люка транспортного літака; описано основні принципи побудови теоретичних поверхонь із забезпеченням

усіх вимог до цієї конструкції; [10] – подано метод проєктування частини хвостових вантажних люків-рампи з герметичною підлогою; описано основні принципи проєктування замкальних пристроїв – замків, вибір кінематичних точок вузлів навішування рампи, циліндрів керування, штанг; [11] – описано основні принципи проєктування нерознімних з'єднань частин фюзеляжу; [12] – описано перспективи та можливості створення беспілотних транспортних літаків із заднім вантажним люком; подано напрямки їх використання у сучасній логістиці; [13] – описано параметричний метод задання геометричної форми хвостової частини фюзеляжу для транспортних літаків.

Апробація матеріалів дисертації. Основні положення, розділи й результати роботи доповідалися автором на X, XI, XII Міжнародних молодіжних науково-технічних читаннях ім. А. Ф. Можайського «Конструювання і виробництво вертольотів і літаків (м. Запоріжжя, 2017, 2018, 2019 рр.), на науково-технічних нарадах АТ «АНТОНОВ».

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи викладено у 7 статтях у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України, 2 статтях у наукових періодичних виданнях, включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України, або у зарубіжних виданнях, проіндексованих у базах даних Web of Science Core Collection та/або Scopus, 2 матеріалах конференцій, проіндексованих у базі даних Scopus, а також у 5 наукових публікаціях, які додатково відображають наукові результати дисертації, зокрема в 1 статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України і 4 матеріалах конференцій, із них 1 проіндексована в базі даних Scopus.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація містить вступ, чотири розділи, висновки, список використаних джерел і додатки. Повний обсяг дисертації становить 372 сторінки, у тому числі основний текст на 128 сторінках, 160 рисунків, 14 таблиць, список використаних джерел із 239 найменувань на 28 сторінках, 4 додатки на 117 сторінках.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, проведені

автором у межах реалізації «Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості України на 2021-2030 роки», затвердженої Постановою КМУ від 01.09.2021 № 951; Розпорядження Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року».

Практичне значення отриманих результатів. Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

- розроблено систематизацію і класифікацію існуючих типів вантажних люків літаків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем герметичних вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу;

- створено універсальний параметричний метод задання аналітичного еталона хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізувати будь-яку із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, в тому числі й унікальну, яка реалізується тільки на літаках марки "Ан", з відкатною рампою;

- описано взаємозв'язок між параметрами вантажного люка і транспортними характеристиками літака, які виражаються і залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування.

- за допомогою поданого методу розроблено аеродинамічне компонування літака, яке дає змогу розширити сімейство регіональних літаків Ан-1Х8 та створити регіональний транспортний літак-високоплан зі швидкістю польоту до 870 км/год ($M = 0,8$), який суттєво перевищує за своїми характеристиками існуючий літак Ан-74-200;

- упровадження результатів цієї роботи може забезпечити розроблення легкого транспортного літака нового покоління на заміну Ан-74-200 та створення близько 3000 нових робочих місць на одному із авіаційних підприємств України.

Метою роботи є розроблення методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком відповідно до сучасних норм і вимог до літаків транспортної категорії.

Для досягнення цієї мети було поставлено такі завдання:

- Виконати аналіз конструкції і методів інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
- Розробити наукові основи методу інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.
- Дослідити вплив геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики фюзеляжу транспортних літаків.
- Здійснити апробацію та впровадження поданого методу інтегрованого проектування хвостових частин фюзеляжу та дослідження впливу різних схем на основні характеристики транспортного літака.

Публікації. Основні результати роботи викладено у 16 наукових працях: у 7 статтях у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України, 2 статтях у наукових періодичних виданнях, включених до категорії «А» Переліку наукових фахових видань України, або у зарубіжних виданнях, проіндексованих у базах даних *Web of Science Core Collection* та/або *Scopus*, 2 матеріалах конференцій, проіндексованих у базі даних *Scopus*, а також у 5 наукових публікаціях, які додатково відображають наукові результати дисертації, зокрема в 1 статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України і 4 матеріалах конференцій, із них 1 проіндексована в базі даних *Scopus*.

РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ КОНСТРУКЦІЇ І МЕТОДІВ ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Проектування сучасної конкурентоспроможної авіаційної техніки передбачає використання широкого спектра методів для ефективного забезпечення вимог технічного завдання [5, 12, 16, 93].

Проектування нового літака є багатоетапним ітераційним процесом, що включає в себе: «зовнішнє проектування», розроблення технічної пропозиції, ескізне проектування, робоче проектування, виготовлення дослідних екземплярів літака, його наземні і льотні випробування, в ході яких визначаються фактичні характеристики літака та ступінь його відповідності технічному завданню, сертифікаційним нормам [145, 146, 208]. За результатами льотних випробувань літака визначається можливість його серійного виробництва.

Хвостова частина фюзеляжу являє собою цілісний відсік у складі фюзеляжу, належне проектування якого забезпечує безпечне і ефективне функціонування літака та реалізацію поставлених для нього тактико-технічних характеристик в цілому [1, 19, 24, 149]. Попереднє проектування хвостової частини фюзеляжу (ХЧФ) відбувається під час автоматизованого формування загального вигляду літака та визначення параметрів фюзеляжу на етапі розробки технічного завдання та технічної пропозиції. На етапі ескізного проектування геометричні параметри хвостової частини фюзеляжу уточнюють і виконують більш детальне моделювання та компонування вантажного люка та його агрегатів. Характеристики фюзеляжу уточнюють з урахуванням особливостей хвостової частини фюзеляжу [70, 114, 164, 185]. На етапі робочого проектування завершують створення аналітичних еталонів деталей хвостової частини фюзеляжу, вантажного люка та інших агрегатів літака.

1.1 Аналіз методів проєктування літаків транспортної категорії

Процес створення літаків транспортної категорії та їхніх модифікацій супроводжується розвитком методів проєктування. Відомі стадії статистичного, аналітичного, оптимального, автоматизованого та системного методів проєктування [3, 9, 155, 161, 162]. В основі методології проєктування літаків лежить метод оптимального проєктування [169, 170, 171] на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, які вибирають з умови задоволення вимог замовника (покупця) до літака і Авіаційних правил [28, 29, 145, 146].

Метою проєктування нового літака є розроблення нових науково-технічних рішень, а також конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації, забезпечення ефективного виконання його традиційних і нових функцій згідно з технічним завданням [32, 58, 183, 209].

Завдання проєктування полягає в розробленні проєкту, реалізація якого забезпечить найбільш ефективне виконання поставлених цілей проєктування. Літак є елементом авіаційного комплексу, що, в свою чергу, потребує системного підходу до створення літака та його складових на базі науково-технічного і виробничого комплексу [91, 107, 115, 177, 190].

1.1.1 Розвиток методів проєктування літаків транспортної категорії

Перші результати в розвитку та практичній реалізації методології інтегрованого проєктування літаків транспортної категорії були отримані в Україні при вирішенні конструкторсько-технологічних завдань у процесі створення літаків Ан-74ТК-300, Ан-70, Ан-140, Ан-148 [148, 153, 163, 193]. Однак під час розроблення аванпроєкту і ескізного проєктування цих літаків не повною мірою були розроблені практичні методи реалізації принципів внутрішнього проєктування літаків у зв'язку з тим, що значна частина проєктних процедур не піддається формалізації. У подальшому [174, 179, 225] методи інтегрованого проєктування літаків транспортної категорії було вдосконалено під час створення

літаків Ан-132D, Ан-178, Ан-188 [86].

Дослідження зв'язків між параметрами та характеристиками літака дозволяють вирішити завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації літака [8, 17, 27, 35, 85]. Генерація альтернативних схем літака здійснюється евристичним методом з урахуванням аналізу їхніх особливостей.

Основні завдання при проєктуванні транспортного літака [102, 161]:

1. Вибір схеми літака (визначення основних проєктних параметрів, компоновання та центрування, що задовольняють вимоги технічного завдання).
2. Визначення впливу різних варіантів проєктних рішень (схемних, параметричних змінних) на ступінь відповідності літака технічному завданню та техніко-економічним характеристикам.
3. Оптимізація проєктних параметрів за сукупністю вибраних критеріїв і вимог нормативних документів.
4. Розрахунок льотно-технічних і техніко-економічних характеристик із вибраними параметрами.
5. Розроблення варіантів модифікацій літака.

Зв'язки між параметрами та характеристиками є основою моделі літака, за допомогою якої вирішують завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації. При цьому необхідно застосовувати кількісне вираження критеріїв оптимальності або цільової функціональності F , що залежить від параметрів і характеристик літака [2, 34, 151], та знайти екстремум цієї функції в області допустимих значень проєктних параметрів $x_{\text{доп.}}$:

$$\text{extr } F(x, y(x)), x \in x_{\text{доп.}}$$

Генерація альтернативних схем літака здійснюється з урахуванням аналізу особливостей різних варіантів.

Методи проєктування транспортних літаків, що застосовували раніше, базувалися на двовимірних моделях і їх плазовій ув'язці, що не дозволяло врахувати всі конструктивні і технологічні особливості та привело до необхідності створення інтегрованого методу проєктування [7, 21, 30, 152, 162].

На рисунку 1.1 показано блок-схему загального методу інтегрованого

проектування літака транспортної категорії [44, 168].

Метод інтегрованого проектування транспортного літака є методологічною основою створення сімейства літаків транспортної категорії з заданою статичною міцністю, ресурсом при мінімальній масі. Відповідно до неї створені сучасні вітчизняні літаки транспортної категорії сімейства «Ан» (рис. 1.2).

1.1.2 Вимоги, вихідні дані до проектування та критерії ефективності літаків транспортної категорії

Згідно з діючими нормами льотної придатності АПУ-25, FAR-25, CS-25, до транспортної категорії відносять літаки зі злітною масою більше 8618 кг з турбореактивними або турбогвинтовими двигунами. Таким чином, до літаків транспортної категорії можуть бути віднесені як легкі турбогвинтові транспортні літаки, так і дальні військово-транспортні. Проектування хвостових частин фюзеляжів цих літаків має деякі загальні особливості, розглянуті нижче.

Основними вимогами до літаків транспортної категорії є:

- забезпечення надійності і безпеки пасажирів та вантажу;
- високий рівень експлуатаційних характеристик;
- економічність польотів;
- дотримання екологічних норм щодо характеристик літака в експлуатації (нормований рівень шуму в кабіні і на місцевості, а також шкідливих викидів в атмосферу) з метою забезпечення мінімального ступеня його впливу на навколишнє середовище [57, 154].

Вихідні дані до проектування літака викладають у вигляді технічного завдання на проектування, включаючи наступні документи:

- технічне завдання на проектування;
- статистичні дані, що відображають досягнутий світовий рівень у галузі проектування літаків;

- рекомендовані нові науково-технічні рішення для проєктованого літака.



Рисунок 1.1 – Блок-схема загального методу інтегрованого проєктування літака транспортної категорії

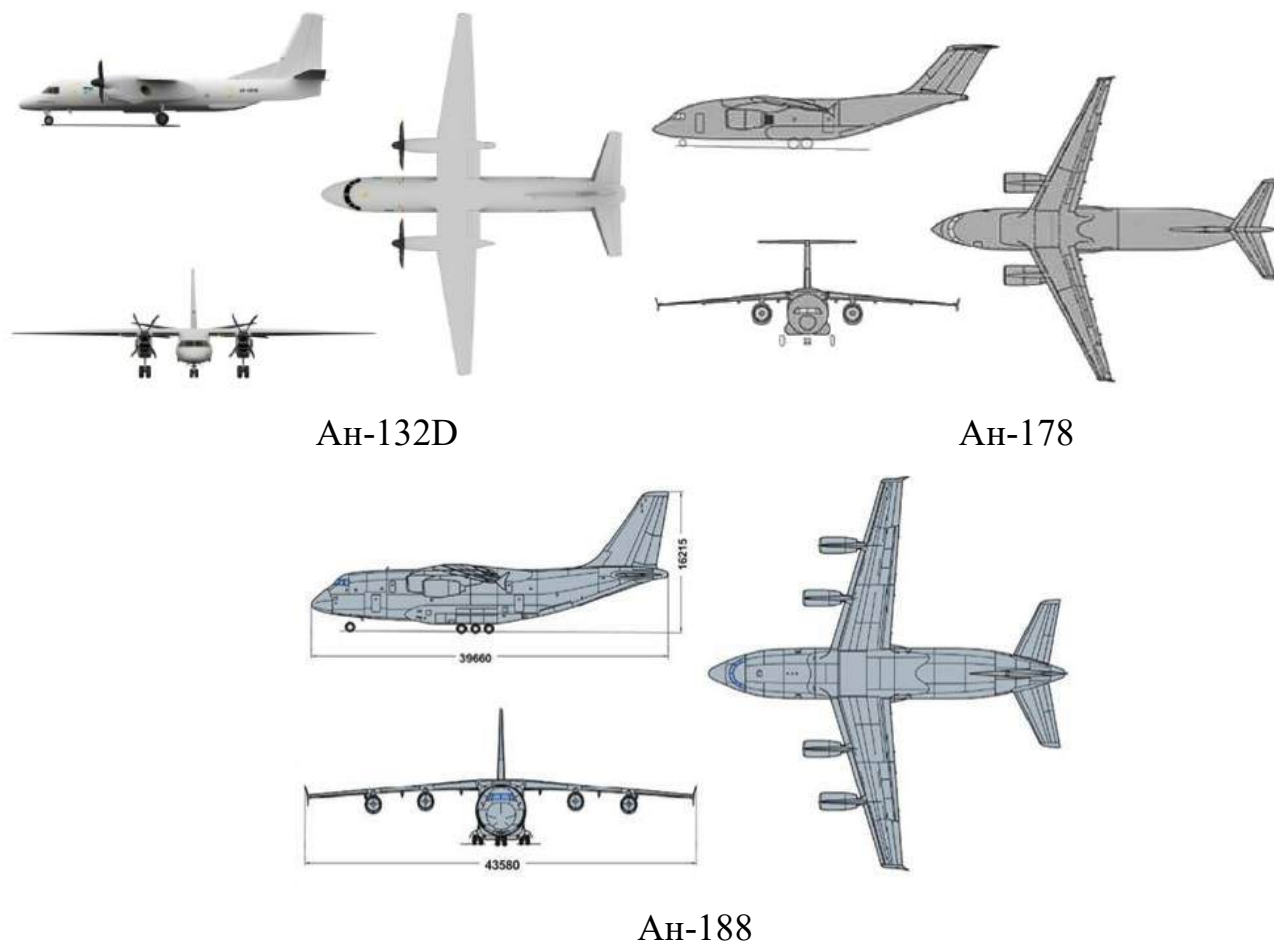


Рисунок 1.2 – Схеми сучасних вітчизняних транспортних літаків

Технічне завдання включає [14, 22, 137, 159, 182]:

- призначення проєктованого транспортного літака;
- перелік нормативних документів, обов'язкових при створенні літака (Авіаційні правила України АПУ-25, норми авіаційного шуму та забруднення навколишнього середовища, загальні технічні вимоги галузевих стандартів, вимоги до компонування вантажних кабін і комплектуючого обладнання);
- льотно-технічні характеристики;
- характеристики технічного рівня літака та його економічні характеристики;
- перспективи розвитку літака та його систем, можливі модифікації;
- вимоги до ресурсу планера, комплектуючих виробів та обладнання;

- основні характеристики двигуна проєктованого літака (ресурс, рівень шуму й емісій);
- перелік спеціального обладнання і його призначення;
- вимоги до надійності, системи технічного обслуговування та ремонту;
- рівень стандартизації й уніфікації.

У даний час загальновизнаними критеріями оцінювання якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів. Конструктори, які проєктують літак, а, зокрема, каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості [10, 26, 51, 62, 157] шляхом:

а) зменшення маси конструкції як головного чинника, що знижує прямі експлуатаційні витрати завдяки можливості збільшення платного навантаження;

б) збільшення строку служби конструкції та її ресурсу при забезпеченні надійності та безпеки польотів як чинників, що знижують витрати на амортизацію, обслуговування та ремонт.

Головним критерієм в основі сучасних методів проєктування авіаційних конструкцій [38] є створення надійної конструкції, з мінімальним впливом пошкоджень на функціонування, з мінімальною масою і з заданим ресурсом. При цьому має забезпечуватись можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і зберігатися достатня залишкова міцність конструкції.

Для визначення рівня досконалості регіональних транспортних літаків застосовують показник собівартості перевезень і коефіцієнт паливної ефективності.

Для досягнення заданого рівня показника паливної ефективності регіонального літака [40, 153] вибирають, як правило, дводвигунову схему, яка відрізняється більш високими показниками ефективності з крилом великого подовження, помірної стрілоподібності, виконаного в більшості випадків із суперкритичних профілів, що забезпечує отримання максимального коефіцієнта аеродинамічної якості $K_{\max} = 18$ на крейсерських режимах польоту. При цьому для зниження втрат аеродинамічної якості на балансування та масу планера політ на

крейсерському режимі виконується при малих запасах стійкості, а задане центрування забезпечується або системою керування літака, або системою перекачування палива.

1.1.3 Етапи проєктування літаків транспортної категорії

Забезпечити високі темпи робіт зі збереженням високої якості кінцевої продукції та її великої гами дуже складно без застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAE\PLM [62, 96, 101, 104, 147, 172], які дозволяють інтегрувати процеси проєктування, інженерного аналізу та підготовки виробництва літака.

Проєктування транспортного літака складається з наступних етапів [169, 182]:

1. Попередній проєктний аналіз літака:

- розроблення вихідних даних на проєктування;
- аналіз статистичних характеристик створених раніше літаків;
- розроблення технічного завдання на проєктування;
- аналіз тактико-технічних вимог до транспортного літака;
- формулювання вимог до літака відповідно до Норм льотної придатності АПУ-25, FAR-25, CS-25.

2. Параметричний аналіз транспортного літака [37]:

- основні абсолютні та відносні параметри літака і його характеристики;
- параметрична модель літака як об'єкта дослідження;
- аналіз впливу параметрів літака на швидкість польоту;
- аналіз впливу параметрів літака на дальність польоту;
- аналіз впливу параметрів літака на висоту польоту;
- аналіз впливу параметрів літака на швидкопідйомність;
- аналіз впливу параметрів літака на його маневреність;

- аналіз впливу параметрів літака на величину нормального перевантаження при польоті в неспокійній атмосфері;

- аналіз впливу параметрів літака на злітно-посадкові характеристики;

- засоби зменшення коефіцієнта лобового опору.

3. Вибір схеми та силової установки літака:

- аналіз і вибір загальної схеми літака та його поздовжнього балансування;

- аналіз і вибір силової установки та її характеристик.

4. Визначення проєктних параметрів літака.

5. Визначення масово-інерційних характеристик.

6. Розроблення аеродинамічного, об'ємно-масового та конструктивно-силового компонування, ув'язування форм і побудова зовнішніх обводів літака. Розрахунок центрування літака.

7. Оформлення результатів компонування і уточнення загального вигляду.

Інтегроване проєктування транспортних літаків [169, 182] можна розділити на такі етапи:

1. Створення інтегрованого інформаційного середовища, комплексу технічних і програмних засобів для реалізації проєкту літака, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.

2. Розроблення концепції створення нового літака або модифікації вже існуючого із застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем проєктування CAD\CAE\PLM.

3. Розроблення майстер-геометрії літака за допомогою систем CAD\CAE\PLM.

4. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати літака, і навантажень типового польоту, допустимих напружень у регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.

5. Інтегроване проєктування і конструювання агрегатів літака.

6. Створення аналітичних еталонів елементів конструкції планеру літака.

7. Розроблення конструкторської, технологічної та експлуатаційної

документації.

1.2 Аналіз існуючих методів проєктування фюзеляжу літаків транспортної категорії

1.2.1 Призначення, вимоги й вихідні данні до проєктування фюзеляжу

Фюзеляж за призначенням і за функціональними ознаками являє собою один із найбільш складних агрегатів літака. Він служить для розміщення корисного навантаження, екіпажу, обладнання, спорядження, а іноді й силової установки і палива. Фюзеляж з'єднує найважливіші агрегати літака: крило, оперення, шасі, силову установку [15, 33, 173]. Така функціональна складність зумовлює певні труднощі як вибору параметрів, розмірів і форм фюзеляжу в процесі проєктування, так і визначення зовнішніх навантажень, що діють на нього [75, 126, 135, 141, 148, 160, 166].

Фюзеляж складається з носової, середньої і хвостової частин. Конструктивно фюзеляж цивільного літака, як правило, являє собою тонкостінну каркасну конструкцію.

Вихідними даними при проєктуванні є означені в технічному завданні: величина розрахункової дальності L_p польоту літака, маса корисного (комерційного) навантаження m_n , його габаритні розміри, значення швидкості V (максимальної і крейсерської), висота польоту H , умови базування (клас аеродрому, довжина ЗПС), аеродинамічна якість на крейсерському режимі польоту, відносна маса конструкції фюзеляжу, ресурс фюзеляжу, габаритні розміри і маса вмісту фюзеляжу (корисного навантаження, обладнання та спорядження), конструкційні матеріали що застосовуються, сукупність критеріїв ефективності.

1.2.2 Попереднє визначення основних параметрів конструктивно-силової схеми та компоновання фюзеляжу

Відповідно до вихідних даних вибирають схему літака, визначають

мінімальну злітну масу літака, оптимізують основні параметри літака, розробляють креслення загального вигляду літака, аеродинамічне, об'ємно-масове та конструктивно-силове компонування літака, розраховують центрування літака.

Зовнішня форма фюзеляжу визначається обрисами бічного виду, виду в плані носової і хвостової частин, а також формою поперечного перерізу. Під час вибору форми фюзеляжу виходять передусім з вимог аеродинаміки, експлуатації та забезпечення міцності конструкції при тривалій експлуатації.

Для забезпечення транспортних характеристик літака форма хвостової частини фюзеляжу виконується таким чином, щоб реалізувати проріз вантажного люка, який задовольняє потребам перевезення необхідної номенклатури вантажів згідно ТТ та ТЗ на літак. Як правило, в цьому випадку хвостову частину фюзеляжу відгинають вгору, що надає їй характерну форму. Також на її форму впливає і схема вантажного люка, прийнята для даного літака.

Зменшенню опору літака сприяє застосування правила площ при проєктуванні літаків з великими дозвуковими швидкостями і надзвукових літаків [41].

Форму поперечного перерізу фюзеляжу вибирають не тільки з точки зору аеродинаміки, але і з умов компонування, розміщення двигунів, екіпажу, вантажів, пасажирів, обладнання, забезпечення міцності.

Діаметр фюзеляжу d_f вибирають з умов отримання мінімальної площі міделева перерізу S_f і виконання найважливіших компонувальних вимог.

Для вантажних літаків мідель фюзеляжу формують залежно від габаритних розмірів вантажної кабіни, які вибирають в залежності від номенклатури вантажів для транспортування, їх способів завантаження-розвантаження та десантування.

Мідель фюзеляжу визначають залежно від розмірів вантажної кабіни та мінімальних допустимих зазорів між конструкцією фюзеляжу та вантажем, необхідних для безпечного проведення процедур завантаження-розвантаження та десантування, а також для забезпечення проходів для огляду вантажу та систем літака.

У конструктивному відношенні найбільш оптимальною є кругла форма поперечного перерізу фюзеляжу, оскільки в цьому випадку отримують високий

рівень міцності при найменшій масі конструкції. Однак така форма перерізу часто виявляється неоптимальною. Як різновид круглого перерізу розглядають перерізи, утворені поєднанням двох або кількох кіл частіше по вертикалі, але іноді і по горизонталі [45, 60, 92, 165, 191]. Для транспортних літаків цю задачу вирішують виходячи з вимог забезпечення мінімальних кутів заїздів самохідної техніки в вантажну кабіну і висоти вантажної підлоги над рівнем землі. На сучасних літаках кут заїзду для техніки не повинен перевищувати показник в 12° .

Для ефективного використання об'єму фюзеляжу і поліпшення проведення завантажувально-розвантажувальних робіт та десантування, на транспортних літаках важливо забезпечити габарити прорізу вантажного люка, які були б максимально наближені до розміру поперечного перерізу вантажної кабіни, найбільш можливе наближення вантажної підлоги до рівня землі та мінімальні кути наїзду.

Забезпечити дані характеристики дозволяють такі конструктивні рішення:

- виконання підрізки нижньої частини фюзеляжу з метою приближення вантажної підлоги до поверхні землі;
- виконання схеми шасі без перерізу оболонки фюзеляжу збоку на силових і напівсилових шпангоутах;
- встановлення додаткового обладнання вантажної кабіни: рольганги вантажної підлоги, лебідки, верхній завантажувальний пристрій;
- оснащення фюзеляжу додатковими люками аварійного покидання та десантними дверима для забезпечення можливості перевезення пасажирів та особового складу.

Зазначені конструктивні рішення дозволяють забезпечити виконання компоновальних вимог і вимог до завантажувально-розвантажувальних операцій, десантування. Проте слід враховувати, що при реалізації форми поперечного перерізу фюзеляжу з підрізкою нижньої частини для виконання вимог міцності необхідно посилити конструкцію фюзеляжу на ділянці переходу одного радіусу в інший, а це призведе до збільшення маси конструкції планера літака. Посилення конструкції пов'язано з деформаціями фюзеляжу при дії надлишкового тиску

гермокабіни. Також через використання нециліндричної форми поперечного перерізу ускладнюється процес виробництва фюзеляжу і зростає його вартість [52, 72, 117, 121, 203].

Для успішного забезпечення рятувальних заходів при виникненні позаштатних ситуацій на фюзеляжі виконують додаткові вирізи під спеціальні люки і двері.

Міжнародні норми [145, 146] вимагають, щоб аварійна евакуація всіх пасажирів і екіпажу на землі забезпечувалася протягом 1,5...2 хвилин при випущеному або прибраному шасі. Для реалізації цих вимог визначають місце розташування і кількість необхідних вирізів під стандартні люки і двері. Люк I типу розміром 610 мм × 1220 мм розташовують на рівні підлоги кабіни поза зоною крила. Люк II типу розміром 510 мм × 1120 мм – поза зоною і в зоні крила, при цьому нижня кромка має бути не вище 250 мм від рівня підлоги і 430 мм від рівня крила. Люк III типу розміром 510 мм × 915 мм розташовують у зоні крила на висоті не вище 510 мм від підлоги і не вище 690 мм від крила. Люк IV типу розміром 480 мм × 660 мм – в зоні крила не вище 740 мм від підлоги і не вище 910 мм від крила.

Необхідна кількість таких люків визначається числом пасажирів у кожному салоні. Для 10...40 людей обов'язковим є хоча б один люк I типу, для 100...200 осіб – два таких люки, для 200...280 пасажирів – три, для 280...300 осіб – чотири.

Вхідні двері (обов'язково без порогів) вважають люками I типу.

У верхньому розташуванні крила мають бути передбачені люки III типу нагорі фюзеляжу з розрахунку – один люк на 35 пасажирів. Поблизу люків I і II типів (поза зоною крила) мають бути встановлені гумові трапи, що надуваються автоматично.

Як зазначено вище, визначення основних параметрів і характеристик фюзеляжу проводять спільно з параметричними розрахунками інших частин літака, виходячи з вимог, заданих у технічному завданні, вирішенням задач вибору геометричних характеристик на етапі ескізного проектування літака при забезпеченні мінімуму маси, а також параметричного аналізу з урахуванням усіх

вимог, що пред'являють до конструкції [199]. У результаті такої роботи створюють математичну модель фюзеляжу та інших агрегатів літака, а також літака в цілому.

Вибір форми носової і хвостової частин визначається мінімальним опором, умовами завантаження-вивантаження вмісту фюзеляжу. Форми цих частин вибирають на базі аеродинамічних досліджень, впровадження нових концептуальних рішень, отриманих у результаті дослідних напрацювань, теоретичних досліджень, наступності конструкції. На рис. 1.3 зображено конструктивно-силову схему фюзеляжу транспортного літака.

Наступним етапом проєктувальних робіт є розроблення конструктивно-силової схеми (КСС). Вона зокрема визначає ступінь участі силових елементів фюзеляжу у сприйнятті навантажень.

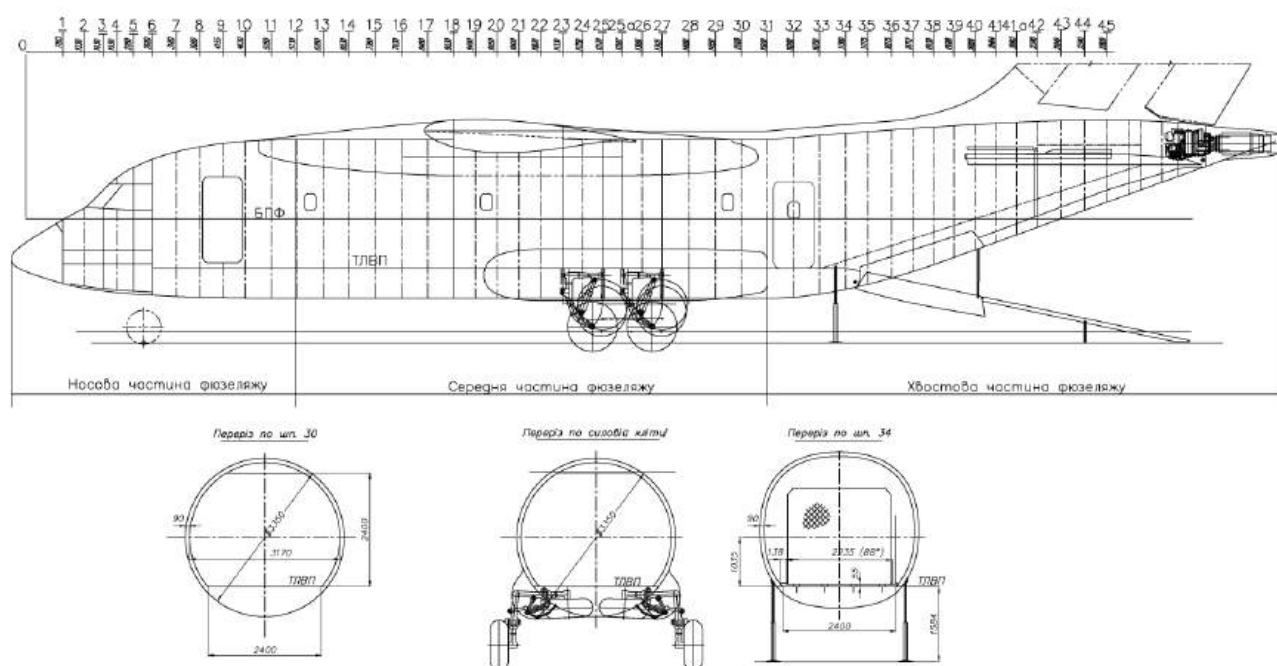


Рисунок 1.3 – Фрагмент конструктивно-силової схеми транспортного літака

У процесі проєктування виділяють такі конструктивно-силові елементи фюзеляжу:

- повздовжній набір (стрингери, лонжерони, поздовжні балки);
- поперечний набір (шпангоути);
- окантування вирізів в обшивці;

- з'єднання силових агрегатів;
- місцеві посилення;
- елементи конструкції;
- елементи кріплення;
- стики елементів конструкції [197].

На етапі розроблення КСС виконують вибір параметрів елементів конструкції фюзеляжу: геометричних характеристик, характеристик матеріалів, з яких буде виконуватися той чи інший елемент, їх конструктивні особливості.

Шпангоути поділяють на нормальні, силові і посилені. Нормальні шпангоути служать для утворення форми поперечних перерізів і є опорами стрингерів і обшивки. Вони являють собою кільцеві (або іншої конфігурації) штамповані рами з листового матеріалу Z-подібного або швелерного перерізу з просічками під стрингери. У конструкцію кожного шпангоута входить горизонтальна поперечна балка. Нормальні шпангоути спільно з обшивкою навантажуються надлишковим тиском від гермокабіни. Крім того, нормальні шпангоути забезпечують запобігання загальній втраті стійкості конструкції фюзеляжу при значних перевантаженнях в польоті і при посадці [20, 50, 56, 99, 116, 188].

Поперечні балки, що відносяться до силових елементів шпангоута, служать поперечним каркасом підлоги гермокабіни літака.

Силові шпангоути забезпечують передачу зосереджених сил на конструкцію фюзеляжу та між зосередженими силами від зовнішніх елементів (крило, оперення, тощо). Їх виготовляють у вигляді потужних кільцевих рам, утворених внутрішнім і зовнішнім ободами і стінкою. Силові шпангоути в перерізі виконують у вигляді Z-подібного, швелерного або двотаврового типу.

Посилені шпангоути забезпечують передачу зосереджених сил на конструкцію фюзеляжу, зазвичай на певних ділянках фюзеляжу переходять в нормальні шпангоути. У місцях прийому зосереджених сил вони виконані у

вигляді потужних фрезерованих балок, конструкція яких потім плавно переходить до вигляду нормальних шпангоутів і перестиковується з ними на певних ділянках.

Характерною особливістю герметичного фюзеляжу є те, що він піддається дії надлишкового тиску, який створюється в герметичних кабінах, що являють собою циліндричну оболонку, закриту з торців днищами, які є важливим елементом у силовому, ваговому та об'ємному відношенні.

Плоске днище є нераціональним з точки зору маси конструкції, але його досить часто використовують через високу технологічність, яка характеризується простотою оснастки та мінімально займаним простором. Найчастіше таку конструкцію виконують із листа (2...3 мм), підкріпленого силовим набором у вигляді вертикальних і горизонтальних стійок та стояків.

Еліптичне днище (непідкріплене) являє собою тонкостінну оболонку, має подвійну кривизну і потребує менше місця для розміщення, ніж сферичне.

Найбільш раціональна форма днища з точки зору міцності і ваги – сферична.

Можуть застосовуватися і днища інших форм. Вибір форми днища часто диктується компоувальними міркуваннями, тому в конструкціях фюзеляжів можна зустріти всі перераховані види.

1.2.3 Аналіз методів тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу

На сучасному етапі розвитку науки і техніки застосування інтегрованих систем комп'ютерного проєктування CAD/CAE/PLM є обов'язковою умовою для розроблення та підтримки життєвого циклу конкурентоспроможної авіаційної техніки. Застосування традиційних креслень загального вигляду, КСС, компоування і теоретичних креслень агрегатів є можливим разом із тривимірними моделями для забезпечення наочного і однозначного подання інформації.

Комп'ютерний проєкт літака містить такі моделі [108, 169, 220]:

- модель № 1 – майстер-геометрія літака (або модель, що визначає всі точки, які лежать на поверхні літака);
- модель № 2 – модель розподілу простору літака;
- модель № 3 – моделі стиків і з'єднань по конструктивно-технологічним роз'ємам;
- модель № 4 – модель геометрії всього виробу (аналітичні еталони всіх деталей, вузлів, агрегатів і літака в цілому), тобто модель повного комп'ютерного визначення літака.

Для етапів попереднього і ескізного проєктування характерне застосування переважно моделей майстер-геометрії і розподілу простору, при цьому модель хвостової частини фюзеляжу розглядають у складі відповідних моделей фюзеляжу.

У процесі створення майстер-геометрії фюзеляжу (рис. 1.4) проводять визначення, ув'язку і опис геометричних параметрів поверхонь його частин.

Традиційно застосовувані методи нарисної геометрії припускають побудову зовнішніх обводів і ув'язування форми в два етапи. На першому – проводять ув'язування форми за допомогою графічних методів (наприклад, спосіб батокси і горизонталей). На другому етапі виконують опис отриманої форми аналітичними методами та її фіксацію у вигляді ліній і таблиць на теоретичному кресленні агрегата, яке є джерелом інформації для побудови математичної моделі у комп'ютерному середовищі моделювання і містить наступну інформацію [60, 79]:

- системи координат агрегату в системі координат літака;
- розбиття теоретичної поверхні агрегату на сегменти;
- габаритні та довідкові розміри агрегата;
- осі конструктивно-силових елементів агрегата;
- розташування вихідних ліній-носіїв твірних, за якими буде відбуватися формоутворення сегментів поверхні;
- таблиці з параметрами вихідних перерізів і параметрами ліній-носіїв;
- таблиці з вузловими точками.

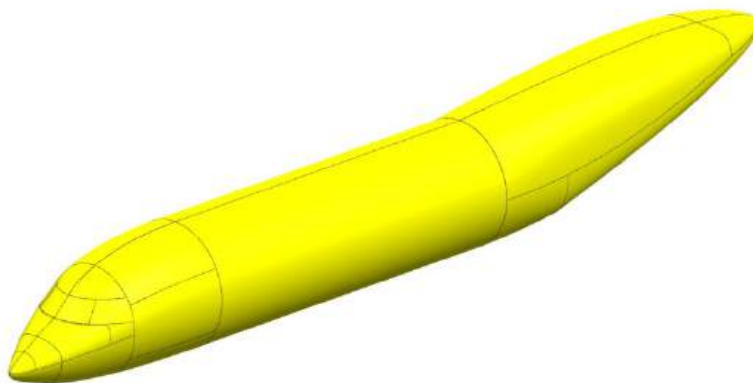


Рисунок 1.4 – Модель майстер-геометрії фюзеляжу літака транспортної категорії

Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAE складаються із взаємопов'язаних етапів, застосовуваних раніше. Використання комп'ютерних систем дозволило розширити варіантність проєктування, ступінь наближення до найкращого результату за короткий час [42, 65, 87, 147, 172]. На кожному етапі проєктування фахівці мають можливість повернутися на той рівень, де необхідно виконати зміни для отримання потрібних характеристик і значень для забезпечення сукупності вимог, що пред'являються до літака.

Майстер-геометрія фюзеляжу містить майстер-геометрії його частин: носової, середньої і хвостової.

Вихідні дані для створення майстер-геометрії фюзеляжу: $D_{мф}$ – діаметр мідельної частини фюзеляжу; $L_{ф}$ – довжина фюзеляжу; $\lambda_{н}$ – подовження носової частини фюзеляжу; $\lambda_{хв}$ – подовження хвостової частини фюзеляжу; форма твірних носової і хвостової частин фюзеляжу.

На рис. 1.4 показано параметричну модель майстер-геометрії фюзеляжу цивільного літака, створену за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAE Siemens NX. Майстер-геометрію фюзеляжу ув'язують з майстер-геометрією інших агрегатів літака.

1.2.4 Аналіз методів розрахунку масово-інерційних та аеродинамічних характеристик фюзеляжу

На стадії попереднього проєктування для аналізу аеродинамічних і масових характеристик літака застосовують методи і залежності, які відображають конструктивні особливості агрегатів в узагальненій формі і мають переважно статистичний характер, що істотно обмежує можливість обґрунтованого вибору параметрів хвостової частини фюзеляжу.

Для визначення маси фюзеляжу під час попереднього проєктування застосовують залежності, отримані статистичним методом, відомі як формули першого наближення [59, 69, 169, 186, 194]. У формулах Бадягіна і Шейніна враховані діаметр, довжина фюзеляжу, розташування вузлів навішування шасі і двигунів, однак вплив параметрів хвостової частини на масу фюзеляжу не враховано. Формула Козловського враховує площу поверхні фюзеляжу і таким чином дозволяє опосередковано врахувати геометричні параметри хвостової частини.

На стадії ескізного проєктування злітну масу літака визначають у другому і третьому наближеннях [200, 206, 216], для яких характерне застосування залежностей, які враховують особливості тактико-технічних вимог (ТТВ), технології виготовлення і роботи конструкції літака в очікуваних умовах експлуатації.

Застосовувані методи розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні [189, 215] пов'язані з проєктними розрахунками на міцність основних елементів його конструкції, при цьому внутрішні силові чинники в них визначають на основі балкової розрахункової схеми. Такий підхід не дозволяє безпосередньо враховувати навантаження від внутрішнього тиску кабіни, обмежуючи його облік подальшою перевіркою товщини обшивки циліндричної частини фюзеляжу і введенням додаткової складової в загальну формулу його маси. Геометричні параметри ХЧФ враховують у процесі визначення коефіцієнтів форми шляхом графічного інтегрування функції розподілу маси по довжині фюзеляжу.

На заключних стадіях ескізного проєктування літака можливе також

застосування більш складних моделей і методів, що дозволяють провести детальний аналіз і оптимізацію мас і геометричних параметрів елементів конструкцій [47]. Однак у відкритому доступі є вкрай мала кількість публікацій щодо таких методів [124, 196, 223].

Під час ітераційного процесу проєктування уточнюються створене теоретичне креслення з розташуванням елементів конструкції, їх геометричною ув'язкою відносно один одного.

Наступним етапом проєктування є розрахунок навантажень, що діють на фюзеляж, для різних розрахункових випадків. Проводиться побудова епюр навантажень, які діють на фюзеляж, визначаються їхні екстремуми, розглядаються можливі варіанти розвантаження фюзеляжу. На рис. 1.5, 1.6 і 1.7 показано вигляд епюр внутрішніх силових чинників, що діють у фюзеляжі літака транспортної категорії.

Допустимий термін служби пасажирських і транспортних літаків залежить від міцності герметичних кабін. Тому до них, у порівнянні з іншими агрегатами літака, мають висуватися підвищені вимоги; необхідно забезпечувати достатню герметизацію кабін, достатню жорсткість і міцність конструкції, необхідний ресурс [6, 39, 89, 129]. Складність навантажень, наявність великих вирізів створюють значні труднощі при розрахунках таких конструкцій на міцність.

Визначають допустимі розрахункові напруження з урахуванням забезпечення заданого ресурсу [110, 140, 148, 158, 195]. Рівень експлуатаційних навантажень має забезпечувати заданий ресурс конструкції фюзеляжу.

Розробляють розрахункові моделі фюзеляжу на основі створеної КСС. Вони представляють конструкцію як систему взаємозв'язаних елементів, що враховує їх взаємодію під дією заданих навантажень [212]. При проєктувальних розрахунках застосовують балкові моделі, аналітичні моделі будівельної механіки, теорії пружності, теорії пластичності, скінченноелементні моделі [194].

Маса конструкції фюзеляжу орієнтовно розподіляється між його конструктивними і силовими елементами таким чином: на шпангоути припадає до 21...28%, на поздовжній набір – до 30...33%, на обшивку – до 37...40% [213].

Розрахунок аеродинамічних характеристик літака в процесі попереднього проєктування проводять із застосуванням аналітичних методів, що містять елементи емпіричних і статистичних залежностей. Коефіцієнт лобового опору розглядають як суму коефіцієнтів профільного, індуктивного, хвильового і додаткового опору від місцевих джерел.

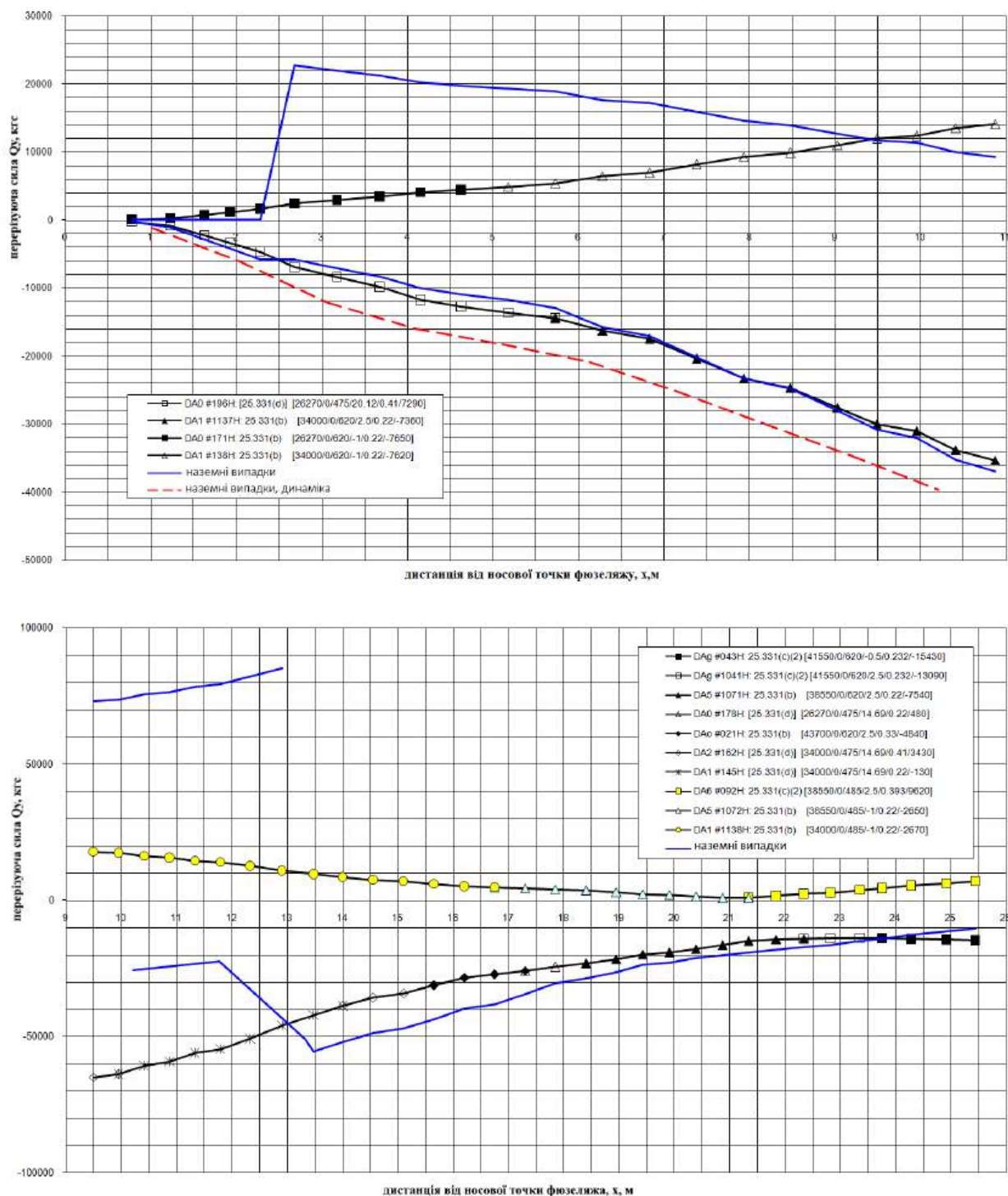


Рисунок 1.5 – Вигляд епюр навантажень перерізуючої сили Q_y , що діє у носовій та хвостовій частинах фюзеляжу літака транспортної категорії

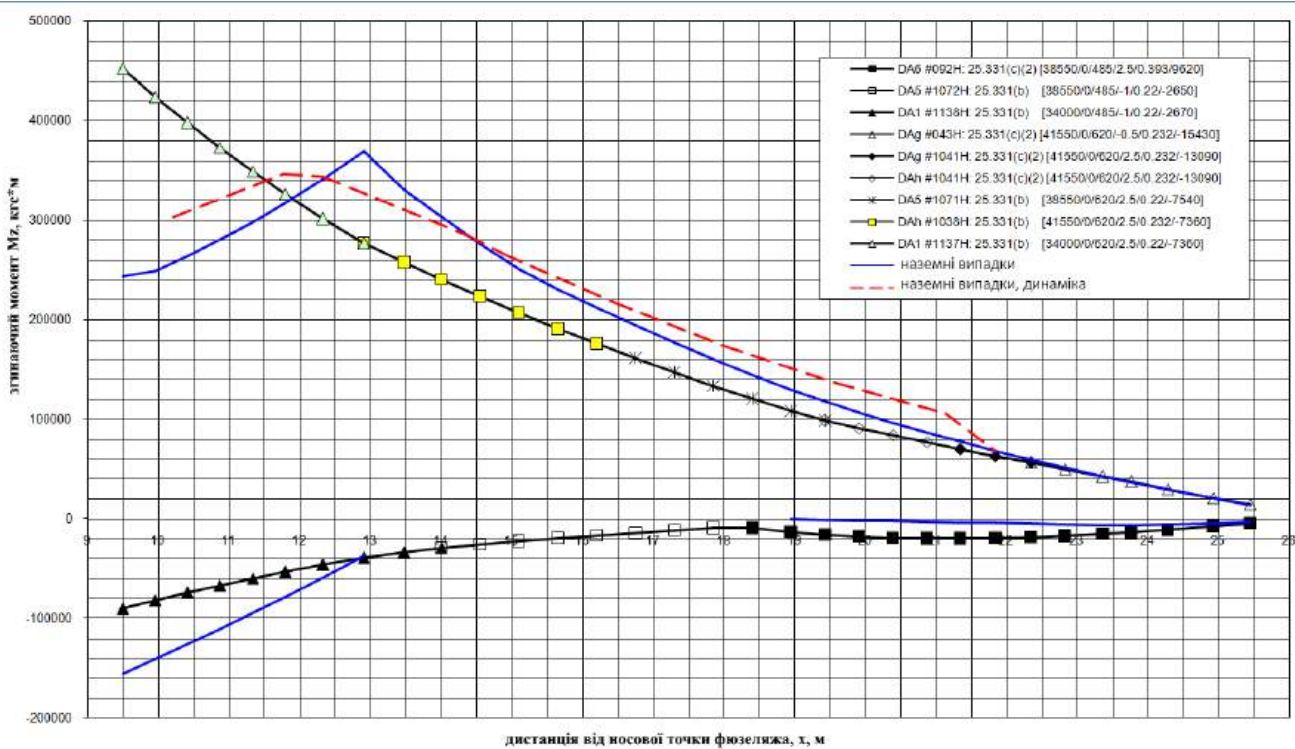
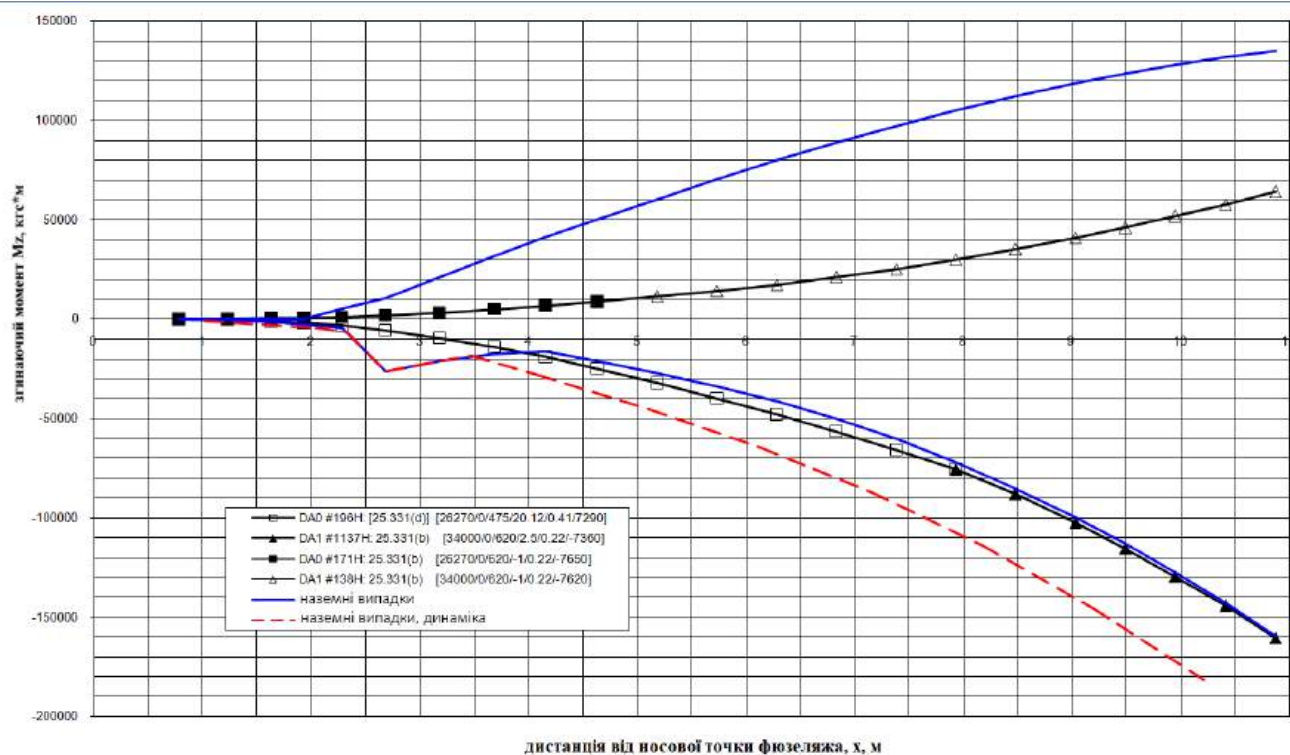


Рисунок 1.6 – Вигляд епюр навантажень згинаючого моменту M_z , що діє у носовій та хвостовій частинах фюзеляжу літака транспортної категорії

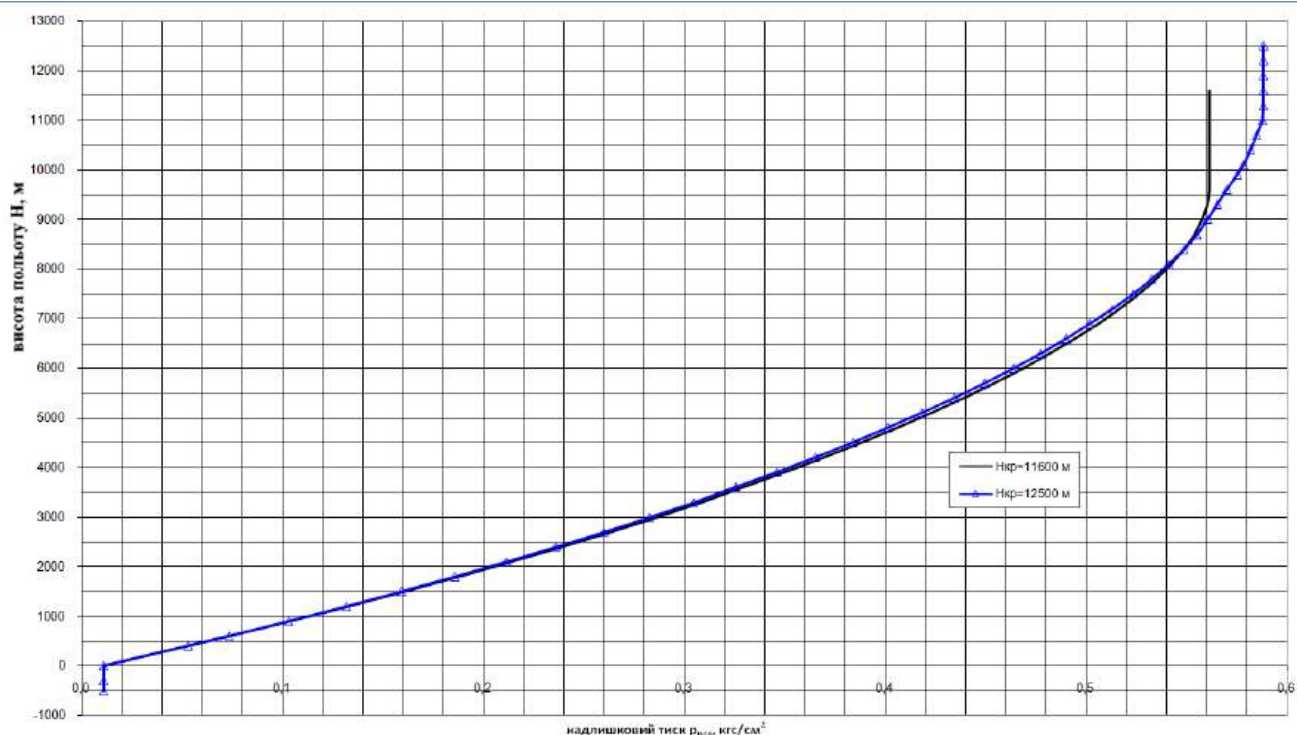


Рисунок 1.7 – Вигляд епюр зміни надлишкового тиску всередині фюзеляжу в залежності від висоти польоту по закону роботи САРТ

При розрахунку профільного опору враховують подовження хвостової частини фюзеляжу шляхом розрахунку точки переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Хвильовий опір залежить від подовження і звуження хвостової частини фюзеляжу, а також від форми твірних ліній. При розрахунку додаткового опору за допомогою емпіричних залежностей враховують додатковий опір опор рампи, аеродинамічних гребенів за їх наявності, обтічників вузлів навіски агрегатів, щілин між агрегатами вантажного люка-рампи, стулок [119]. Величину індуктивного опору визначають після розрахунку коефіцієнта піднімальної сили фюзеляжу, на який впливає кут відхилення осі хвостової частини фюзеляжу від будівельної горизонталі фюзеляжу. Крім того кут відхилення осі ФЗ впливає на величину пікіруючого моменту фюзеляжу.

Експериментальні методи визначення аеродинамічних характеристик мають найбільшу точність, проте потребують значних матеріальних і часових витрат, особливо при проведенні льотних експериментів. Застосування даних методів доцільно на пізніх стадіях проєктування для підтвердження льотно-технічних

характеристик літака або в процесі розроблення нових розрахункових методів для верифікації результатів.

Чисельні методи розрахунку аеродинамічних характеристик літака значно поширилися в зв'язку з бурхливим розвитком комп'ютерних систем. На відміну від аналітичних методів вирішення системи рівнянь відбувається чисельними методами. При цьому аеродинамічні характеристики отримують на основі значень сил і моментів, що діють на поверхню моделі. Застосування даних методів дозволяє врахувати всі геометричні параметри, задані в тривимірній моделі. Незважаючи на необхідність купівлі програмного забезпечення, підготовки аеродинамічної моделі, проведення розрахунку і аналізу результатів, загальні витрати часу виявляються менші, ніж при натурному експерименті. Це дозволяє застосовувати дані методи на етапі ескізного проектування літака.

1.3 Особливості проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії

1.3.1 Особливості конструкції і компонування фюзеляжів літаків транспортної категорії

На теперішній час існує велика кількість транспортних літаків різного класу і призначення. Кожному з них відповідає певна схема вантажного люка. Конструктивні схеми вантажних люків відрізняються за структурою і кількістю складових частин, їх функціональному призначенню, взаємним розташуванням і взаємодією один з одним. Практично немає жодної схеми вантажного люка, яка б не відрізнялася від іншої якимись конструктивними ознаками. Ще більше схем вантажних люків або технічних рішень щодо виконання таких схем перебувають в патентних архівах.

Приступаючи до пошуку схеми вантажного люка транспортного літака, розробник використовує відомості про прототип – найбільш близький по класу і призначенню літак.

Аналіз відомих схем дозволяє визначити, чи підходить якась з них для

розроблюваного об'єкта і чи може вона бути реалізована в реальній конструкції. Якщо опрацювання варіантів відомих схем не приводять до позитивного результату, потрібно приступати до пошуку нових технічних рішень. Конкретизувати напрямок пошуку і прискорити розробку дозволяє класифікація схем вантажних люків, що дає можливість наче б то приміряти певний тип схеми до конструкції, що формується, після виконання в ній відповідного вирізу.

Незважаючи на велику кількість схем вантажних люків, їх можна об'єднати за певними ознаками в групи, кожна з яких міститиме однотипні схеми, які відрізняються одна від одної своїми конструктивними ознаками.

Вантажні люки транспортних і десантно-транспортних літаків, в залежності від розташування їх у певній частині фюзеляжу і їх конструктивних особливостей, можна розподілити на чотири основні групи:

1. Бокові вантажні люки – вантажні люки, розташовані в бічній частині фюзеляжу, що мають певний проріз для завантаження-розвантаження, як правило, конкретно заданих вантажів. Зазвичай такі вантажні люки застосовуються на транспортних літаках, які шляхом незначного доопрацювання переробляють з пасажирських суден, або в літаках подвійного призначення. Їхні переваги: відносно невелика вага конструкції, простота механізмів замикання, вузлів навішування, герметизації прорізу і мінімальний вплив на аеродинаміку літака при проектуванні або переобладнанні. Вантажні люки цього типу в основному використовуються для завантаження-розвантаження вантажів на спеціальних авіаційних піддонах або в контейнерах, які вписані в форму фюзеляжу і мають конкретні розміри і габарити.

Основними недоліками таких люків є: неможливість завантаження всередину фюзеляжу довгомірних негабаритних вантажів через необхідність їх розвороту при завантаженні; відсутність будь-яких засобів або допоміжних пристроїв для завантаження-розвантаження, які б забезпечили автономність експлуатації повітряного судна; а також неможливість виконання парашутного десантування вантажів і техніки. Зазвичай такі літаки завантажують і розвантажують в спеціально обладнаних аеропортах, де є необхідні для цього

пристрої (завантажувачі, підйомні майданчики, крани, транспортири, інше). Вантажними люками даного типу обладнані такі літаки, як Boeing 767F (рис. 1.8), Ту-204-100С, AirbusA330-243F, Boeing 737F (рис. 1.9), Boeing 757F, Boeing 777F та інші [48].



Рисунок 1.8 – Зовнішній вигляд бокового вантажного люка Boeing 767F



Рисунок 1.9 – Зовнішній вигляд процесу переобладнання пасажирського Boeing 737-400 в вантажний Boeing 737F

2. Носові (передні) вантажні люки – люки, розташовані в носовій частині літака. Вони мають проріз, який менше або дорівнює мідельній частині фюзеляжу. Служать для завантаження-розвантаження пакетованих або довгомірних вантажів і техніки. Основними перевагами даної схеми є: можливість перевезення повітряним судном довгомірних негабаритних вантажів; забезпечення прорізу, рівного міделю фюзеляжу; відсутність навантаження від аеродинамічних поверхонь (оперення, крила); можливість установки рампи і розкладних трапів, а також реалізації присідання літака на передню опору для забезпечення необхідних кутів наїзду при завантаженні-розвантаженні колісної техніки, що забезпечує можливість експлуатації літака на невідготовлених аеродромах. До недоліків слід віднести: вплив конструкції вантажного люка на аеродинаміку носової частини літака, оскільки виникає необхідність переміщення кабіни пілотів для забезпечення прорізу вантажного люка, в тому числі рівного міделю фюзеляжу; відсутність повноцінної можливості використання бортових навантажувальних пристроїв (БНП); наявність приводних пристроїв для відкриття-закриття люка; додаткова вага рампи і трапів (за їхньої наявності); складна механізація і герметизація; неможливість виконання повітряного десантування.

Такими вантажними люками обладнують як транспортні літаки, так і літаки подвійного призначення з метою забезпечення зручності завантаження-розвантаження, перевезення спеціальних нестандартних вантажів, можливості експлуатації повітряного судна на невідготовлених аеродромах. В деяких випадках таке рішення зумовлене необхідністю швидкого отримання вантажного літака шляхом модернізації існуючого пасажирського для виконання спеціалізованих завдань. Вантажними люками даного типу оснащені такі літаки, як Boeing 747-8F, Airbus A300-600ST (Beluga) (рис. 1.10), C-5 Galaxy (рис. 1.13), Ан-124, Ан-225 та інші [11].



Рисунок 1.10 – Зовнішній вигляд переднього вантажного люка
Airbus A300-600ST(Beluga)

3. Хвостові (задні) вантажні люки – люки, розташовані в хвостовій частині літака. Вони мають проріз, який менше або дорівнює мідельній частині фюзеляжу, служать для завантаження-розвантаження всіх типів вантажів, що перевозяться повітряними суднами. Хвостові вантажні люки так само, як і носові, забезпечують можливість перевезення довгомірних негабаритних вантажів. Як правило, такі вантажні люки обладнані рампою і розкладними трапами. Також конструктивно забезпечується відносно невисоке розташування вантажної підлоги. У сукупності це забезпечує можливість завантаження-розвантаження самохідної колісної техніки або візків з дотриманням мінімальних кутів наїзду. Додатково можливо обладнання люків, що забезпечують повну автономність при експлуатації повітряного судна на непідготовлених аеродромах. Основною конструктивною особливістю таких вантажних люків, у порівнянні з зазначеними

вище, полягає в забезпеченні можливості виконання десантування всіх типів вантажів.

Основними недоліками люків цього типу є: складна механізація, яка забезпечує працездатність і функціональність люків; необхідність введення додаткових силових елементів у вигляді балки вантажного люка для посилення вирізу в хвостовій частині і передачі навантажень на конструкцію фюзеляжу від оперення. Наявність приводних пристроїв (гідроциліндрів, приводів зсуву, водила, інше), складна герметизація, що забезпечує герметичність вантажної кабіни, іноді – введення додаткових елементів герметизації (гермощитків, гермостулків, гермотрапів). Такими вантажними люками обладнано більшість десантно-транспортних літаків. Наприклад, С-295, Ан-132, С-27, Ан-178, КС-390, А-400М (рис. 1.11), Іл-76МД-90А, С-17, інші.

4. Роз'ємні частини фюзеляжу – представляють собою від'єднувальну носову або хвостову частину фюзеляжу в регулярній зоні, яка дорівнює розмірам вантажної кабіни з метою забезпечення прорізу для завантаження-розвантаження різних типів вантажів. Ця конструктивна особливість використовується у випадках коли необхідно перевозити надгабаритні вантажі. І в такому випадку вдається організувати проріз для завантаження рівний внутрішнім габаритним розмірам вантажної кабіни, що являється визначальною задачею яку вирішують літаки даного типу. Таке конструктивне рішення хоч і забезпечує завантаження негабаритних нестандартних вантажів всередину фюзеляжу з відносно нескладною механізацією і герметизацією прорізу, але при цьому має ряд недоліків. Основними з них є: роз'єм в конструкції силових елементів планера і, як наслідок, всі комунікації (проводка системи управління, електропроводка, гідросистема, інше) повинні мати роз'єми в місці стику, а також силові вузли або елементи механізації для передачі навантаження від відокремлюваної частини до планеру.



Рисунок 1.11 – Зовнішній вигляд заднього вантажного люка А-400М

При використанні відокремлюваних частин фюзеляжу неможлива експлуатація повітряного судна на непідготовлених аеродромах через відсутність спеціального завантажувального обладнання, неможливе виконання десантування вантажів. Як правило, відокремлюваними частинами забезпечуються серійні літаки з метою мінімізації переробок типової конструкції і для перевезення нестандартних спеціальних вантажів з конкретних спеціально обладнаних аеродромів. Прикладами таких літаків є Boeing 747 LCF Dreamlifter, Boeing B377 Super Guppy (рис. 1.12).

Описані чотири основні групи можна, в свою чергу, класифікувати за їхніми основними конструктивними особливостями. Перш за все, за наявністю основних елементів конструкції.

Оскільки конструктивно бічні вантажні люки не дозволяють перевозити великогабаритні вантажі, колісну або самохідну техніку, а призначені в основному для завантаження пакетованих вантажів на авіаційних піддонах або контейнерах, їх конструкція досить проста. На сьогоднішній день існують тільки «стулкові» бічні вантажні люки, які закривають проріз вантажної кабіни.



Рисунок 1.12 – Зовнішній вигляд передньої від’ємної частини літака Boeing 377 Super Guppy

Носові ж (передні) вантажні люки, на відміну від бічних, можна розділити на:

1. «Стулкові» – з однієї або більше стулок, що закривають проріз люка (Boeing 747-8F, Airbus A300-600ST (Beluga) (рис. 1.10)).

2. «Комбіновані» – люки зі стулками, що повністю або частково закривають проріз вантажної кабіни, і з рампою для заїзду і завантаження самохідної техніки (C-5 (рис. 1.13), Ан-124, Ан-225).

Задні (хвостові) вантажні люки за таким же принципом можна розділити на:

1. «Стулкові», що складаються з однієї або більше стулок, які закривають проріз люка (Ан-8, Ан-12 (рис. 1.21), Ан-28 (рис. 1.20), Ан-24Т, Ан-38 (рис. 1.19)).

2. «Рампові» – ті, що складаються тільки з однієї рампи, яка служить для наїзду і навантаження самохідної техніки і закриває проріз вантажного люка (Ан-26, Су-80 (рис. 1.14)).

3. «Комбіновані», що складаються зі стулки, яка повністю або частково закриває проріз вантажної кабіни, і рампи для наїзду і навантаження самохідної техніки (C-295, C-27, Ан-178, А400М, C-141 (рис. 1.22)) [109].



Рисунок 1.13 – Зовнішній вигляд рампового заднього вантажного люка літака Су-80



Рисунок 1.14 – Зовнішній вигляд комбінованого переднього вантажного люка літака C-5 Galaxy

Відокремлювані частини можна розділити на:

1. Передні (Boeing 377 Super Guppy (рис. 1.12).
2. Задні (Boeing 747 LCF Dreamlifter (рис. 1.15).

Також ці групи за конструктивними особливостями можна розділити на більш дрібні підгрупи.

За типом стулкового відсіку стулкові та комбіновані вантажні люки поділяються на:

Бічні:

1. «Одностулкові», що мають в своїй конструкції лише одну стулку (Іл-96-400Т (рис. 1.8), Ту-204-100С, Airbus A330-243F, Boeing 737F (рис. 1.9), Boeing 757F, Boeing 777F та інші) .

2. «Двостулкові», що мають тільки дві стулки (С-47 (рис. 1.16), Piper Seneca PA34).

3. «Багатостулкові», що мають три і більше стулок (Basler BT-67 (рис. 1.17)).



Рисунок 1.15 – Зовнішній вигляд задньої відокремлюваної частини літака Boeing 747LCF Dreamlifter



Рисунок 1.16 – Зовнішній вигляд двостулкового бокового вантажного люка літака C-47



Рисунок 1.17 – Зовнішній вигляд багатостулкового бокового вантажного люка літака Basler BT-67

Передні стулкові в свою чергу діляться на:

1. «Одностулкові» (Boeing 747-8F, Airbus A300-600ST (Beluga) (рис. 1.10)).
2. «Двостулкові» (C-124 (рис. 1.18)).



Рисунок 1.18 – Зовнішній вигляд двостулкового переднього вантажного люка літака С-124

За цією конструктивною ознакою задні (хвостові) стулкові вантажні люки можна розділити на:

1. «Одностулкові» (Ан-38 (рис. 1.19)).
2. «Двостулкові» (Ан-28 (рис. 1.20), Blackburn В-101 Beverley).
3. «Багатостулкові» (Ан-12 (рис. 1.21)).



Рисунок 1.19 – Зовнішній вигляд одностулкового заднього вантажного люка літака Ан-38



Рисунок 1.20 – Зовнішній вигляд двостулкового заднього вантажного люка літака Ан-28



Рисунок 1.21 – Зовнішній вигляд багатостулкового заднього вантажного люка літака Ан-12

Те ж стосується і задніх (хвостових) комбінованих вантажних люків. Їх можна розділити на:

1. «Одностулкові» (С-295, С-27, Ан-178, А400М (рис. 1.11)).
2. «Двостулкові» (С-141 (рис. 1.22)).
3. «Багатостулкові» (У-20, С-5 (рис. 1.29), Іл-76 (рис. 1.27), Ан-70 (рис. 1.23)) [167].



Рисунок 1.22 – Зовнішній вигляд двостулкового заднього комбінованого вантажного люка літака С-141



Рисунок 1.23 – Зовнішній вигляд багатостулкового заднього комбінованого вантажного люка літака Ан-70

1.3.2 Систематизація і класифікація герметичних хвостових вантажних люків літаків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями

Одним з найважливіших критеріїв при проєктуванні хвостової частини фюзеляжу та вантажних люків є питання забезпечення герметичності вантажної кабіни. У зв'язку з цим було вирішено всі 4 типи вантажних люків розділити на «герметичні» та «негерметичні» і в подальшому розглядати проєктування герметичних хвостових частин фюзеляжу як окрему групу, оскільки даний тип літаків є найбільш розповсюдженим.

Для забезпечення герметичності вантажної кабіни часто в конструкцію вводять додаткові герметизуючі елементи у вигляді гермощитків, гермостулок, гермотрапів та ін. Для герметичних вантажних люків уперше введемо додатковий критерій забезпечення герметичності того чи іншого типу. Для цього проведемо детальний аналіз на предмет забезпечення герметичності вантажної кабіни на прикладі хвостових вантажних люків.

1.3.2.1 Вантажні люки типу «А»

Переходячи до визначення можливих типів герметичних задніх (хвостових) вантажних люків, виключимо з аналізу схеми вантажних люків з герметичною перегородкою на порозі вантажної кабіни, що свідомо зменшує її корисний об'єм.

На перший погляд, найпростішою виявилася б схема вантажного люка з вирізом в герметичній зоні і гермоперегородкою (гермошпангоутом), встановленою в задній частині вирізу. Така схема містила б герметичну кришку, шарнірно закріплену в передній і задній частині вирізу, з можливістю її почергового роз'єднання при відкритті на землі і в повітрі. Однак є один момент, який відносить подібну схему до розряду непрацездатних. Це рух кришки в обидві сторони (вгору і вниз), на прохід, що робить проблематичним герметизацію прорізу і фіксацію кришки в закритому положенні з огляду на те, що вона повинна сприймати надлишковий тиск.

Реальною, найбільш простою схемою вантажного люка, що забезпечує герметизацію прорізу і виконання поставлених завдань, є схема, зображена на рисунку 1.24.

Вона містить рампу, закріплену шарніром 1 на порозі вантажної кабіни, і стулку, закріплену шарніром 3 в задній частині вирізу. Рампа забезпечена циліндрами управління, штангами і керованими замками, стулка – циліндрами управління і некерованими замками. Рампа утворює похилу підлогу при завантаженні техніки, а також може забезпечуватися додатковим трапом. Трап шарніром 2 кріпиться до заднього торця рампи. У горизонтальному положенні рампа фіксується штангами.

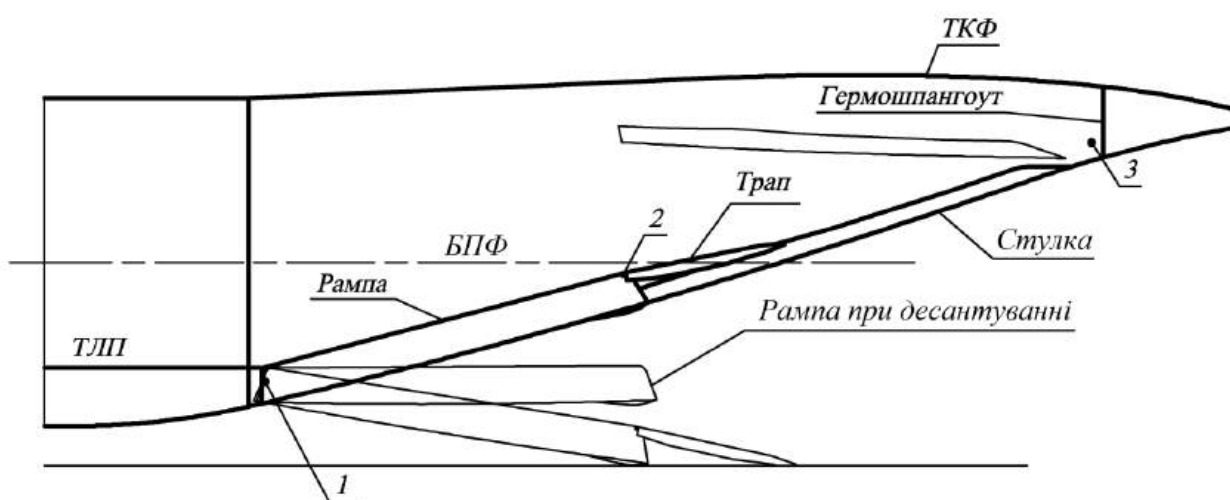


Рисунок 1.24 – Схема герметичного вантажного люка

Така схема вантажного люка дозволяє забезпечити виконання певних технічних вимог. Обмеженням до її застосування можуть стати форма фюзеляжу, розміри і призначення літака.

Схеми вантажного люка подібного типу, що відрізняються одна від одної певними конструктивними ознаками, можна об'єднати в одну групу з позначенням літерою «А» і присвоєнням позначення «Тип А». Об'єднуючими ознаками таких схем є: розташування прорізу в герметичній зоні, шарнірно навішені на порозі вантажної кабіни і в кінці вирізу рампа і стулка. Конструктивні відмінності подібних схем можна зазначати порядковим номером: Тип А1, Тип А2 і т. д.

Прикладом виконання схеми такого типу є вантажний люк літаків Ан-22 (рис. 1.25), А400М, С295, С-27, С-130, С-17 [192].

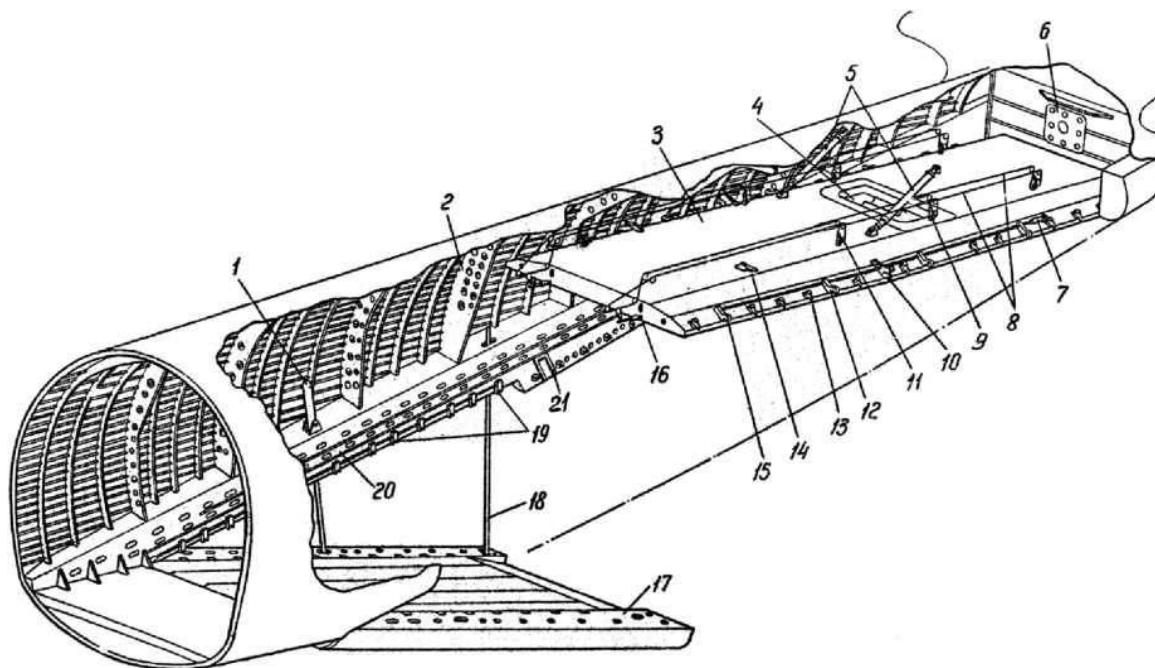


Рисунок 1.25 – Загальний вигляд вантажного люка літака Ан-22

1 – гідроциліндр управління рампою; 2 – шпангоут № 75; 3 – задня стулка;
 4 – аварійний люк; 5 – гідроциліндри управління стулкою; 6 – люк на шпангоуті
 № 95; 7 – гідроциліндр управління замками закритого положення стулки;
 8 – троси; 9, 11 – замки відкритого положення стулки при роботі тельферами;
 10 – вузол із замком і опорним роликом стулки; 12, 15 – замки закритого
 положення стулки; 13 – опорний кронштейн стулки; 14 – замок відкритого
 положення стулки на шпангоуті № 79; 16 – штирьовий замок стулки; 17 – рампа;
 18 – штанга; 19 – замки закритого положення рампи; 20 – продольна балка
 вантажного люка; 21 – механізм кінцевих вимикачів закритого положення стулки

Не вдаючись в детальний аналіз схем Типу А, слід зазначити, що такі схеми здійсненні лише в певній геометрії фюзеляжу зі сплюсненням його форми знизу і вгорі, розширенням до кінця фюзеляжу на вигляді в плані. При цьому, верхня лінія хвостовій частині фюзеляжу виконується з максимально можливим кутом підйому. Граничне значення кута підйому обмежується необхідністю забезпечення прийнятних аеродинамічних характеристик літака.

1.3.2.2 Вантажні люки типу «Б»

Сучасні високошвидкісні десантно-транспортні літаки з великою дальністю польоту виконуються з фюзеляжем, що наділений досконалими аеродинамічними обводами, і при цьому забезпечують сприйняття навантажень від надлишкового тиску всередині вантажної кабіни.

Мідельний перетин таких фюзеляжів має форму кола, а його хвостова частина – форму кола або овалу.

Схеми вантажних люків типу А не можуть забезпечити формування необхідного прорізу в фюзеляжах швидкісних літаків. Вантажний люк починає втрачати свою простоту, обростаючи новими конструктивними одиницями, які виконують певні функції відповідно до їх призначення.

Як правило, хвостові частини в таких схемах поділяються рухомою перегородкою на герметичний і негерметичний відсіки. Ця ознака схеми вантажного люка є однією з умов, що об'єднує подібні схеми в одну групу. Іншою об'єднуючою ознакою є спосіб приєднання рухомої гермоперегородки до нерухомих і рухомих частин вантажного люка літака.

На рисунку 1.26 зображена схема вантажного люка, що складається з герметичного і негерметичного відсіків. Люк містить рампу, що знаходиться в герметичній зоні і шарніром 1 закріплена на порозі вантажної кабіни. До рампи шарніром 4 прикріплений трап. Нагорі вантажної кабіни шарніром 2 закріплена гермостулка, що розділяє вантажний люк на відсіки. Негерметичний відсік містить стулку, шарніром 3 закріплену в хвостовій частині фюзеляжу. При цьому, конструкція відсіку стулок при можливому розмаїтті його складових частин істотного впливу на визначення типу схеми вантажного люка не має. Відмінності всередині подібного типу схем можуть позначатися порядковим номером. Шарнірне приєднання гермоперегородки нагорі вантажної кабіни утворює схеми вантажних люків Типу Б.

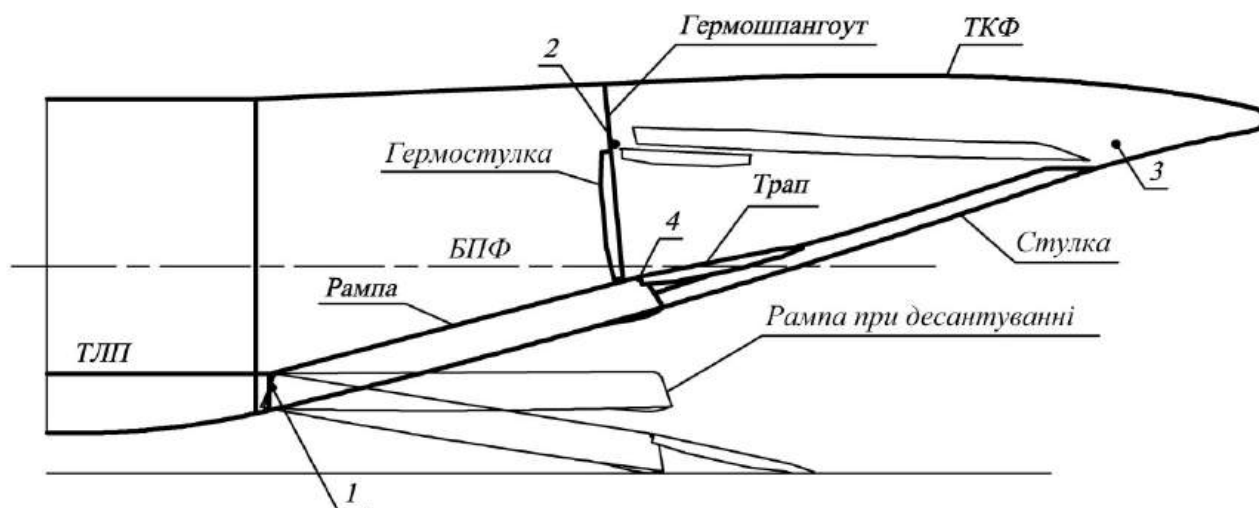


Рисунок 1.26 – Схема вантажного люка, що складається із герметичного і негерметичного відсіків

Прикладами виконання вантажних люків за схемами типу Б є люки, виконані на літаках С-141, Іл-76 (рис. 1.27), Ан-70 (рис. 1.23), У-20.

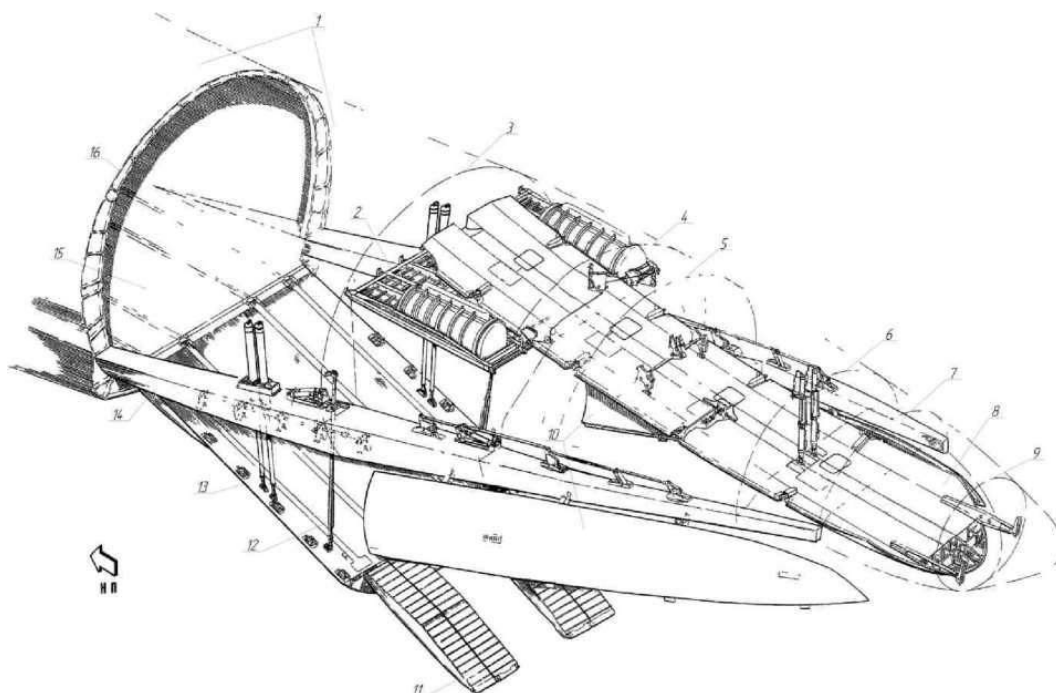


Рисунок 1.27 – Загальний вигляд вантажного люка Іл-76

1 – вантажна кабіна; 2 – гермостулка; 3 – шпангоут №67; 4 – шпангоут №74; 5 – шпангоут №78; 6 – шпангоут №87; 7 – шпангоут №90; 8 – середня ступка; 9 – шпангоут №95; 10 – бокові ступки; 11 – підтрапники; 12 – штанга; 13 – рампа; 14 – балка вантажного люка; 15 – підлога вантажної кабіни; 16 – шпангоут №56

1.3.2.3 Вантажні люки типу «В»

Відомі схеми вантажних люків, рухлива гермоперегородка яких шарнірно закріплена на фюзеляжі і виконана з можливістю шарнірного приєднання до рампи і від'єднання від конструкції фюзеляжу з метою використання її в якості трапа. Ця ознака спільно із зазначеними в схемах типу Б конструктивними особливостями є необхідним для групування подібних схем в тип В. На рисунку 1.28 зображена схема вантажного люка типу В. Рампа закріплена на порозі вантажної кабіни шарніром 1. Гермотрап шарнірами 2 і 5 закріплений на торці рампи і фюзеляжі літака з можливістю його почергового з'єднання і роз'єднання. До гермотрапа шарніром 2 приєднаний підтрапник.

При розкладці на землі рампа, гермотрап і підтрапник утворюють похилу підлогу для завантаження-розвантаження техніки і особового складу. При десантуванні шарнір 2 роз'єднується, гермотрап повертається відносно шарніра 5 і фіксується в горизонтальному положенні.

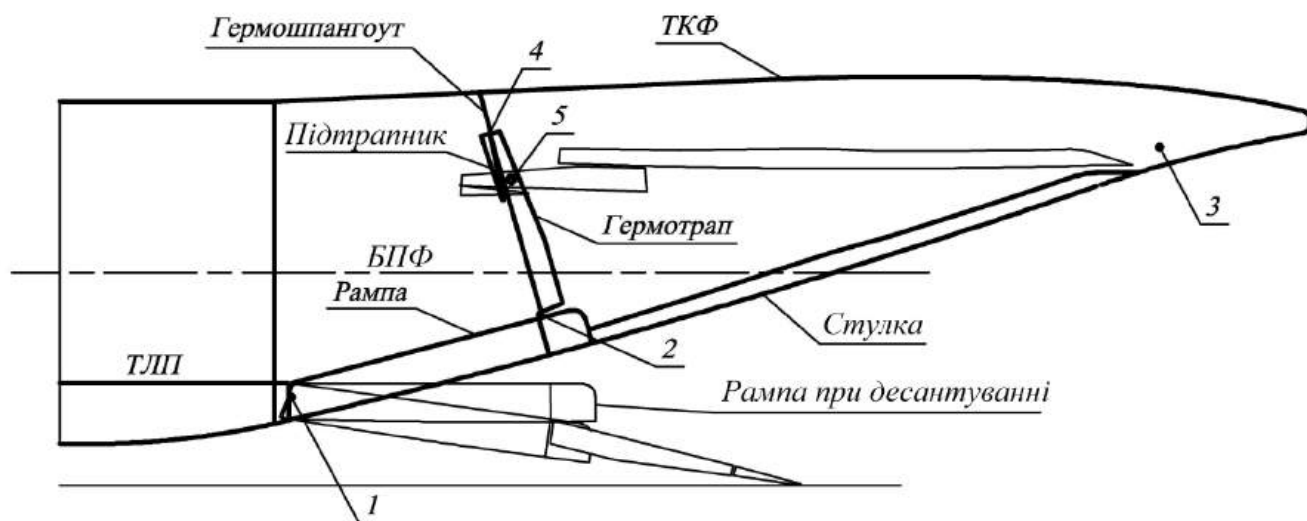


Рисунок 1.28 – Схема вантажного люка типу В

Вантажний люк типу В виконаний на літаку С-5А (рис. 1.29).

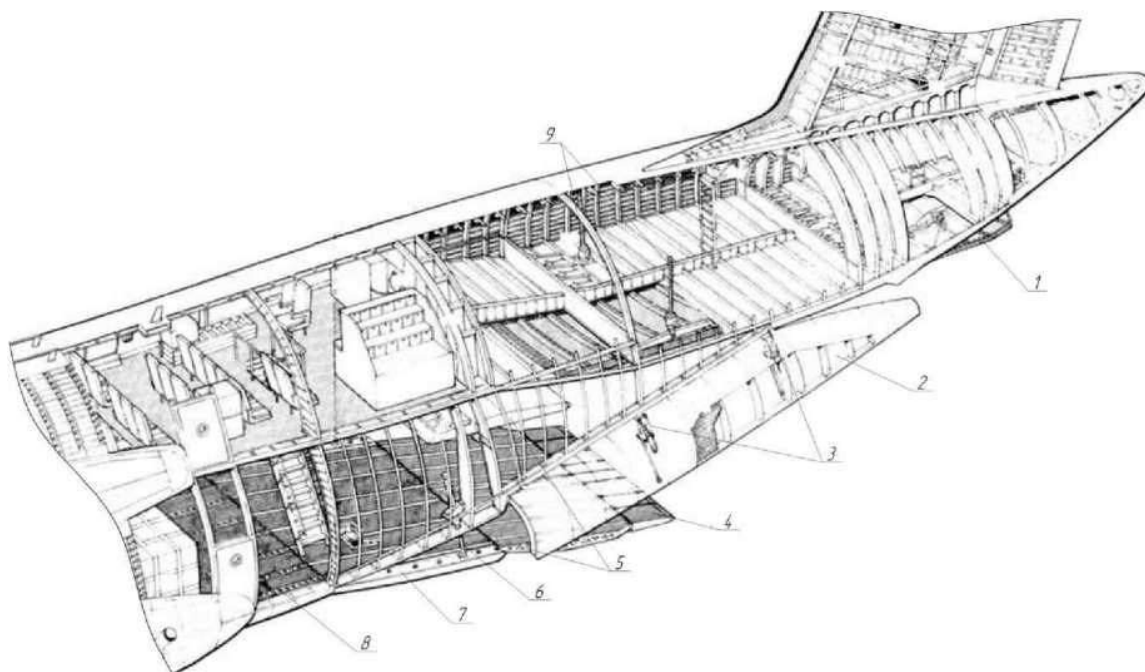


Рисунок 1.29 – Загальний вигляд вантажного люка С-5А

1 – середня стулка; 2 – ліва бокова стулка; 3 – гідроциліндр управління боковою стулкою; 4 – кінцеві трапи; 5 – гермотрап; 6 – гідроциліндр управління рампою; 7 – рампа; 8 – вантажна підлога; 9 – гвинтовий привід управління середньою стулкою

1.3.2.3 Вантажні люки типу «Д»

На рисунку 1.30 зображена схема вантажного люка типу Д.

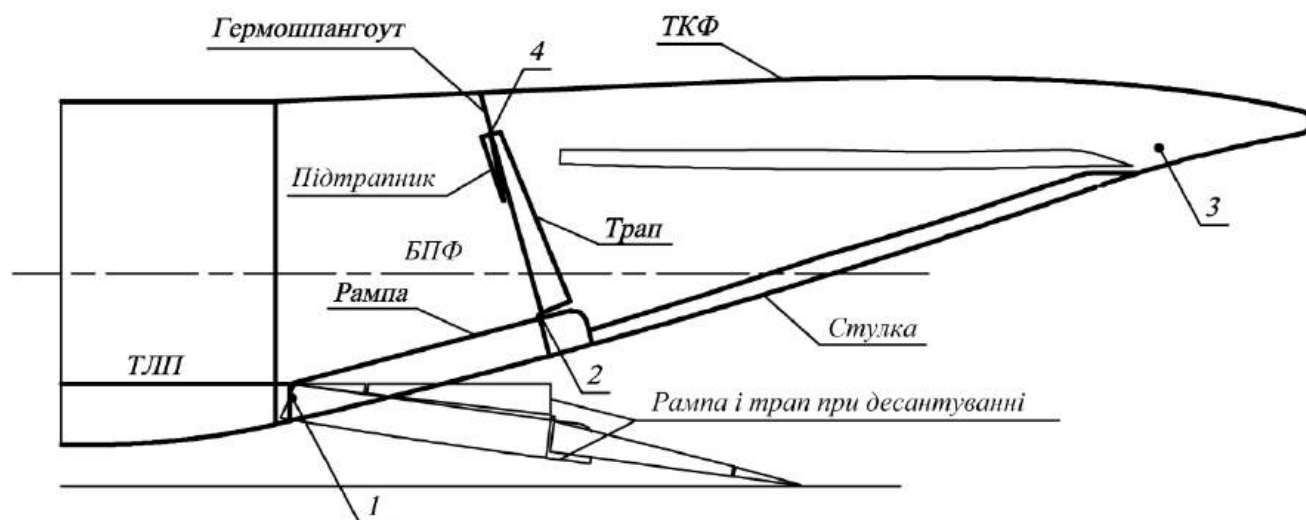


Рисунок 1.30 – Схема вантажного люка типу Д

У даній схемі рампа закріплена на порозі вантажної кабіни шарніром 1. До рампи шарніром 2 прикріплений гермотрап, який поєднує функції трапа і рухомої гермоперегородки. До гермотрапа шарніром 4 прикріплений підтрапник. Стулка шарніром 3 закріплена в хвостовій частині фюзеляжу.

Вантажний люк типу Д виконаний на літаку Ан-124 (рис. 1.31).

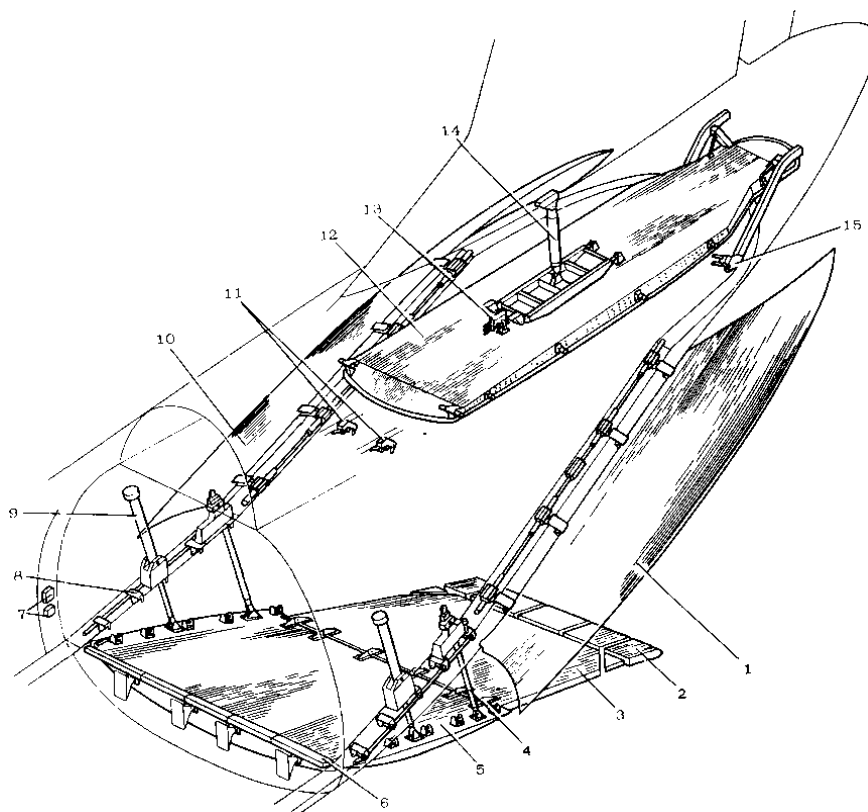


Рисунок 1.31 – Загальний вигляд вантажного люка Ан-124

1 – ліва бокова стулка; 2 – кінцеві трапи; 3 – гермотрап; 4 – штанга рампи;
5 – рампа; 6 – місток порогу; 7 – пульти управління вантажним люком; 8 – замки
рампи; 9 – гідроциліндр управління рампою; 10 – права бокова стулка; 11 – замки
гермотрапа; 12 – середня стулка; 13 – замок відкритого положення середньої
стулки; 14 – гідроциліндр управління середньої стулки; 15 – лівий замок
закритого положення середньої стулки

При завантаженні-розвантаженні рампа, гермотрап і підтрапник утворюють похилу підлогу, необхідну для заїзду техніки. При десантуванні гермотрап і підтрапник укладаються на настил рампи. При цьому їх конфігурація підбирається з таким розрахунком, щоб у відкритому положенні їх настил

збігався з рівнем підлоги вантажної кабіни.

1.3.2.4 Вантажні люки типу «Е»

До наступного типу Е можна віднести схеми вантажних люків, рампа яких шарнірно приєднана до порогу вантажної кабіни з можливістю її відкату під фюзеляж.

На рисунку 1.32 зображена схема вантажного люка типу Е. Рампа, закріплена на порозі вантажної кабіни шарніром 1, виконана з можливістю її роз'єднання з подальшим відкатом під фюзеляж. Стулка приєднана до фюзеляжу шарніром 3. Десантування вантажів відбувається з порога вантажної кабіни літака. Для завантаження і розвантаження техніки рампа з приєднаним до неї шарніром 2 трапом утворюють похилу підлогу.

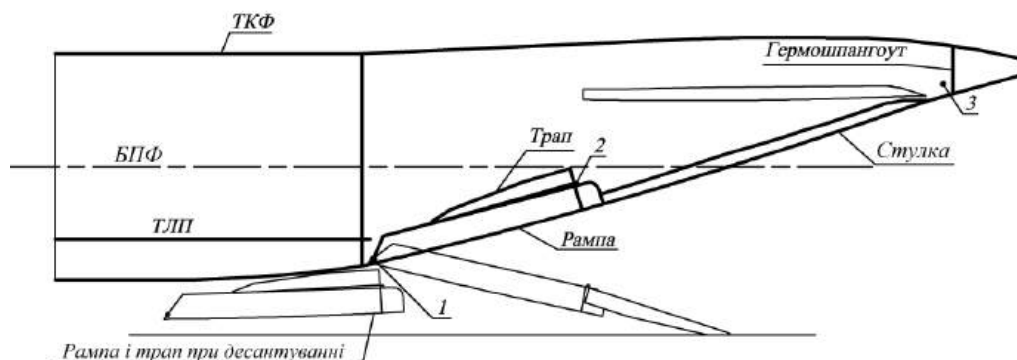


Рисунок 1.32 – Схема вантажного люка типу Е

Вантажні люки по типу Е виконані на літаках Ан-26 (рис. 1.33), Ан-32/132, Ан-72/74.

Таким чином, з введенням критеріїв у вигляді типів герметичних вантажних люків А-Е буде використовуватись наведена вище класифікація з додатковим позначенням типу вантажного люка при проєктуванні хвостової частини фюзеляжу для літаків транспортної категорії.

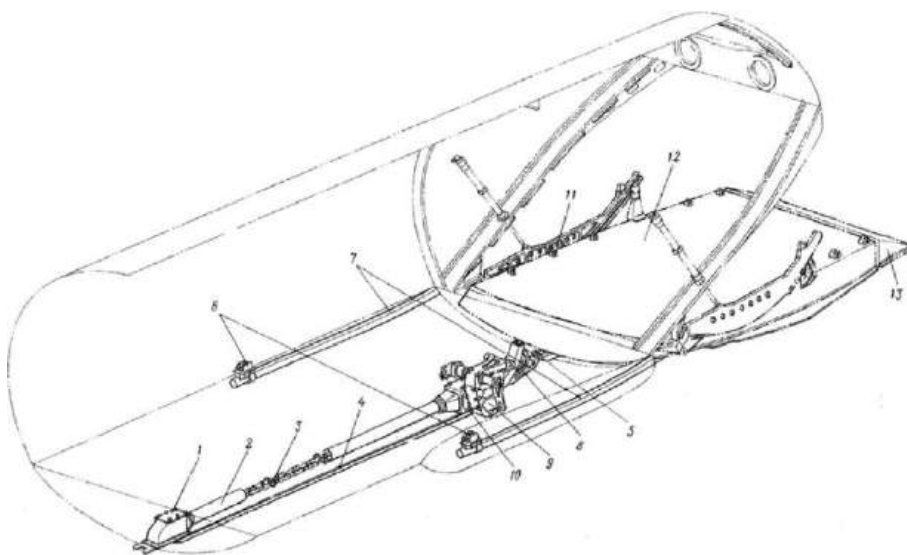


Рисунок 1.33 – Загальний вигляд вантажного люка Ан-26

- 1 – ведена зірочка приводу рампи; 2 – захисний кожух; 3 – тяговий ланцюг;
 4 – передній рельс; 5 – механізм вимикача закритого положення рампи;
 6 – механізм сигналізації випущеного положення рампи; 7 – бічні рельси;
 8 – кронштейн навіски рампи; 9 – редуктор приводу рампи; 10 – ведуча зірочка
 приводу рампи; 11 – правий рухливий рельс; 12 – рампа; 13 – підтрапник

1.3.3 Призначення, вимоги та вихідні дані до проєктування хвостової частини фюзеляжу

Хвостова частина фюзеляжу літака транспортної категорії призначена переважно для забезпечення завантаження-розвантаження літака. На великих літаках також можливе розташування люків аварійного покидання. Крім того, в хвостовій частині фюзеляжу розташовані силові конструкції для забезпечення установки оперення літака (силовий відсік) та рухомих агрегатів вантажного люка – рампи, гермостулук, гермощитків, гермотрапів тощо.

Вимоги до ФЗ літака транспортної категорії визначені її основними функціями відповідно до технічного завдання на проєктування літака і діючої нормативно-технічної документації.

Нормативно-технічна документація, яка діє в області проєктування хвостової частини літака транспортної категорії, містить:

- норми льотної придатності, відповідно до яких планується сертифікація літака (АП-25, FAR-25, CS-25) [145, 146];
- закони та норми в області забезпечення безпеки повітряного руху (Повітряний кодекс України, ІКАО);
- системи стандартів оформлення документації (ДСТУ ГОСТ 2.001: 2006 ЕСКД), проєктування та постановки виробу на виробництво (ДСТУ ГОСТ 15.001: 2009 СРПП);
- стандарти і рекомендації щодо компонування (ГОСТ 24396-88, ОСТ1 02721-91, АС25.773-1);
- стандарти в області виробництва і проведення випробувань авіаційної техніки;
- внутрішні стандарти підприємств (технічні умови, виробничі інструкції);
- стандарти системи менеджменту якості ISO 9001.

Результат проєктування хвостової частини фюзеляжу повинен забезпечити:

- міцність і надійність конструкції за її мінімальної маси;
 - задану довговічність конструкції;
 - високу якість аеродинамічної поверхні;
 - надійність функціонування вантажного люка;
 - блискавкозахист;
 - компонування хвостової частини фюзеляжу з урахуванням розміщення агрегатів вантажного люка в його відкритому положенні і забезпеченні необхідного прорізу [226];
 - достатній проріз вантажного люка;
 - ефективну роботу систем життєзабезпечення;
 - герметичність кабіни;
 - зручність обслуговування обладнання і огляду елементів конструкції, в тому числі елементів системи керування вантажним люком.
- Вихідні дані для проєктування хвостової частини фюзеляжу літака містять наступне [205, 207]:
- технічне завдання на проєктування літака;

- попередні аеродинамічна та конструктивно-силова схема літака;
- форма та діаметр міделевого перерізу фюзеляжу;
- розміри необхідного прорізу вантажного люка;
- умови експлуатації та вимоги до десантно-транспортних завдань;
- рекомендовані нові науково-технічні рішення для проєктованого літака.

Процес проєктування хвостової частини фюзеляжу є ітераційним, завдання проєкту вирішують послідовно, розвиваючи і уточнюючи результати попереднього кроку.

У процесі проєктування ФЗ мають бути вирішені такі завдання:

- аналіз досягнутого рівня досконалості хвостових частин фюзеляжу літаків - аналогів;
- попереднє визначення геометричних параметрів ФЗ;
- розроблення КСС і компоновання ФЗ у складі фюзеляжу;
- проєктувальний розрахунок елементів конструкції ФЗ;
- аналіз впливу параметрів ФЗ на характеристики фюзеляжу і літака;
- аналіз компоновання і прорізу вантажного люка;
- тривимірне моделювання ФЗ.

На різних етапах створення хвостової частини фюзеляжу знайшли застосування як прямі, так і непрямі методи проєктування [64, 66, 204] авіаційних конструкцій.

Непрямі методи проєктування в сучасному авіабудуванні представлені головним чином статистичним методом або методом прототипів. Для нього характерні відносно невеликі витрати праці і часу, що дозволяє ефективно застосовувати його на етапі попереднього проєктування. Недоліком статистичного методу проєктування є його консервативна природа, яка обмежує можливість застосування принципово нових конструктивно-технологічних рішень.

Статистичний метод застосовують при первісному визначенні базових параметрів хвостової частини в складі фюзеляжу – подовження ФЗ і кута відхилення її осі від будівельної горизонталі фюзеляжу. Форми твірних і перерізів

визначають, виходячи зі швидкості і висоти крейсерського польоту, а також вибраної схеми вантажного люка.

Вимоги щодо досягнення необхідної надійності системи керування вантажним люком, блискавкозахисту, електромагнітної сумісності обладнання враховують на основі досвіду попередніх проєктів [43] переважно на кінцевих етапах проєктування.

1.3.4 Попередній вибір основних параметрів хвостової частини фюзеляжу

Параметри хвостової частини на етапі попереднього проєктування визначають на основі даних літаків-прототипів і прийнятих конструктивно-компонувальних рішень (рис. 1.34).

До основних геометричних параметрів частин фюзеляжу ($\Phi 1$, $\Phi 2$ і $\Phi 3$) відносять:

- еквівалентний діаметр фюзеляжу d_{Φ} , мм;
- відносне відхилення НЧФ $\bar{y}_H$;
- відносне відхилення ХЧФ, $\bar{y}_X$;
- подовження фюзеляжу, λ_{Φ} ;
- подовження НЧФ λ_H ;
- подовження ХЧФ, λ_X .

Подовження $\Phi 3$ визначають за формулою $\lambda_X = L_X / d_{\Phi}$, використовуючи довжину хвостової частини L_X .

Звуження $\eta_X = d_0 / d_{\Phi}$, практично не використовують, оскільки початковий діаметр d_0 завжди дорівнює нулю (середній діаметр хвостової частини фюзеляжу).

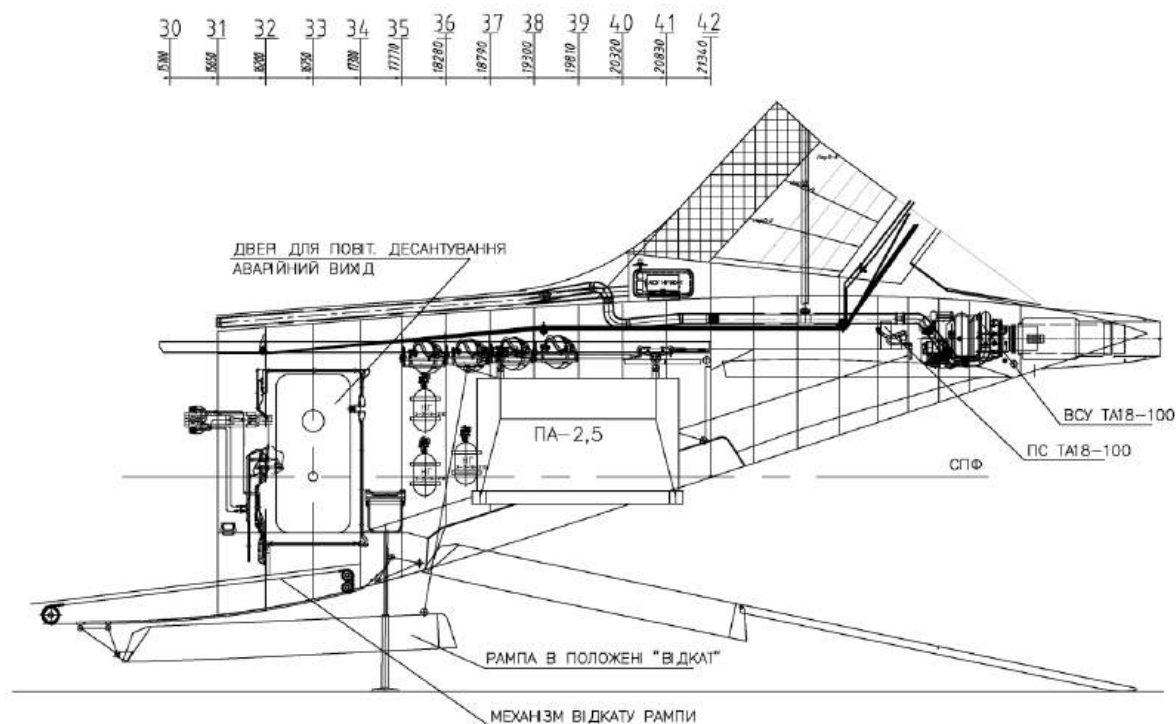


Рисунок 1.34 – Схема компонування хвостової частини фюзеляжу

Конструктивно силову схему хвостової частини у складі фюзеляжу також визначають на етапі попереднього проєктування літака. Для ФЗ літака транспортної категорії найбільш характерно застосування балочно-стрингерної КСС. Шаг шпангоутів рекомендовано вибирати в діапазоні 400...520 мм, шаг стрингерів – 250...300 мм. Вирізи значних розмірів (вантажний люк, аварійні люки, двері) підсилюють додатковими силовими елементами.

До прямих методів проєктування відносять аналітичні методи і методи оптимального проєктування авіаційних конструкцій, які широко застосовують на стадіях ескізного і робочого проєкту [74, 83]. Основним принципом цієї групи методів є аналіз впливу окремих параметрів об'єкта на показники, що характеризують ефективність виконання ним своїх функцій і ефективність літака в цілому. Залежності, отримані в результаті такого аналізу, дозволяють прийняти обґрунтоване рішення про вибір раціональних параметрів, або провести оптимізацію за заданим критерієм.

У процесі проєктувального розрахунку елементів конструкції хвостової частини фюзеляжу вибирають матеріал і визначають їхні геометричні

характеристики з точки зору забезпечення заданих характеристик статичної та втомної міцності, корозійної стійкості, герметичності і ущільненню при мінімальній масі.

Статичну і втомну міцність елементів конструкції забезпечують шляхом забезпечення рівня діючих напружень нижче допустимих у всьому діапазоні експлуатаційних навантажень [144, 148, 157, 178].

Корозійну стійкість забезпечують шляхом обґрунтованого вибору конструкційних матеріалів і покриттів.

Герметичність фюзеляжу визначають головним чином ступенем герметичності з'єднань його частин та вибором оптимальних параметрів елементів герметизації. Випробування на герметичність проводять як для типових з'єднань конструкцій, так і для фюзеляжу в цілому.

Випробування на герметичність типових з'єднань доцільно проводити паралельно з їх випробуваннями на статичну міцність і втомну довговічність. Для скорочення програми натурних випробувань застосовують розрахункові методи прогнозування герметичності на основі розрахунку параметрів мікроклімату та НДС з'єднань. Застосування даних методів є можливим на етапі ескізного проєктування.

Герметичність фюзеляжу в цілому визначають на завершальних стадіях проєкту після виготовлення дослідних зразків конструкції фюзеляжу [18, 54, 201, 211, 218]. Випробування проводять у три етапи, поступово підвищуючи тиск наддуву. Витоки знаходять за допомогою розчину нейтрального мила чи інших методів. Усунення течі проводять шляхом заміни або ущільнення кріплення, а також шляхом додаткової поверхневої герметизації з внутрішньої сторони обшивки. На завершення третього етапу випробувань вимірюють величину падіння тиску в фюзеляжі за заданий проміжок часу.

1.3.5 Особливості тривимірного комп'ютерного моделювання хвостової частини фюзеляжу

Поверхня ФЗ є однією з найбільш складних для математичного моделювання поверхонь літака [134, 147, 184, 176, 194], що пов'язано з рядом умов:

- подвійна кривизна поверхні;
- необхідність розміщення оперення літака;
- високі вимоги до гладкості перерізів.

Вихідні дані для моделювання зручно наводити у вигляді теоретичного креслення (рис. 1.35).

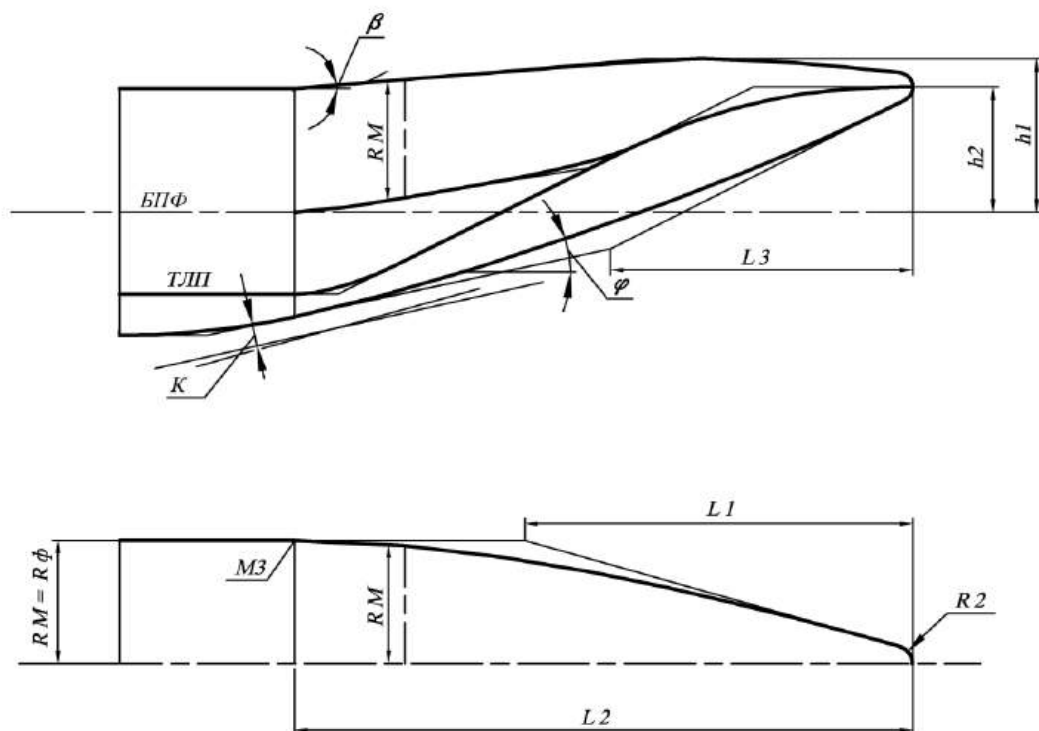


Рисунок 1.35 – Теоретичне креслення хвостової частини фюзеляжу транспортного літака

Для побудови моделі поверхні фюзеляжу найбільш часто застосовують метод «поверхню по перерізах» (Section surface).

Вихідні дані для тривимірного моделювання хвостової частини фюзеляжу

містяться у теоретичному кресленні у вигляді кривих і таблиць координат.

Наступним етапом розвитку методів тривимірного комп'ютерного моделювання став перехід до цифрового формату даних про геометричні параметри і використання моделі майстер-геометрії як основного носія геометричних параметрів теоретичних поверхонь.

Модель розподілу простору фюзеляжу відображає його конструктивно-силову схему і компонування, містить спрощені моделі конструктивно-силових елементів, систем і вантажів, пасажирів і екіпажу.

Модель розподілу простору ФЗ (рис. 1.36) є частиною моделі розподілу простору фюзеляжу.

Максимальне відхилення хвостової частини фюзеляжу задає висоту прорізу вантажного люка, який, в свою чергу, обмежений силовим відсіком оперення та вимогами до його міцності та надійності.

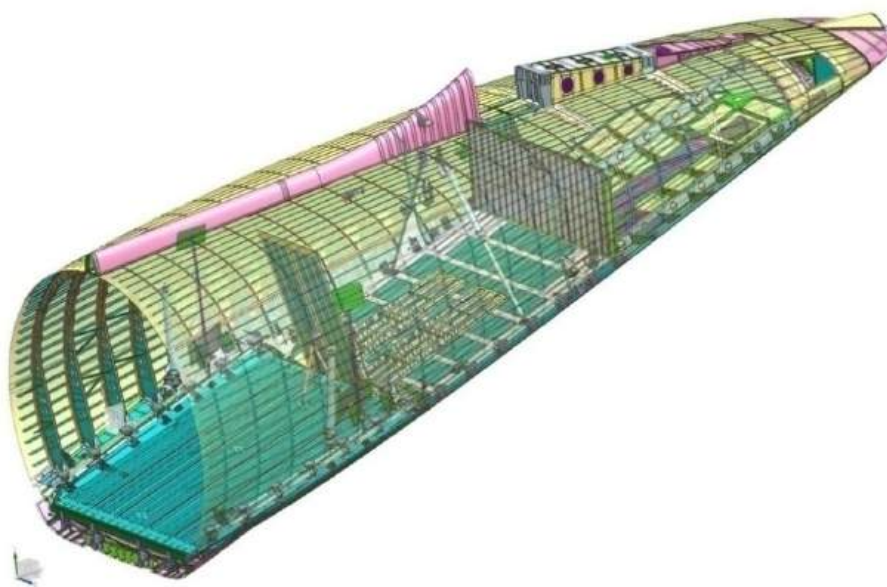


Рисунок 1.36 – Фрагмент моделі розподілу простору конструкції хвостової частини фюзеляжу

Спрощені моделі елементів конструкції (шпангоутів, стрингерів, бімсів і підлоги кабіни) показують у вигляді базових площин. Системи і устаткування показують у вигляді спрощених габаритних моделей або функціональних обсягів. На поверхні ФЗ показують межі люків і вирізів.

1.3.6 Особливості компонування хвостової частини фюзеляжу

У процесі визначення геометричних параметрів зовнішніх обводів хвостової частини фюзеляжу вимоги забезпечення необхідного прорізу вантажного люка, траєкторії завантаження та десантування вантажів, розміщення агрегатів вантажного люка, елементів системи керування вантажним люком та іншого [142] обладнання вираховують за допомогою компоувального креслення ФЗ (рис 1.37) [169] або моделі розподілу простору.

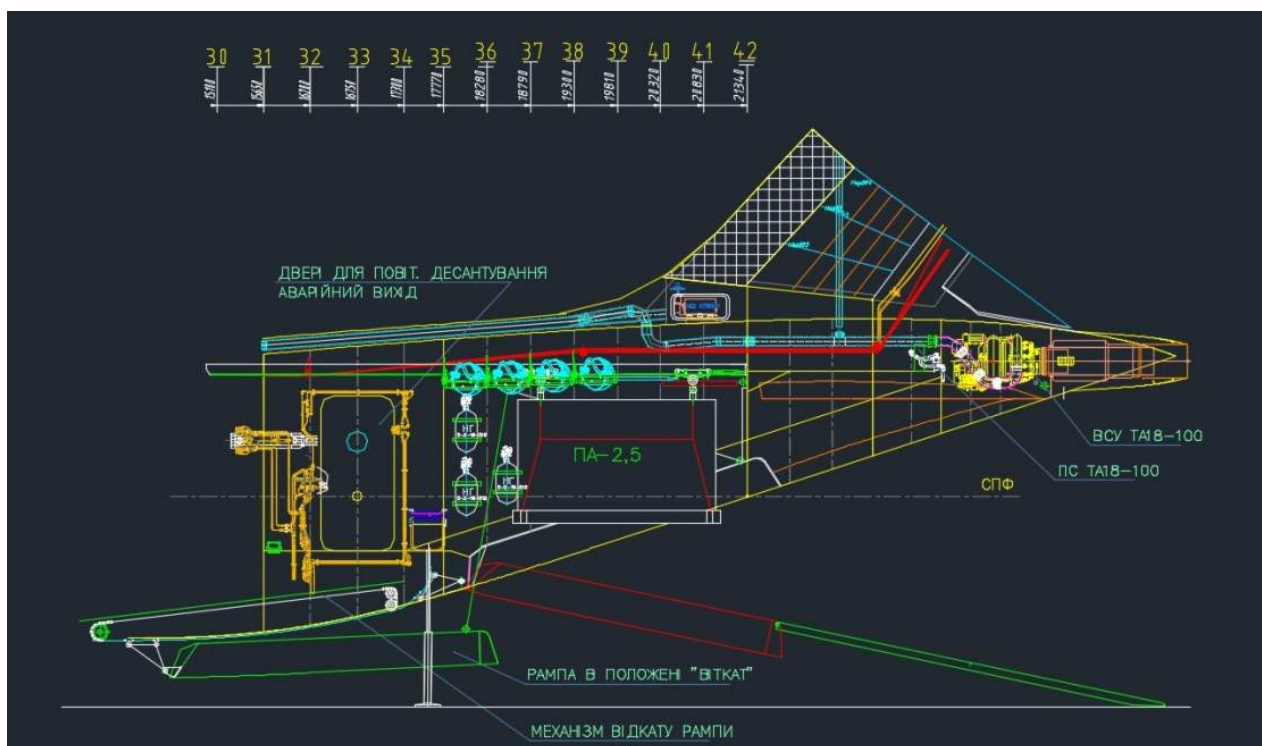


Рисунок 1.37 – Схема компонування ФЗ транспортного літака

Крім цього, компонування хвостової частини передбачає розміщення агрегатів та інших систем літака, в тому числі додаткового обладнання. Компоування гідравлічної та електричної системи, що задіяні в системі керування вантажним люком, мають забезпечувати відповідну надійність, що передбачується вимогами ОТТ ВВС та іншими. Також велика увага приділяється компоуванню прорізу вантажного люка, а точніше, його чистоти (відсутності виступаючих елементів). Це пов'язано з безпекою виконання повітряного десантування, що полягає в зменшенні ймовірності зачеплення особового складу

або десантованого вантажу в процесі десантування.

Компонувальне креслення дозволяє досконально визначити тільки траєкторії руху вантажу на головному вигляді і тим самим контролювати необхідні зазори. Застосування ж тривимірної моделі розподілу простору хвостової частини фюзеляжу дозволяє виміряти необхідні параметри на будь-якій ділянці вантажного люка і тим самим забезпечити досконаліший аналіз транспортних характеристик літака.

Модуль симуляції руху елементів по заданим траєкторіям дозволяє визначити необхідні параметри при завантаженні-розвантаженні техніки, повітряному десантуванні, що дає провести якісну оцінку правильності вибраних параметрів хвостової частини фюзеляжу (рис. 1.38).



Рисунок 1.38 – Загальний вигляд симуляції завантаження самохідної техніки в вантажну кабінку літака за допомогою використання CAD системи Siemens NX

Остаточні параметри прорізу вантажного люка та вантажної кабіни уточнюють за результатами аналізу компонування і опрацювання завантаження-розвантаження необхідної номенклатури вантажів.

1.4 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проєктування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії

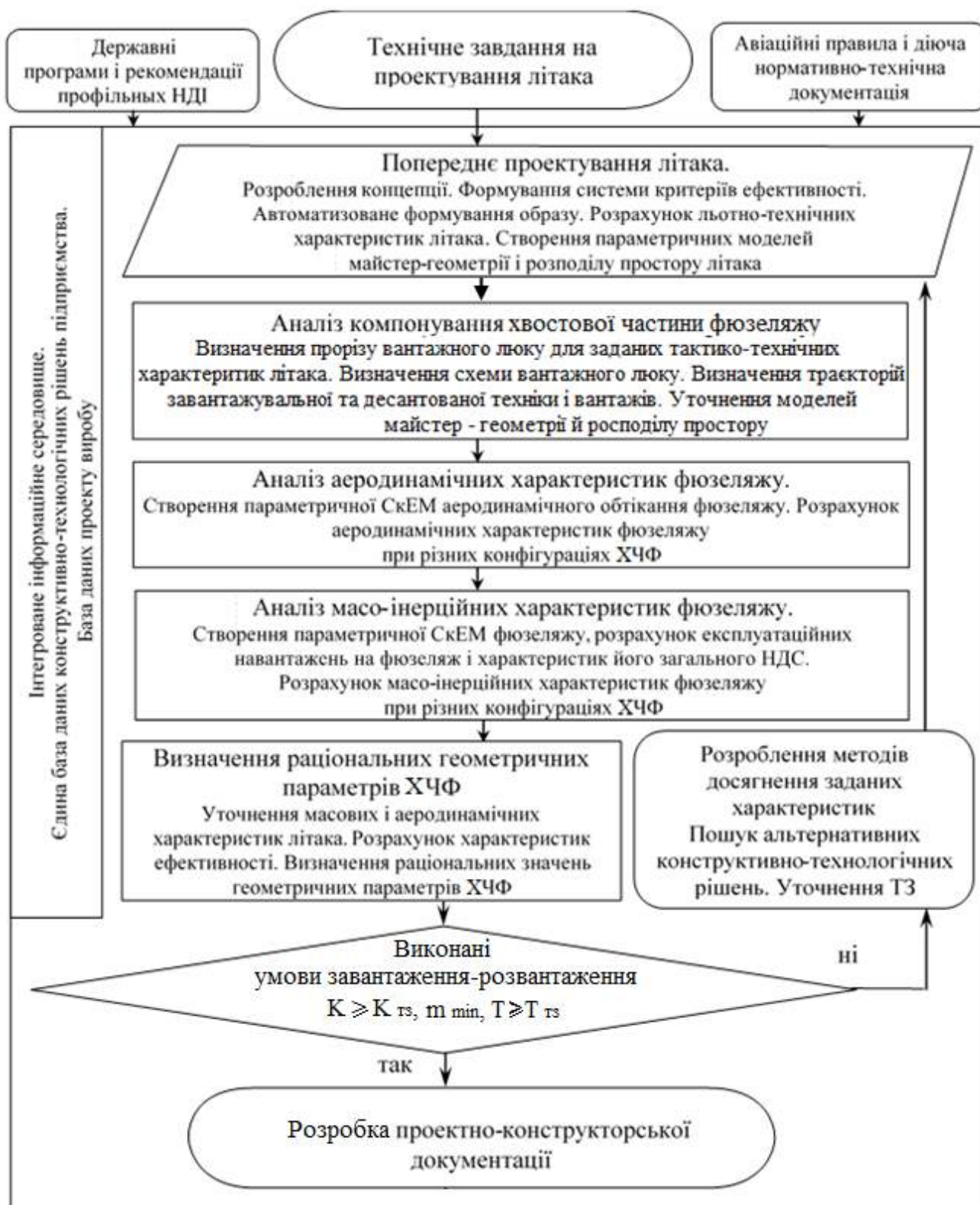


Рисунок 1.39 – Схема методу інтегрованого проєктування ХЧФ

У процесі інтегрованого [36, 53, 63, 156, 175] проєктування хвостової частини фюзеляжу необхідно виконати:

- формування вихідних даних і вимог на підставі ТЗ на проєктування літака, побудову профілю типового польоту і обвідної умов польоту, визначення параметрів розрахункових режимів польоту;
- створення моделі майстер-геометрії, виділення функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу;
- створення моделі розподілу простору ФЗ у складі фюзеляжу;
- аналіз параметрів прорізу вантажного люка та умов завантаження-розвантаження, десантування;
- створення скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу і розрахунок розподілу повітряного навантаження по поверхні фюзеляжу;
- аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу.

Схему метода зображено на рис. 1.39.

1.5 Висновки по розділу 1

Проведений аналіз методів проєктування хвостової частини фюзеляжу показує необхідність їхньої актуалізації відповідно до сучасної методології інтегрованого проєктування збірних літакових конструкцій [71, 78, 118, 173, 182, 194].

Основні наукові результати, наведені в першому розділі, опубліковані у працях автора [1,6,12] відповідно до переліку публікацій в анотації.

РОЗДІЛ 2 НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ ТА КОНСТРУЮВАННЯ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

2.1 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проєктування вибраного сегменту хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії

Методологія інтегрованого проєктування [168, 171, 194] передбачає автоматизоване проєктування та комп'ютерне параметричне моделювання конструкції літака як в цілому, так і окремих її частин і процесів життєвого циклу.

Застосування комп'ютерних технологій інтегрованого проєктування та інженерного аналізу дозволяє перейти до більш складних розрахункових моделей, враховує додаткові параметри конструкції, підвищити точність визначення маси агрегатів, знизити кількість подальших ітерацій проєктування і забезпечити створення нової конкурентоспроможної авіаційної техніки в стислі терміни [90, 98, 122, 138]. Тому завданням роботи є створення нового методу проєктування хвостової частини фюзеляжу, який на етапах попереднього, ескізного проєктування забезпечує визначення параметрів хвостової частини фюзеляжу транспортного літака з урахуванням таких інтегральних показників, як аеродинамічна якість, вага конструкції при заданому ресурсі, забезпечення функціональних можливостей вантажного люка відповідно до тактико-технічних вимог до літака. При всьому цьому важливо об'єднати накопичений досвід у проєктуванні таких агрегатів літака в узагальнений метод, який може бути виконаний на сучасній елементній базі за допомогою сучасних програмних засобів та комп'ютерних систем. У роботі не ставиться мета розроблення методу, який описує процес створення хвостової частини фюзеляжу аж до етапу випуску робочої конструкторської документації. Основне завдання методу – отримати можливість пошуку оптимального рішення для хвостової частини фюзеляжу для конкретного транспортного літака на ранніх етапах проєктування, що не забезпечують існуючі методи, з урахуванням всіх необхідних параметрів, що

дасть можливість виконання більш точної оцінки літака та його характеристик в цілому.

Для виконання поставленої задачі буде проведено істотне дослідження хвостових вантажних люків, їх конструктивних та технічних особливостей для виявлення ключових факторів, які впливають на експлуатаційні та технічні характеристики літака, хвостову частину його фюзеляжу. Крім того, проведемо аналіз існуючих методів проєктування та можливості їх інтеграції, використання в процесі оптимізації. Виконаємо збір статистичних даних питомих характеристик хвостової частини фюзеляжу на основі статистичних даних та сформуємо метод їхнього використання на ранніх етапах проєктування з метою оцінки ваги ФЗ та впливу його форми на загальні аеродинамічні характеристики літака. Опишемо методи забезпечення відповідності конструкції хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка вимогам сертифікаційних органів FAR, CS. Сформуємо основні алгоритми та логіку роботи вантажних люків різних схем.

2.2 Основи інтегрованого проєктування та конструювання майстер-геометрії та аеродинамічних поверхонь хвостової частини фюзеляжу

На етапі ескізного проєктування визначається форма і вигляд майбутнього літака, в тому числі і геометрична форма його складових частин. Одним з основних елементів конструкції транспортного літака є фюзеляж, форма і розміри якого безпосередньо залежать від тактико-технічних вимог до літака.

Вихідними даними для побудови майстер-геометрії фюзеляжу транспортного літака є потрібні габарити вантажної кабіни, що визначаються на підставі технічних вимог щодо розроблюваного літака в залежності від його класу і призначення. Параметри, що впливають на геометрію фюзеляжу, пов'язані з льотно-технічними та злітно-посадковими характеристиками літака, схемами шасі, крила, оперення і вантажного люка.

У зв'язку з цим, розробка геометричної форми фюзеляжу на етапі ескізного проєктування проводиться спільно з розробкою компоновання літака, його крила,

оперення, шасі, обтічника шасі і узгоджується з їх конструктивно-силовими схемами і теоретичними обводами. Результатом такої розробки є попереднє теоретичне креслення фюзеляжу.

Для цього необхідно мати такі вихідні дані:

1) з ТЗ на літак:

а) перелік вантажів, що перевозяться:

– тип (на піддонах, в контейнерах авіаційних або морських, колісна або гусенична техніка, вантажі «навалом»);

– габарити ($L \times W \times H$);

– маса (із зазначенням центру ваги (ц.в.);

– наявність вантажу на рампі, його маса, габарити і ц.в;

б) перелік вантажів, десантованих в повітрі. Габарити і суміщені контури вантажів;

в) механізація вантажно-розвантажувальних робіт: рольгангового обладнання, транспортер накладний або вбудований, верхній навантажувальний пристрій (кран-балка з тельферами, бортовий навантажувальний пристрій (БНП);

г) вимоги до шасі: «присідання» на основні опори шасі (ООШ), збільшення довжини амортистійки передньої опори шасі (ПОШ);

д) вимоги відповідності нормативним документам CS, FAR, АПУ і т.п;

2) від відділення загальних видів:

а) попереднє компонування обладнання в Ф-3, Ф-4 з розміщенням: допоміжної силової установки (ЗСУ) та паливної системи, управління рулями, системи автоматичного регулювання тиску (САРТ), витяжних парашутів з їх стренгами; БНП та ін.;

б) розміщення пультів управління в кабіні екіпажу (КЕ) і у вантажній кабіні;

3) від відділення і відділу міцності:

– розрахункове значення тиску наддуву у вантажній кабіні;

4) від відділу шасі і гідравліки:

– положення порога транспортної кабіни щодо землі: висота порога ($h_{\text{пор.}}$).

Кут нахилу землі в крайніх значеннях центрування літака, а також при зльоті та посадці;

5) від відділення спецтехніки:

а) траєкторії і габарити, поєднаний контур десантованих вантажів;
б) мінімальний «виліт» рейок бортового завантажувального пристрою щодо порога вантажної кабіни (або торцевої задньої балки рампи) для забезпечення завантаження-розвантаження платформ і піддонів навантажувачем;

в) схема завантаження-розвантаження;

г) схема розміщення агрегатів системи скидання вантажів (витяжні парашути з стренгами, роликові доріжки, центральний рейок, відбійники, бічні щити та ін.);

д) схема розміщення швартовних вузлів у вантажній кабіні і на рампі, навантаження від закріплених на рампі вантажів;

е) навантаження на рампу від завантажуваної техніки («вантажні доріжки»);

б) перелік матеріалів, необхідних для розробки хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком:

– технічні та статистичні матеріали по існуючим транспортним літакам, в яких повинні бути, крім технічних параметрів, і питомі характеристики, типу q кг/м², q кг/мм, застосовані матеріали, оригінальні технічні рішення, патенти по тематиці.

Для побудови контурів хвостової частини фюзеляжу будемо використовувати метод кривих другого порядку, що застосовується в авіаційній промисловості. Його сутність міститься в заданні кривих другого порядку повздовжніх ліній, обводів поперечних перерізів, а також допоміжних ліній для побудови поверхні. Самі лінії можуть бути побудовані графічними прийомами або розраховані аналітично. Як для розрахунків, так і способів графічних побудов, заснованих на властивості кривої другого порядку, згідно з їх визначенням достатньо п'ять умов. Найчастіше зустрічаються випадки, коли задаються три точки кривої (початкова А, проміжна В і кінцева С) або дві точки (на початку і в

кінці кривої. Графічна побудова кривої другого порядку за цими умовами, заснована на теоремах проєктивної геометрії Паскаля і Бріаншона, здійснюється таким способом (рис. 2.1):

1) проводяться основні промені: промінь I із точки A через точку B і промінь II із точки C через точку B (точка B є проміжною заданою точкою кривої);

2) проводиться довільний промінь α із точки A до перетину із променем II (в точці D);

3) із точки O (вершини) проводиться пряма через точку D до перетину і з променем I (в точці E);

4) із точки C проводиться пряма через точку E до перетину її із променем α . Точка перетину F - це точка, що належить шуканій кривій другого порядку.

У залежності від необхідної кількості точок побудова повторюється за рахунок обертання променя α навколо точки A в проміжку від дотичної AO до точки B. Аналогічна побудова виконується для визначення точок правої гілки кривої BC, для чого вивільнені промені проводяться вже з точки C.

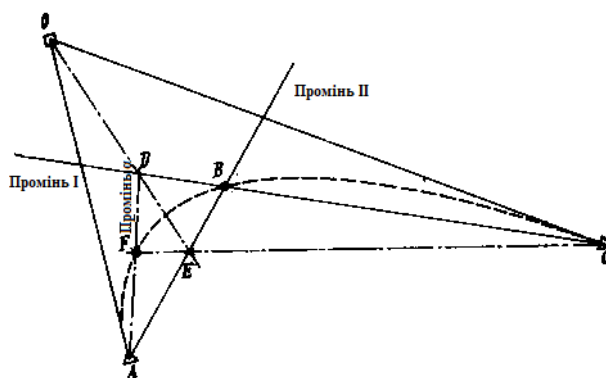


Рисунок 2.1 – Графічна побудова кривої другого порядку

На рис. 2.2 показаний приклад використання методу кривої другого порядку. Проектування і задання кривих виконуються в наступній послідовності:

1) за допомогою лекала або гнучкої рейки попередньо креслять основні повздовжні лінії обводу (батокс 0 і горизонталь 0) і назначаються обводи необхідних поперечних перерізів;

2) в залежності від характеру поперечних перерізів, вибирається спосіб

задання їхніх обводів кривими другого порядку. Для визначення способу використовуються прийоми графічних побудов. У цьому прикладі вибрано побудову за заданою точкою (промінь А);

3) за допомогою лекала або гнучкої рейки назначаються допоміжні лінії, необхідні для побудови обводів поперечних перерізів (промінь А);

4) для намічених основних і допоміжних повздовжніх ліній (у цьому прикладі батокс О, горизонталь О і промінь А) підбираються криві другого порядку. Підбір ведеться за допомогою графічних побудов, про які розказано вище;

5) за уточненим таким чином вихідними точками остаточно будуються обводи поперечних перерізів;

6) встановлюються розміри координат для необхідних точок, задаються основні і допоміжні лінії (п'ять умов для кожної кривої).

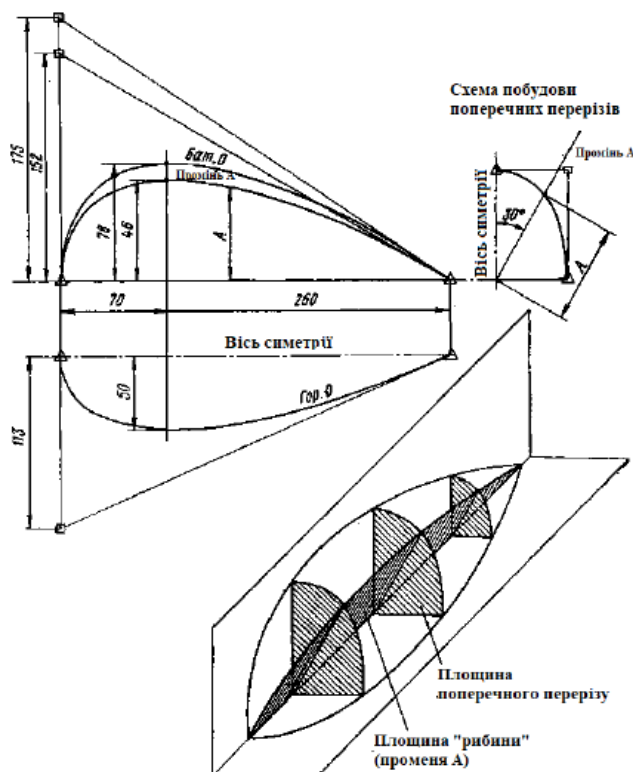


Рисунок 2.2 – Метод кривих другого порядку

Проміжна точка кривої другого порядку може задаватись не її координатами, а за допомогою відносної величини – проєктивного (графічного) дискримінанта (рис. 2.3).

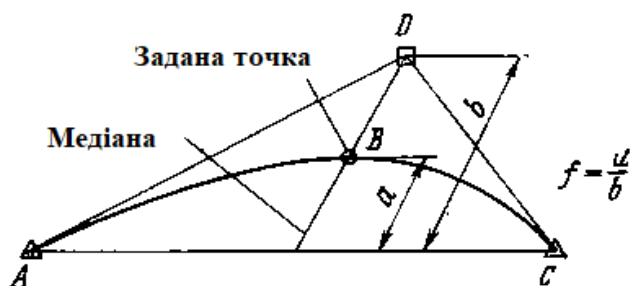


Рисунок 2.3 – Проективний дискримінант

Завдання тієї ж поверхні кривими другого порядку, що і на рис. 2.2, але за допомогою проективного дискримінанта показано на рис. 2.4. Тут замість координат заданих проміжних точок основні повздовжні лінії (батокс 0 і горизонталь 0) задаються величиною проективного дискримінанта. Для задання та побудови обводів поперечних перетинів використовуються задані точки, що визначаються променем А, і проективний дискримінант, заданий графіком. Сама крива графіка дискримінантів перетинів у свою чергу задається як крива другого порядку або в окремому випадку як пряма.

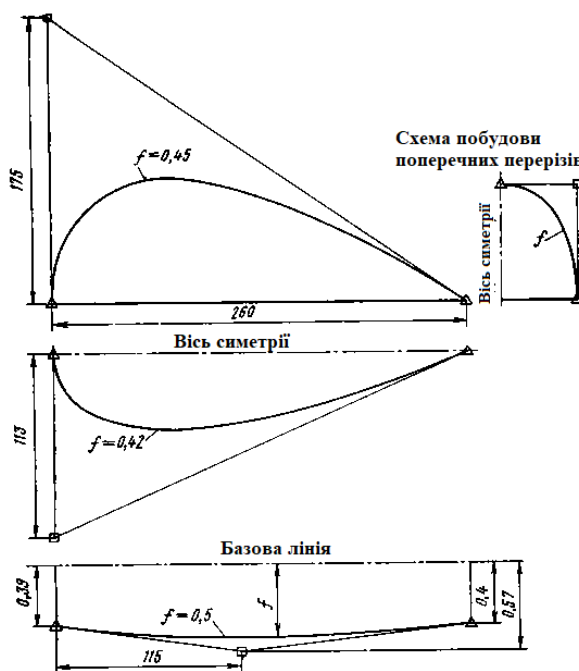


Рисунок 2.4 – Задання поверхні проективним дискримінантом

При відтворенні поверхонь, заданих кривими другого порядку, збіг їх із першоджерелом виходить практично повним. Точність відтворення визначається головним чином точністю інструменту.

Великою перевагою методу є можливість легкої та швидкої побудови обводів будь-якої кількості поперечних перерізів шляхом задання невеликої кількості поздовжніх ліній, що з'єднують вихідні точки. Завдяки цьому отримується наочне зображення на кресленні проєктованої форми.

Можливість застосувати до кривих другого порядку афінні перетворення що дозволяє при великих розмірах виробу, який проєктується, відмовитися від побудови поздовжніх ліній обводів поверхні в натуральну величину. Для цього будується «стислий контур» поздовжніх ліній, на якому всі вони задані кривими другого порядку і прямими, масштабно стискаються зі збереженням натуральних величин ординат. Застосування «стислого контуру» дозволяє скоротити необхідні для побудов виробничі площі.

Криві другого порядку мають виключно естетичний вигляд. Характерно, що крива, проведена від руки висококваліфікованим проєктувальником (конструктором або плазовиком), майже точно збігається з кривою другого порядку.

Завдяки простоті кривих другого порядку, техніці графічних побудов та аналітичному розрахунку, елементарні знання нарисної та аналітичної геометрії надають можливість легко і швидко з необхідною точністю побудувати або розрахувати криву другого порядку.

Переваги методу виявилися настільки очевидними, що він швидко і широко поширився як у вітчизняному, так і в зарубіжному літакобудуванні, тому в подальшому для створення опорних ліній поверхонь подвійної кривизни фюзеляжу будемо користуватися цим методом зі заданням параметрів кривих за допомогою дискримінантів.

На попередньому теоретичному кресленні фюзеляжу зображуються його теоретичні обводи в двох проєкціях: на вигляді збоку і на вигляді в плані, а також поперечним перерізом, і криві, що визначають закон побудови геометричної форми фюзеляжу.

Остаточна геометрична форма фюзеляжу уточнюється на математичній моделі поверхні фюзеляжу після розробки вантажного люка і задається на

теоретичному кресленні в двох проекціях на вигляді збоку і на вигляді в плані, а також епюр суміщених (спроєктованих на вісь симетрії фюзеляжу) перетинів, виконаних згідно з остаточною розбивкою дистанцій шпангоутів. Відповідність фактичних і розрахункових аеродинамічних характеристик перевіряється під час продування математичної моделі на етапі ескізного проєктування за допомогою спеціальних програмних пакетів, а потім – масштабної натурної моделі літака в аеродинамічній трубі.

На рисунку 2.5 зображені теоретичні обводи фюзеляжу на вигляді збоку і на вигляді в плані, а також схема розташування крила, шасі і оперення. БПФ – будівельна площина фюзеляжу. ПСС – площина симетрії літака. Лінія 1 – положення землі на стоянці для порожнього спорядженого літака. Лінія 2 – положення землі при посадці. Лінія 3 – положення землі при зльоті літака з максимальним злітною вагою. Лінія М – лінія максимальної ширини. Лінія А – лінія сполучення неоднозначно заданих поверхонь фюзеляжу. L_{BK} – довжина вантажної кабіни. h_{Π} – висота порога вантажної кабіни. Лінія перетину БПФ і ПСФ є віссю симетрії фюзеляжу і збігається з віссю Х в системі координат літака. ТЛП – теоретична лінія підлоги. Лінія В – лінія верху, лінія Н – лінія низу теоретичного контуру фюзеляжу.

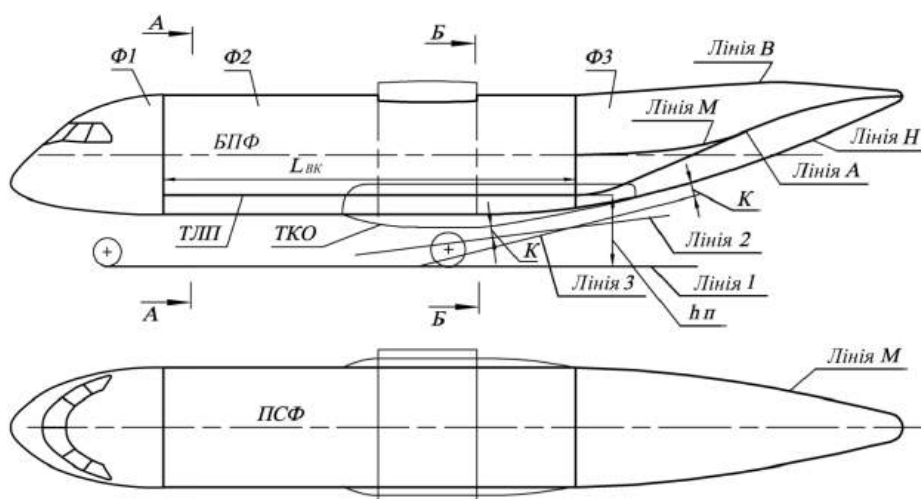


Рисунок 2.5 – Схема теоретичних обводів фюзеляжу літака транспортної категорії

А-А (рис. 2.6) – вихідний перетин фюзеляжу, що задає його геометричну

форму відповідно до контуру Γ , що є обвідною лінією суміщених максимальних перетинів номенклатури вантажів, призначених для розміщення у вантажній кабіні літака. Мінімально допустимі зазори від конструкції фюзеляжу $b_{\min}$ і $h_{\min}$ задають внутрішні габарити вантажної кабіни.

Сучасні транспортні літаки мають герметичний фюзеляж, і тому всередині вантажної кабіни, на великих висотах, виконується його наддув. У цьому випадку фюзеляж розраховується на надлишковий тиск, порівняний з тиском в салоні пасажирського літака. Така вимога визначає форму поперечного перерізу $\Phi-2$ у вигляді кола. Замкнута циліндрична оболонка з круглим перетином, як відомо, найкращим чином сприймає діюче зсередини повітряне навантаження, оскільки обшивка від наддуву працює тільки на розтягування і не довантажує нормальні шпангоути, призначені для утримання форми фюзеляжу і сприйняття сил, що діють на фюзеляж.

І хоча $\Phi-2$ не може бути виконана повністю у вигляді циліндра (в зоні переходу $\Phi-2$ на $\Phi-3$, ніші шасі і відсіку кріплення крила), коло в поперечному перерізі $\Phi-2$ сприяє виконанню технічної задачі з проектування фюзеляжу з мінімальною вагою і найбільш високим ресурсом.

На рисунку 2.6 зображені перетини середньої частини фюзеляжу, виконані у вигляді круглого циліндра. Точка O – проєкція осі симетрії фюзеляжу (лінії перетину СПФ і ПСС). Коло, описане навколо контуру Γ з центром в точці O , є нормальним перетином $\Phi-2$ з діаметром фюзеляжу $2R_{\Phi}$. При визначенні величини R_{Φ} необхідно керуватися його мінімумом для забезпечення найменшого поперечного перерізу $\Phi-2$ (з метою зменшення ваги і лобового опору фюзеляжу) і достатністю $h_{\text{шп}}$ – будівельної висоти силового шпангоута, що сприймає і передає навантаження від крила і шасі літака.

У результаті перетину СПФ з теоретичним контуром в перерізі середньої частини фюзеляжу отримуємо точку M , яка є точкою максимальної ширини. Лінія максимальної ширини – геометричне місце точок M . У горизонтальній проєкції лінія максимальної ширини збігається з бічною лінією теоретичного контуру $\Phi-2$. У вертикальній проєкції лінія максимальної ширини повністю або частково

збігається з будівельною площиною фюзеляжу. Точки В і Н в місці перетину теоретичного контуру з площиною симетрії фюзеляжу утворюють верхню і нижню лінії теоретичного обводу фюзеляжу.

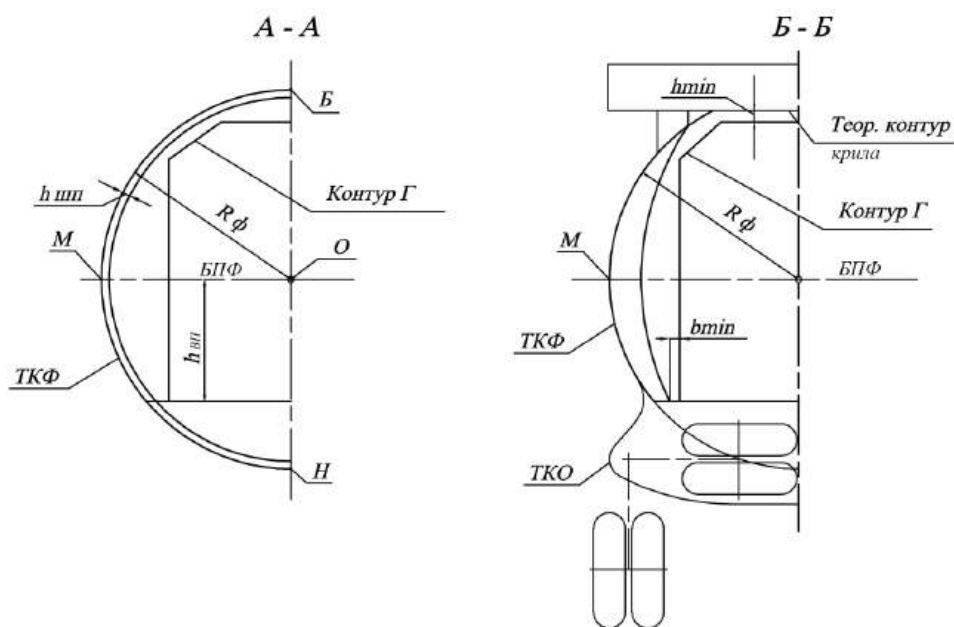


Рисунок 2.6 – Схема перетинів фюзеляжу в регулярній зоні

Внутрішні габарити вантажної кабіни в нормальному перетині Ф-2 визначаються будівельною висотою нормальних шпангоутів $h_{шп}$ і величиною $h_{вп}$, заданої в перетині А-А. Однак функціональні можливості вантажної кабіни літака щодо розміщення в ній вантажів залежать не тільки від перетинів А-А і Б-Б, а й від схеми і конструктивного виконання вантажного люка, що визначають геометричну форму хвостової частини фюзеляжу і необхідний проріз для забезпечення десантно-транспортних завдань.

Бічна, верхня і нижня лінії теоретичного контуру фюзеляжу задаються сполученням прямих і кривих другого порядку. Теоретичний контур фюзеляжу в поперечному перерізі задається сполученням кривих другого порядку.

На рисунку 2.7 зображено перетин середньої частини фюзеляжу, виконаний у вигляді кола з радіусом R_{ϕ} . Крива, обмежена точками М і В, як уже відомо, може бути задана двома дотичними і дискримінантом $F = \frac{ab}{ab}$. Вв і Мв – дотичні до

кривої в точках В і М. Точка a ділить відрізок прямої MB навпіл. Умова плавності сполучення ділянок кривих MB і MN – загальна дотична BMH, що проходить через точку М. Крива, складена з чотирьох сполучених ділянок кривих MB, BM, MN і NM з дискримінантами $F = 0,4142$, за умови, що $MO = BO = NO$, є замкнутою дугою кола з радіусом $R_\phi = OM = OB = ON$. При зміні величини дискримінанта F кривизна лінії MB зменшується або збільшується. Граничним значенням дискримінанту є $F = 0$ і $F = 1$, яким відповідають відрізок прямої MB і сполучення відрізків прямих MB і BV. Геометрична форма Ф-3 задається лініями В, Н, М, А шляхом трансформації вихідного перетину в точці підйому лінії В і визначається, відповідно до аеродинамічних характеристик, схемою вантажного люка і шасі літака.

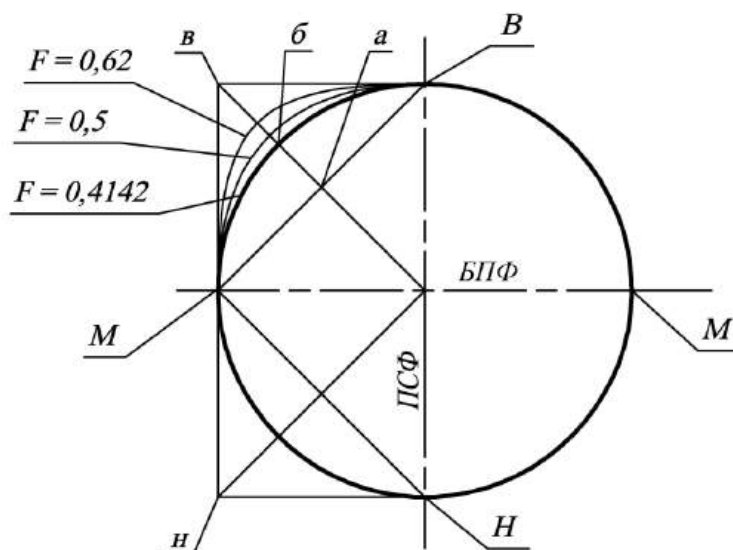


Рисунок 2.7 – Перетин середньої частини фюзеляжу в регулярній зоні

На рисунку 2.8 зображені вертикальна і горизонтальна проекції Ф-2 і Ф-3. Лінія 2 – рівень землі при посадці літака, лінія 3 – рівень землі при зльоті з максимальною вагою. К – кліренс літака.

Якщо задати нормальну частину Ф-2 до перетину Б-Б, то далі і в Ф-3 область побудови лінії точок Н буде обмежуватися трьома дотичними, одна з яких є продовженням лінії точок Н нормальної частини Ф-2, а дві інших – прямими, проведеними паралельно лініям 2 і 3 на відстані К. Так само лінія 2

обмежує область побудови теоретичного контуру обтічника шасі.

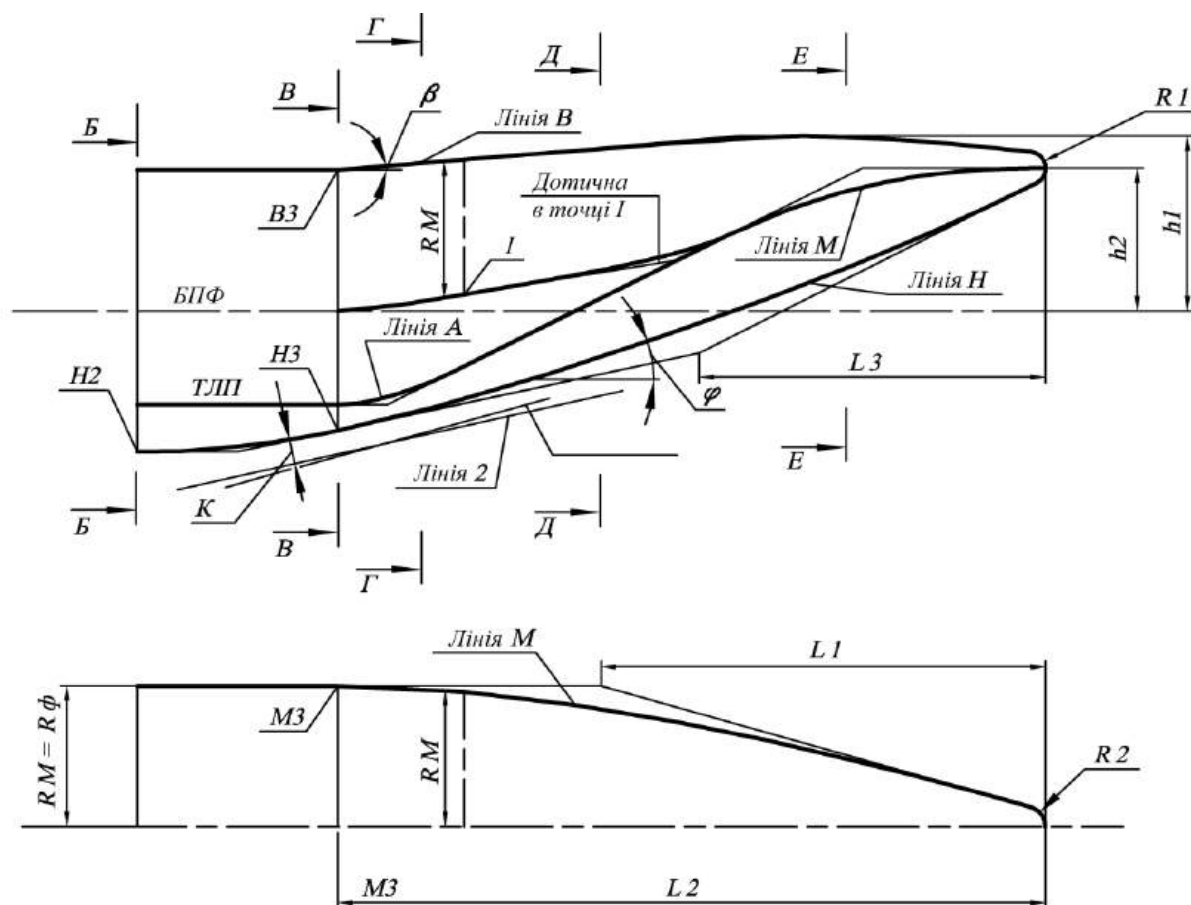


Рисунок 2.8 – Схема вертикальної і горизонтальної проєкцій Ф2 і Ф3

Кут φ – кут підйому нижньої лінії теоретичного контуру хвостової частини фюзеляжу, тобто кут між горизонталлю і дотичною до точки максимальної кривизни, якщо лінія точок Н задана однією кривою, або кут між горизонталлю і дотичною (або прямою), що з'єднує дві криві. Геометрія лінії точок Н і величина кута φ транспортного літака залежать, з одного боку, від вимоги забезпечення необхідного прорізу в хвостовій частині фюзеляжу, а з іншого – від граничних значень кута φ , при яких зрив потоку на нижній поверхні Ф-3 веде до збільшення індуктивного опору фюзеляжу.

Верхня лінія теоретичного контуру фюзеляжу може бути обмежена двома дотичними, одна з яких проведена через точку В3 під кутом β , а інша є горизонталлю на розмірі $h1$ від СПФ. Кут β і розмір $h1$ мають свої граничні

значення, оскільки їхнє збільшення веде до зростання мідельного перетину фюзеляжу і його лобового опору. Розміром h_2 задається верхнє положення лінії максимальної ширини, на якій може знаходитися центр кола з радіусом R_1 , що плавно сполучаються з лініями точок В і Н.

На горизонтальній площині проєкції теоретичний контур фюзеляжу (бічна лінія), що співпадає з проєкцією лінії точок М в хвостовій частині фюзеляжу, може бути заданий, наприклад, кривою з дискримінантом F_m , обмеженою двома дотичними, перша з яких виходить з точки МЗ, є продовженням лінії точок М середньої частини фюзеляжу, а друга, сполучаючись із радіусом R_2 , перетинається з першою на розмірі L_1 .

Перехід лінії точок Н в середній частині фюзеляжу з прямої в криву другого порядку призводить до трансформації поперечних перерізів на ділянці В2-В3 через неможливість їх утворення одним радіусом.

Якщо поверхня Ф-2 побудована у вигляді циліндра з радіусом R_f (рис. 2.9) до перетину з ТЛП, то нижню поверхню доцільно ставити вписаними радіусами R_n між точками Н і П для сприйняття підлогою бічної сили від наддуву в місці стику підлоги і поверхні, утвореної радіусами різної величини. Скулу, утворену в точці П, внаслідок того, що верхня і нижня поверхні в ній мають окрему дотичну, в Ф-3 необхідно трансформувати в плавне сполучення верхньої і нижньої поверхонь фюзеляжу. Плавність стику нижньої і верхньої поверхонь фюзеляжу по лінії точок А може бути забезпечена за умови їх загальної дотичної в точці А в будь-якому проміжному перерізі.

Оскільки ділянка кривої ВМА (перетин Г-Г рис. 2.9) є дугою кола з радіусом R_m і центром О, то дотичною в точці А буде перпендикуляр, проведений до відрізка прямої АТ. Величина дискримінанта дуг, укладених між точками А і Н, може бути постійною $F = 0,4142$, або відповідати графіку величин F_n , заданому по осі Х за лінійним або криволінійним законом.

Будівельна висота низу порогового шпангоута h_3 в перерізі В-В по стику Ф-2 і Ф-3 вибирається з умов міцності і конструктивної компоновки складових частин вантажного люка.

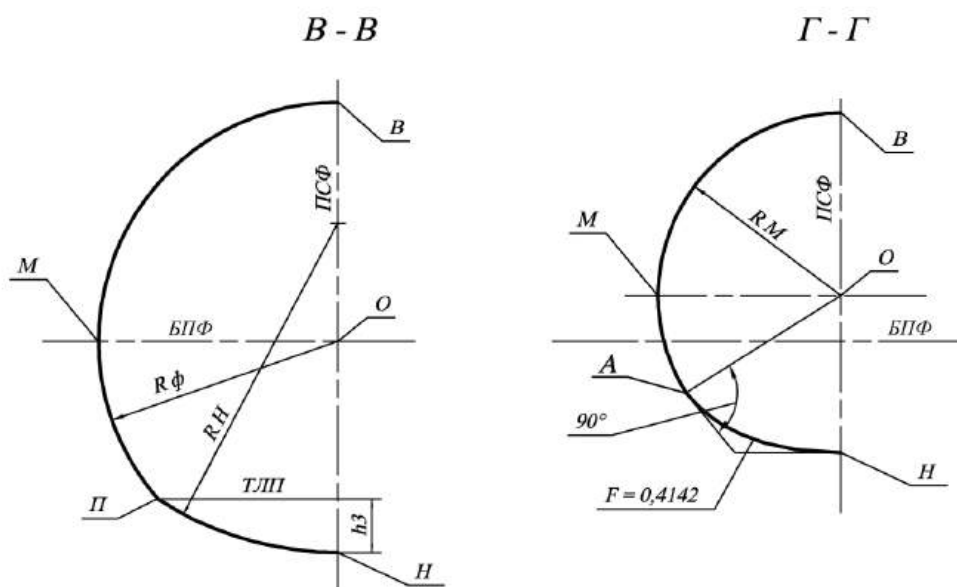


Рисунок 2.9 – Схема трансформації скули в зоні Ф3

Лінія точок М на вигляді збоку задається плавним сполученням з СПФ (рис. 2.10). Лінія точок А задається плавним сполученням з ТЛП і лінією точок М.

При умові задання мінімальної поверхні Ф-3, звуження фюзеляжу на вигляді в плані починається з порога вантажної кабіни. У цьому випадку, якщо ділянка лінії В – пряма, частина кривої лінії А до заданої точки І є похідною, тобто геометричним місцем початку радіусів М. Дотична в точці І є одним з вихідних даних для побудови лінії точок М.

Таким чином, поверхня в хвостовій частині фюзеляжу, обмежена лініями М і А, задається дугами кіл з радіусом R_m . Поверхня, обмежена лінією В і лінією М до точки І, задається дугами кіл з радіусом R_m . Поверхня, обмежена лініями Н, А і М, задається кривими другого порядку з дискримінантом $F = 0,4142$. Поверхня, обмежена лінією В і лінією М, з точки І задається кривими другого порядку з дискримінантом $F = 0,4142$.

Теорія на рисунках 2.8, 2.9, 2.10 задана з умови мінімальних поперечних перерізів і непридатна для схем вантажних люків з великогабаритними рухомими агрегатами, що прибираються при відкритті всередину фюзеляжу.

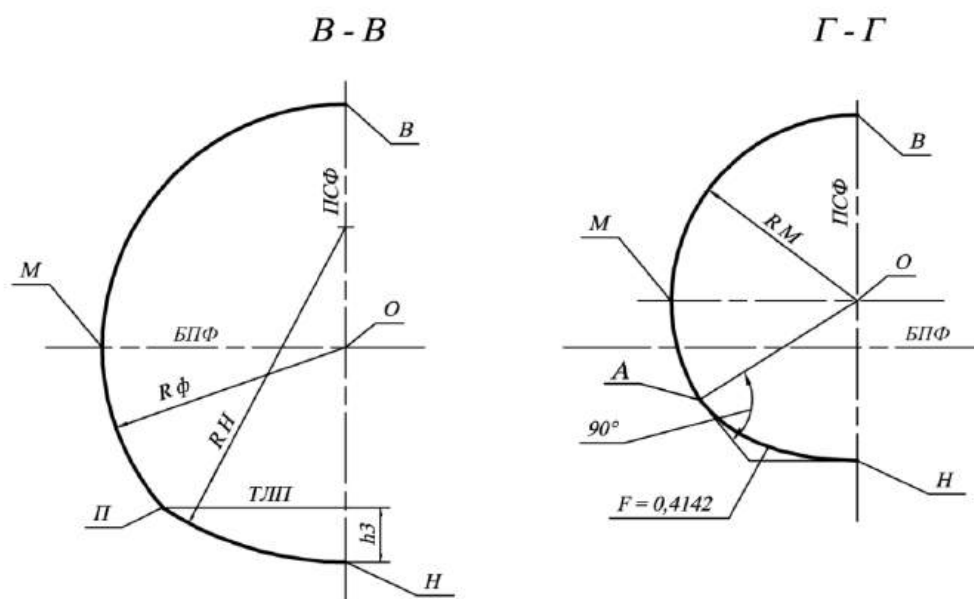


Рисунок 2.10 – Схема переходу в зоні $\Phi 3$ від кривих, заданих колами з радіусом R_m , до кривих другого порядку, заданих дискримінантом $F = 0,4142$

При використанні схем вантажних люків з рухомою гермоперегородкою (гермощиток, гермостулка, гермотрап) всередині вантажної кабіни така теорія дозволяє задати геометричну поверхню $\Phi-3$ в герметичній зоні з перетинами у вигляді кола або близькими до нього. Це також сприяє кращому сприйняттю конструкцією фюзеляжу надлишкового тиску і поліпшенню аеродинамічних характеристик. У негерметичній зоні необхідний простір для розміщення рухомих агрегатів вантажного люка при його відкритті формується шляхом задання відповідних графіків дискримінантів F_v і F_n . При цьому, збільшення поверхні фюзеляжу компенсується спрощенням відсіку стулків вантажного люка і поліпшенням його функціональних можливостей (наприклад, розміщенням цільної стулки всередині хвостовій частині фюзеляжу при відкритті вантажного люка). Така схема вантажного люка і, відповідно, теорія хвостової частини сьогодні є найбільш поширеною і дуже часто застосовується на сучасних транспортних літаках через відносну простоту її конструкції (С-17, А-400М, КС-390 та ін.)

На рисунках 2.11 і 2.12 задана схема теоретичних обводів $\Phi-3$ з можливістю трансформації її перетинів шляхом задання закономірності зміни дискримінантів

F_v і F_n . При цьому на ділянці $L1$ верхня поверхню $\Phi-3$ може бути задана радіусами R_Φ .

Формування необхідної поверхні $\Phi-3$, що відповідає заданим технічним вимогам і обраній схемі вантажного люка, здійснюється підбором конфігурації теоретичних ліній B , H , A , M і ліній F_v і F_n графіка дискримінантів поперечних перерізів.

З рисунків 2.11 і 2.12 видно, що поверхня $\Phi-3$, обмежена лініями H , A і M , в поперечних перетинах формується кривими другого порядку з дискримінантом F_n . Поверхня, обмежена лініями A і M , формується радіусами R_M , при цьому на ділянці $L1$ $R_M = R_\Phi$. Поверхня, обмежена лініями M і B , на ділянці $L1$ в поперечних перетинах утворюється радіусом R_Φ і далі - кривими другого порядку з дискримінантом R_v .

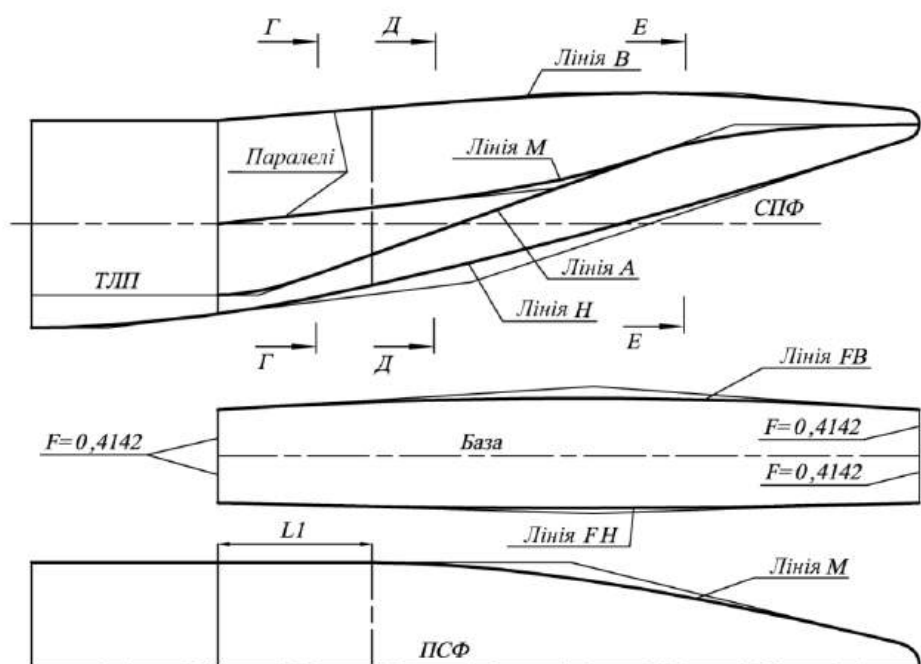


Рисунок 2.11 – Схема теоретичних обводів хвостової частини фюзеляжу для вантажного люка з цільною герметичною стулкою

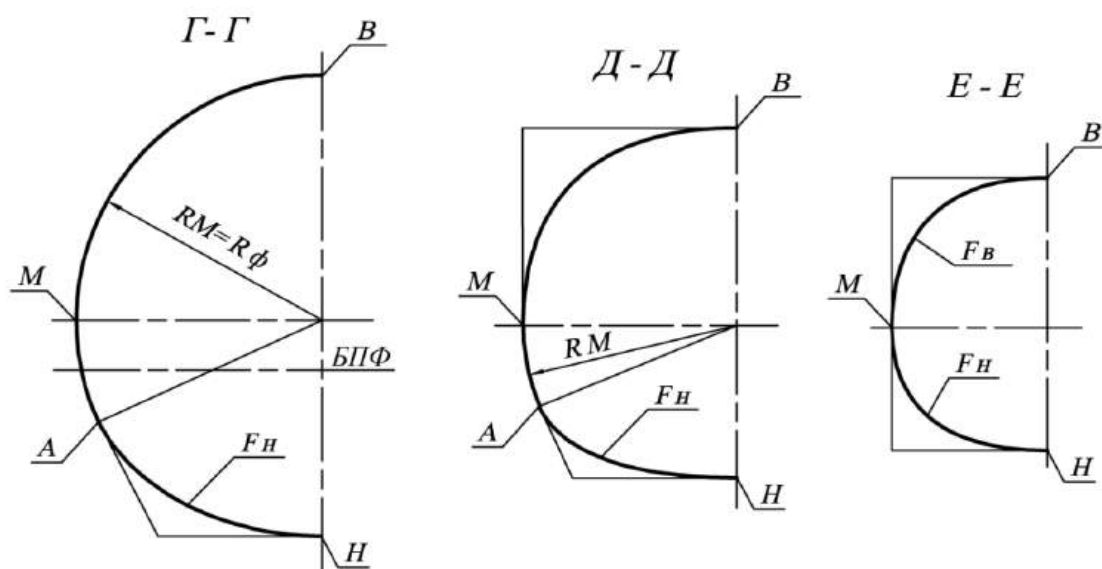


Рисунок 2.12 – Трансформація перетинів в зоні ФЗ для схеми вантажного люка з цільною герметичною стулкою

Реалізацією методу служить приклад побудови теорії хвостової частини легкого транспортного літака, показаний на рисунках 2.13 і 2.14. Попередньо визначившись з типом літака, схемою і конструкцією вантажного люка, на першому етапі в трьох проекціях зображуються обводи майбутньої теорії. А саме: лінії В, Н, А і М, потім зображуються епюри поперечних перерізів по кожному зі шпангоутів (рис. 2.13).

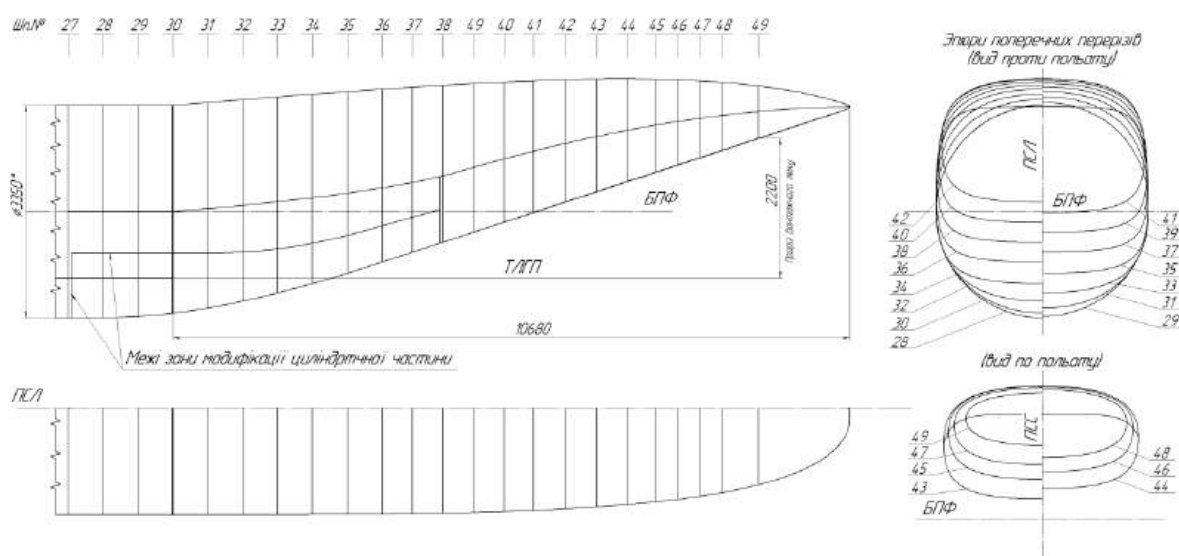


Рисунок 2.13 – Креслення теоретичних обводів хвостової частини фюзеляжу легкого транспортного літака

Це робиться з метою попередньої оцінки прорізу вантажного люка в хвості, а також отримання вихідних даних для створення майстер-геометрії. Як правило, даний етап закінчується випуском теоретичного креслення (ТК), в якому вказана мінімально необхідна інформація для створення майстер-геометрії. Особливістю даного креслення є те, що крім графіки і технічних вимог в ньому повинні бути вказані параметри основних ліній і обводів, зазвичай у вигляді параметричних таблиць на полі креслення.

При створенні майстер-геометрії (рис. 2.14) вихідні поверхні будуються з базових ліній відповідно до ТК. Але, як правило, в ньому не можливо задати всі параметри створюваної поверхні, тільки конкретні опорні лінії. Тому така поверхня, як правило, має невеликі спотворення у вигляді западин і опуклостей. У цьому випадку теорія вимагає редагування і приведення у відповідний вигляд, з можливими внесеннями змін до ТК. В іншому випадку подальші дослідження з використанням даної моделі будуть мати велику похибку і неточність.

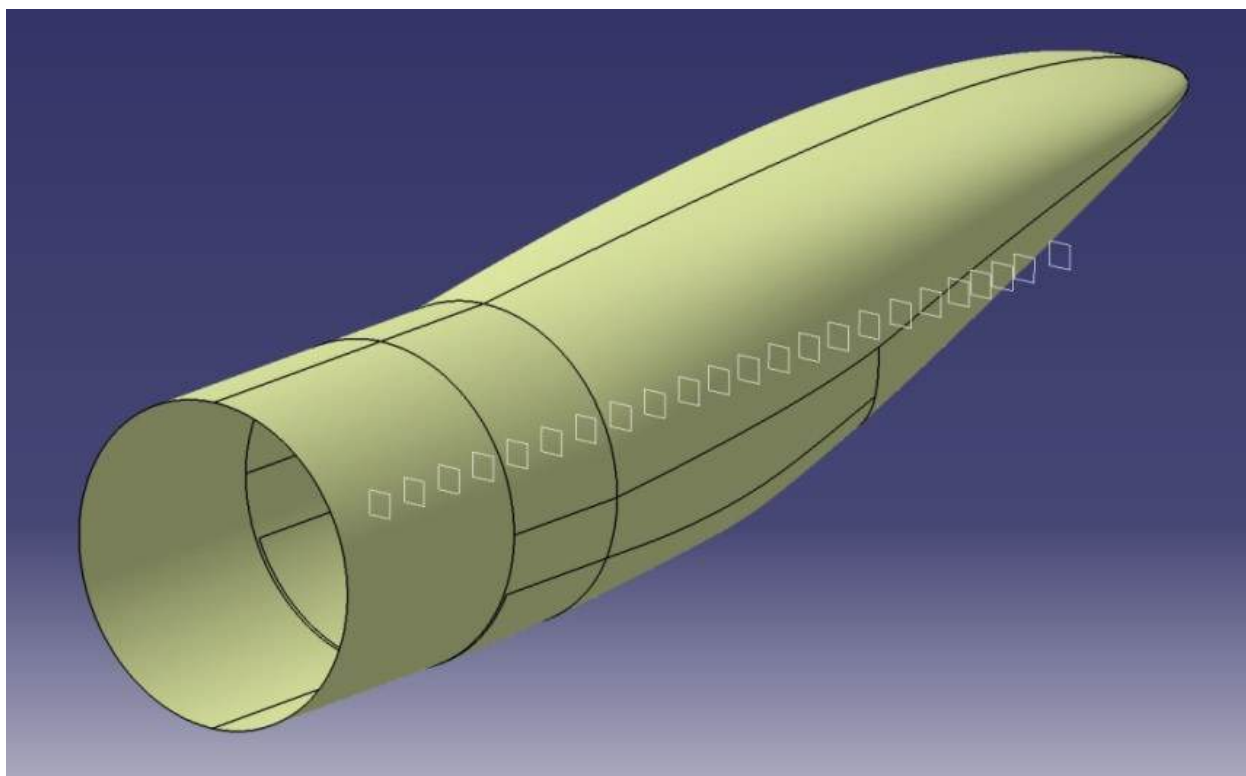


Рисунок 2.14 – Майстер-геометрія хвостової частини фюзеляжу транспортного літака

2.3 Визначення основних параметрів вантажних люків в хвостових частинах фюзеляжу літаків транспортної категорії

2.3.1 Визначення розмірів вантажної кабіни та діаметру фюзеляжу

Виходячи з матеріалів, описаних у попередньому розділі, для визначення параметрів вантажної кабіни і прорізу вантажного люка необхідно мати, як мінімум, такі дані:

1. Перелік вантажів, що перевозяться:
 - тип (на піддонах, в контейнерах авіаційних або морських, колісна або гусенична техніка, вантажі «навалом»);
 - габарити ($L \times B \times H$);
 - маса (із зазначенням центру ваги (ц.в.);
 - наявність вантажу на рампі, його маса, габарити і ц.в.
2. Перелік вантажів, десантованих в повітрі. Габарити і суміщені контури вантажів.
3. Механізація вантажно-розвантажувальних робіт: рольгангового обладнання, транспортер накладний або вбудований, верхній завантажувальний пристрій (кран-балка з тельферами, бортовий завантажувальний пристрій (БЗП).
4. Вимоги до шасі: «присідання» на основні опори шасі (ООШ), збільшення довжини амортистійки передньої опори шасі (ПОШ).
5. Вимоги відповідності нормативним документам CS, FAR, АПУ і т.п.
6. Траєкторії і габарити, поєднаний контур вантажів, що скидаються;
7. Мінімальний «виліт» рейок БПУ щодо порога вантажної кабіни (або торцевої задньої балки рампи) для забезпечення завантаження-розвантаження платформ і піддонів завантажувачем.

Як приклад розглянемо номенклатуру, компоновку, варіанти завантаження вантажів, що перевозяться літаком Ан-178 (рисунки 2.15, 2.16, 2.17, табл. 2.1).

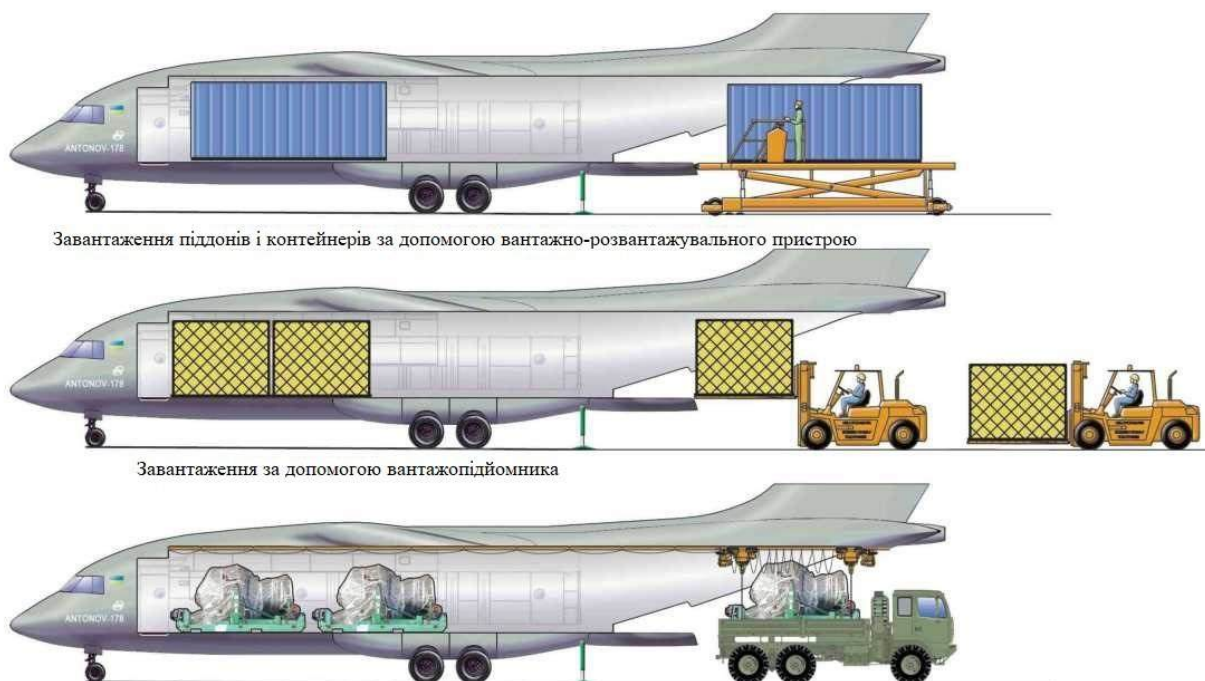


Рисунок 2.15 – Схеми завантаження вантажів у контейнерах і на стандартних авіаційних піддонах

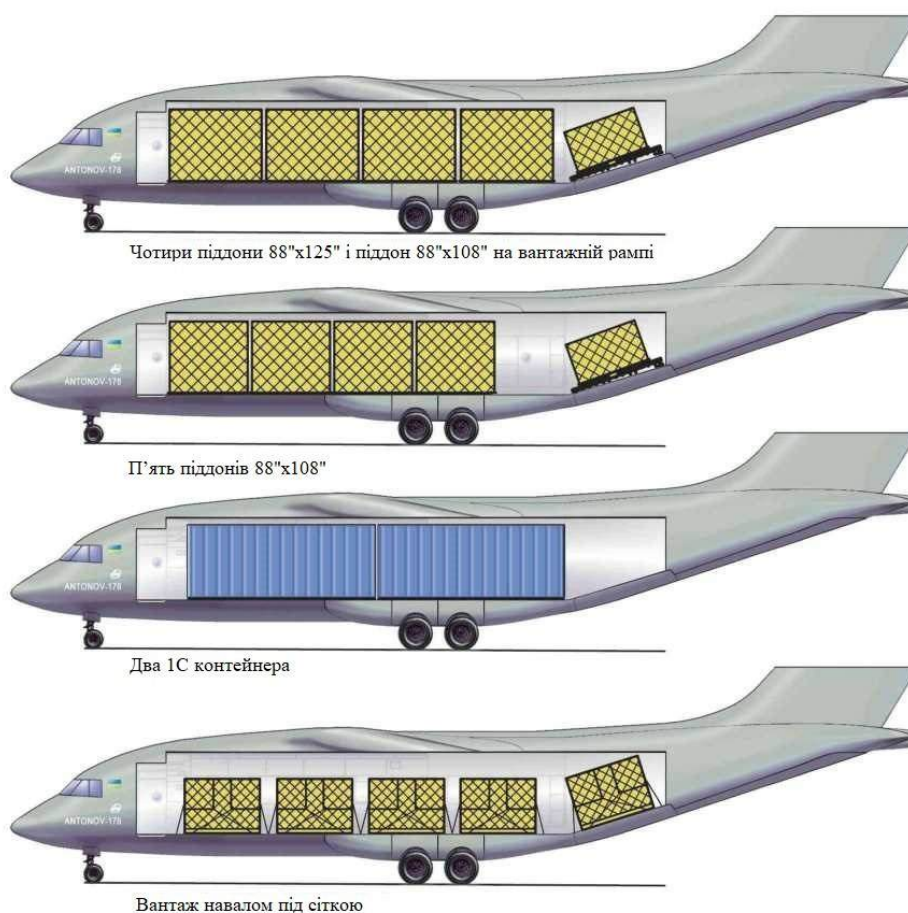


Рисунок 2.16 – Схеми варіантів компоновки вантажів у вантажній кабіні під час перевезення в контейнерах і на стандартних авіаційних піддонах

Таблиця 2.1 – Номенклатура вантажів, що перевозяться

Вантажі, що перевозяться	Кількість	Вага, т
Солдати, чол.	90	10,8
Десантники, чол.	70	8,3
Поранені на ношах + на кріслах, чол.	48+15	6,0
Контейнери, дюйм (м):		
М1 96" x 96" x 125" (2,438 x 2,438 x 3,175)	4	18,0
М2 96" x 96" x 38,5" (2,438 x 2,438 x 6,058)	2	18,0
М3 88" x 96" x 125" (2,235 x 2,438 x 3,175)	4	18,0
ID 96" x 96" x 117,8" (2,438 x 2,438 x 2,991)	2	18,0
1С 96" x 96" x 238,5" (2,438 x 2,438 x 6,058)	2	18,0
Палети, дюйм (м):		
88" x 108" (2,235 x 2,743)	5	18,0
88" x 108" (2,235 x 3,175)	4	18,0
88" x 108" (2,438 x 3,175)	4	18,0
88" x 108" (2,438 x 6,058)	2	18,0

Розглянемо перетин у зоні одинарної кривизни фюзеляжу типової конструкції і в місці установки центроплана (рис. 2.17 а, б). У даному випадку це будуть вихідні перетину для визначення розмірів вантажної кабіни проєктованого літака. Їх розміри будуть залежати від габаритних розмірів вантажів.

Отже, при визначенні довжини вантажної кабіни необхідно враховувати максимальну довжину вантажу, що перевозиться, або суму довжин, якщо їх декілька. При цьому розміщення вантажу повинно забезпечувати можливість проникнення через вхідні двері в кабіну екіпажу і аварійного покидання екіпажем через передбачені двері і люки в повітрі і на землі, а також супроводжуючого персоналу, якщо такий є. Тому, як правило, розміщення вантажів у вантажній кабіні по довжині не повинно знаходитися в передній частині і перекривати наявні виходи (рис. 2.16). З цього випливає, що довжина вантажної кабіни буде залежати від максимальної довжини вантажів, або їхніх сум, плюс зона вхідних дверей і люків аварійного покидання, а також мінімальних зазорів спереду і ззаду, необхідних для швартування вантажу:

$$L_{\text{вк}} = L_{\text{вр}} + b_{\text{де}} + 2b_{\text{шв}}, \quad (2.1)$$

де $L_{\text{вр}}$ – довжина вантажу;

$b_{\text{дв}}$ – ширина дверей;

$b_{\text{шв}}$ – місце швартування.

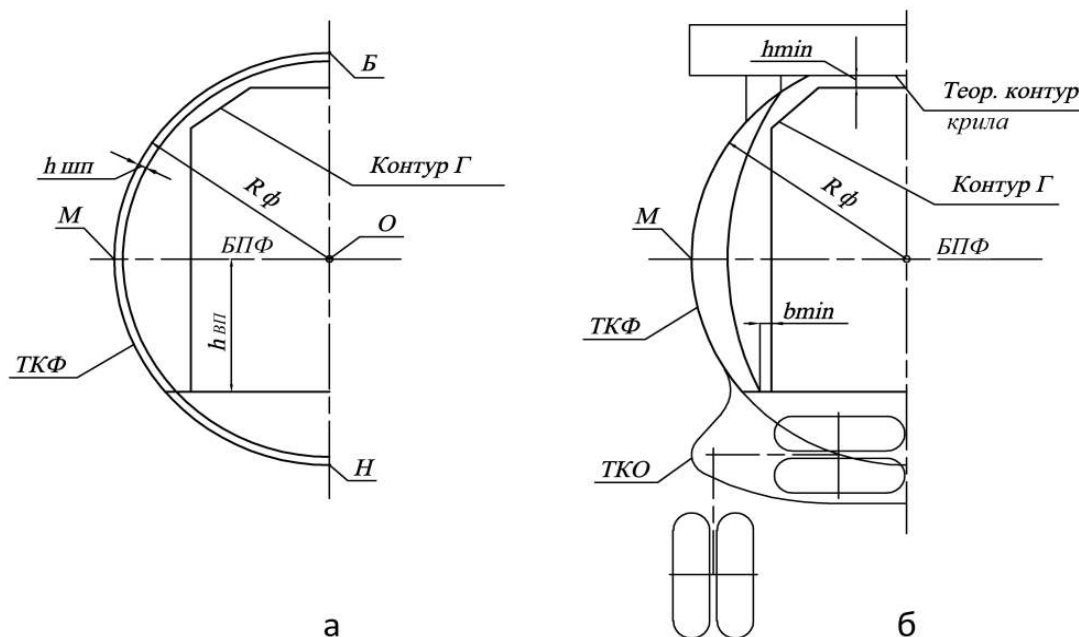


Рисунок 2.17 – Схеми перетинів вантажної кабіни в зоні одинарної кривизни фюзеляжу

Для визначення ширини і висоти вантажної кабіни необхідно скористатися аналогічним алгоритмом. Для цього потрібно мати максимальну ширину і висоту вантажу $V_{\text{вт.мах}}$ і $H_{\text{вт.мах}}$. Таким чином, ширина вантажної кабіни $V_{\text{вк}}$ буде дорівнювати максимальній ширині вантажу $V_{\text{вт.мах}}$ плюс мінімальні допустимі зазори b_{min} до конструкції фюзеляжу (рис. 2.17 б):

$$V_{\text{вк}} = V_{\text{вт}} + 2b_{\text{min}}. \quad (2.2)$$

Слід враховувати, що в $H_{\text{мах}}$ необхідно закладати додатково висоту накладного на підлогу обладнання (рольганг), якщо навантаження і транспортування вантажів (стандартних авіаційних піддонів і контейнерів) передбачає їх використання. Тому висота вантажної кабіни буде дорівнювати максимальній висоті вантажу $H_{\text{вт}}$ плюс мінімально допустимий зазор по висоті h_{min} до центроплану. У разі, якщо на літаку передбачена установка верхнього завантажувального обладнання, зазор необхідно витримувати з урахуванням рейок під центропланом, встановлених уздовж усієї вантажної кабіни:

$$H_{\text{БК}} = H_{\text{ВТ}} + h_{\text{min}} \quad (2.3)$$

Діаметр фюзеляжу визначають не тільки габарити вантажної кабіни в нормальному перетині Ф-2, але і так само будівельна висота нормальних шпангоутів $h_{\text{шп}}$ і силових шпангоутів кріплення центроплана (рис. 2.17 б). Однак функціональні можливості вантажної кабіни літака з розміщенням в ній вантажів залежать не тільки від її габаритів, але і від схеми і конструктивного виконання вантажного люка, на який впливає безліч факторів, починаючи від форми хвостовій частини фюзеляжу, закінчуючи схемою і розташуванням шасі. В ідеалі проріз вантажного люка має бути рівним габаритам вантажної кабіни, але в реалії це складне завдання і не критично важливе, оскільки потрібно враховувати не тільки габаритні розміри вантажів, а й умови їх завантаження-розвантаження, десантування.

2.3.2 Визначення довжини похилої підлоги

Для здійснення входу в вантажну кабіну літака і завантаження-розвантаження техніки через вантажний люк, літак повинен бути забезпечений похилою підлогою. Похила підлога утворюється при розкладці рампи, трапів, підтрапників та інших складових частин вантажного люка на землі. Довжина похилої підлоги залежить від кута його нахилу до землі α і висоти порога $h_{\text{п}}$. Кут α задається в технічних вимогах до вантажного люка, $h_{\text{п}}$ залежить від схеми шасі і компонування вантажної кабіни літака.

Відомо, що діапазон центрівок задається в процентному співвідношенні щодо носка середньої аеродинамічної хорди крила, а основна стійка шасі знаходиться від нього на відстані e . Найбільш сприятливим для рівномірного розміщення вантажів є співвідношення ділянок довжини вантажної кабіни, яке дорівнює сумі $L1$ і $L2$, коли $L1 = L2$. З рисунка 2.18 видно, як співвідношення $L1$ і $L2$ впливає на висоту порога $h_{\text{п}}$ і довжину похилої підлоги.

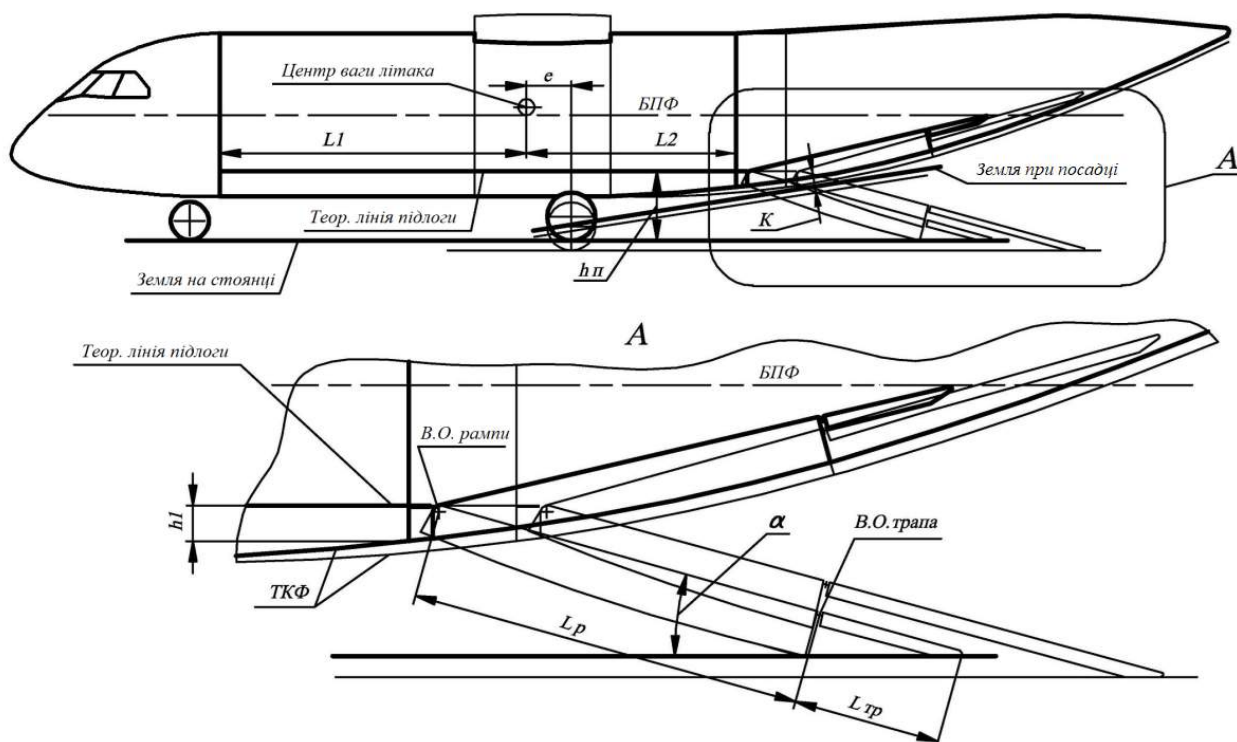


Рисунок 2.18 – Схема визначення довжини похилої підлоги і вузлів навіски рамп

Висота низу порогового шпангоута h_1 визначається конструктивно з умови навішування рамп вантажного люка. Нижня лінія обводу фюзеляжу пов'язана з лінією землі при посадці літака і кліренсом K . Положення колеса основної стійки при деформації і амортизації пневматика, рівень землі при посадці і на стоянці задаються в схемі шасі літака. Певному співвідношенню величин L_1 і L_2 відповідає величина h_p . При збільшенні L_2 збільшується h_p , оскільки h_1 залишається незмінним, і необхідно відсувати вниз нижню лінію ФЗ, а значить, подовжувати стійку шасі для забезпечення кліренсу K . При зменшенні L_2 зменшується висота порога вантажної кабіни, а значить, і довжина похилої підлоги при заданому куті α .

Зміна L_2 істотно впливає на схему вантажного люка і параметри його складових частин. При скиданні максимального вантажу з рампі граничне значення $L_2 + L_p$ визначається аеродинамікою літака і є постійною величиною для даного типу літака. Таким чином, при зменшенні L_2 збільшується L_p . Збільшення L_p зменшує довжину додаткових елементів похилої підлоги і спрощує схему вантажного люка.

Збільшення $L2$ подовжує похилу підлогу і вкорочує рампу, що призводить до ускладнення вантажного люка, оскільки трапи великої довжини важко скомпонувати в ФЗ і забезпечити їх працездатність, а коротку рампу необхідно постачати керованими опорами. При компонованні вантажної кабіни десантно-транспортного літака для поліпшення вихідних даних з проєктування вантажного люка необхідно підбирати оптимальне співвідношення величин $L1$ і $L2$. При цьому поверхня рампи може використовуватися для розміщення та перевезення вантажів.

2.3.3 Визначення параметрів навіски рампи

Навішування рампи (вибір осі її обертання), шарнірно закріпленої на порозі вантажної кабіни, визначає геометричні параметри рампи і балки вантажного люка. Особливості навішування шарнірної рампи, яка має можливість її відкату під фюзеляж, вимагають окремого розгляду.

Вісь навішування повинна бути обрана таким чином (рис. 2.19, 2.20), щоб забезпечувалися такі вимоги, як обертання рампи з гарантованим зазором від конструкції фюзеляжу, плавний перехід похилої підлоги в горизонтальну, сприйняття навантаження рампою і пороговою надбудовою при перевалюванні техніки, можливість установки профілів герметизації і ущільнення, наявність допустимого зазору між підлогою і настилом рампи при її максимальному відхиленні.

Будівельна висота низу шпангоута $h1$ по порогу вантажної кабіни є визначальною для навішування рампи, формування порогової надбудови і передньої частини рампи. Зменшення цієї висоти за рахунок подовження підлоги вантажної кабіни або підрізання нижньої частини фюзеляжу має межу, яка встановлюється умовами міцності, розміщення кронштейнів навішування і виконання перерахованих вище вимог.

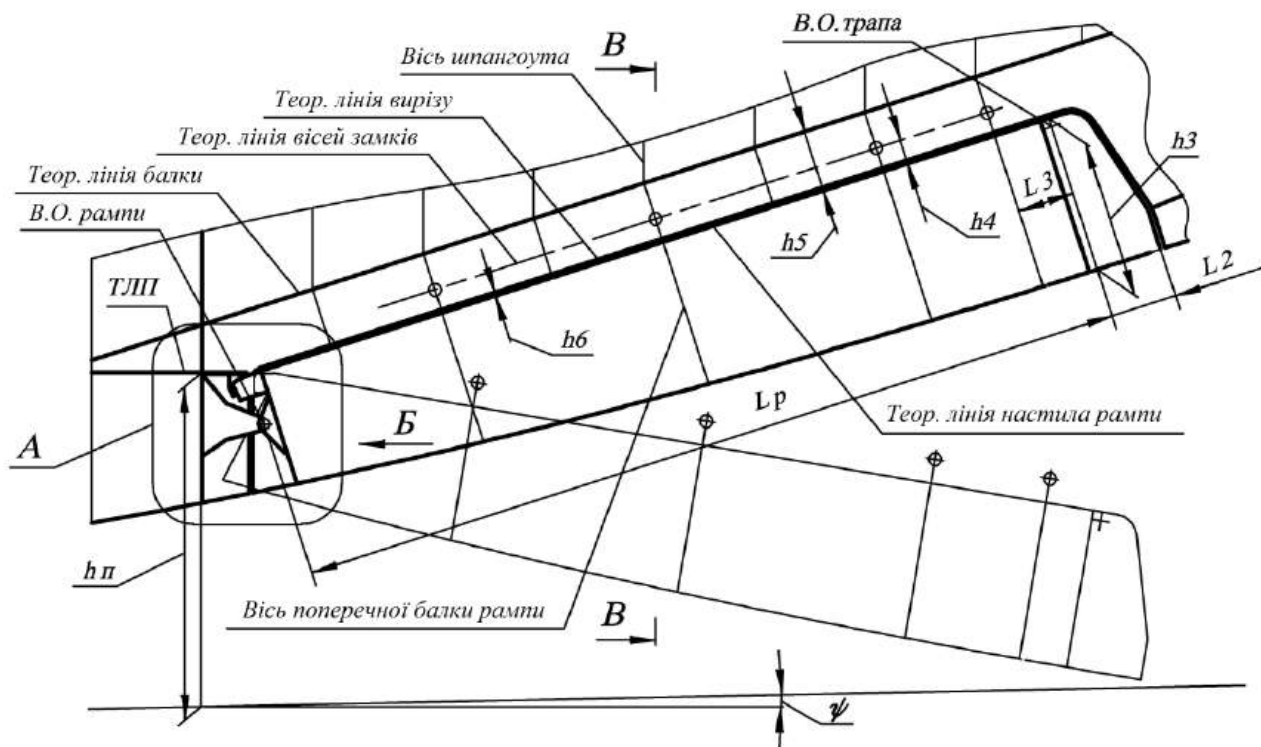


Рисунок 2.19 – Схема визначення основних параметрів рамп

Якщо верхня частина порогу, що є продовженням підлоги, окантована конструктивним елементом поперечного силового набору для установки на ньому профілю герметизації (див. Вид А рис. 2.19 на рис.2.20), а верхня поверхня переднього торця рамп виконана у циліндричній формі з центром радіуса на осі обертання рамп, то оптимальне значення розміру від осі обертання до теоретичної лінії підлоги h_2 буде лежати в області забезпечення допустимого зазору $k_{\max}$ при відкритті рамп на максимальний кут і умов установки профілю герметизації. Розміри h_1 і L_1 впливають на забезпечення необхідних зазорів при відкритті рамп і компоновки кронштейнів її навішування (див. Вид Б рис. 2.19 та рис. 2.21).

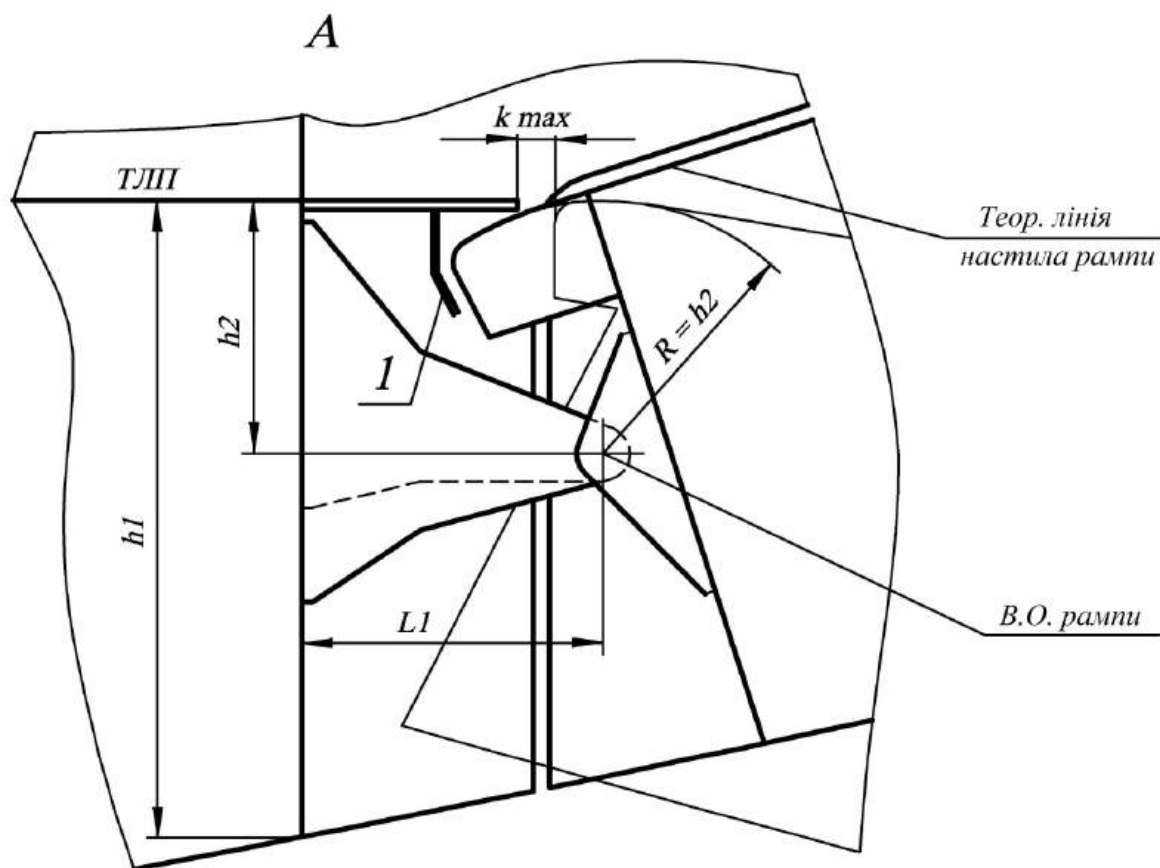


Рисунок 2.20 – Схема вибору параметрів осі навіски рампи

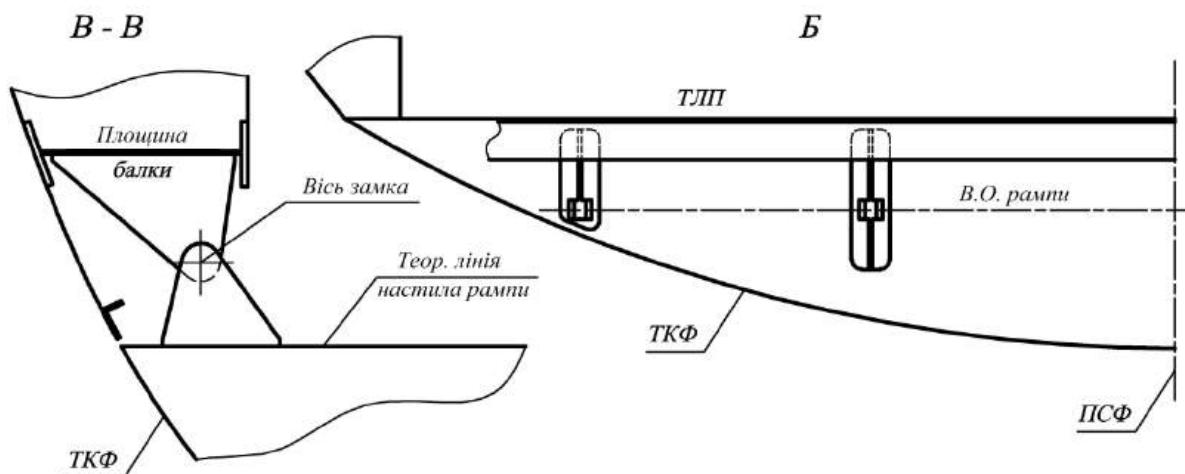


Рисунок 2.21 – Схема вісей замків рампи і розбивки вузлів навіски

Радіусна частина настилу рампи забезпечує плавний перехід підлоги вантажної кабіни в похилу підлогу при різних кутах нахилу рампи.

2.3.4 Визначення геометричних параметрів рампи

Вибравши вісь обертання, можна встановити в першому наближенні основні геометричні параметри рампи.

Довжина рампи визначається розміром L_p , що задається паралельно теоретичній лінії настилу рампи між віссю обертання рампи і віссю обертання трапів.

Величина L_p обмежується умовою скидання вантажу максимальної маси з торця рампи в польоті і залежить від компонування вантажної кабіни літака.

Будівельна висота задньої торцевої балки h_3 (рис. 2.19) визначається з умов забезпечення міцності, необхідного прорізу вантажного люка, а також можливості установки герметизації і замків рампи.

Розмір L_2 визначається в залежності від обраної схеми вантажного люка, конструктивного виконання його стулок і умов обпирання рампи при її відкритті на землі.

2.3.5 Визначення конструктивно-силової схеми рампи

Конструктивно-силова схема рампи визначає місце розташування основних силових елементів конструкції у взаємозв'язку і взаємодії один з одним і конструкцією фюзеляжу, що сприймають і передають діючі на них навантаження.

На початковому етапі проектування вибирається розташування поперечних балок рампи, що визначають розбивку дистанції між шпангоутами фюзеляжу від порога вантажної кабіни до останнього бічного замка рампи. Для цієї розрахункової схеми визначальним навантаженням для балок буде надлишковий тиск усередині вантажної кабіни, який сприймається настилом рампи і розподіляється на кожну з балок в залежності від прилеглої до неї площі настилу, балки встановлюються своєю площиною перпендикулярно настилу рампи.

Розподілене навантаження, що сприймається з настилу поперечною балкою

рампи, передається зосередженою силою через замок рамп і фітинг, встановлений на балці вантажного люка, на шпангоут фюзеляжу і далі сприймається шпангоутом і оболонкою фюзеляжу. Тому вісь замка збігається з площиною поперечної балки. Площини шпангоута, як правило, перпендикулярні будівельній площині фюзеляжу.

Таким чином, площини поперечних балок рамп певним чином пов'язані зі шпангоутами в хвостовій частині фюзеляжу. Зміна геометричних параметрів рамп в процесі проектування веде до зміни теоретичної лінії балки і дистанції між шпангоутами.

На схемі визначення основних параметрів рамп (рис. 2.20) зображена вихідна конструктивно-силова схема рамп в розрізі по осі симетрії фюзеляжу. Більш детальна конструктивно-силова схема рамп включає в себе поздовжній силовий набір (поздовжні балки і стрингери настилу рамп), розподільні поперечні силові елементи настилу, елементи каркаса рамп під навішення трапів, штанг і циліндрів управління, швартувальні вузли і т. д.

Розмір L_3 визначається в залежності від схеми вантажного люка і конструкції бічних замків рамп. Розміри h_4 і h_5 визначаються конструкцією бічних замків рамп. Зазор h_6 визначає відстань між теоретичною лінією вирізу і обрізом рамп.

На схемі розбивки вісей замків рамп і вузлів навішування (рис. 2.21) зображені кронштейни навіски рамп. Осі кронштейнів збігаються з площинами поздовжніх балок рамп.

Отримані геометричні параметри рамп, її конструктивно-силова схема в першому наближенні, зображення теоретичної лінії балки вантажного люка на вигляді збоку і в плані дозволяють надалі на теорії фюзеляжу за допомогою використання епюри його суміщених перерізів побудувати більш детальну геометрію рамп і балки для оцінки їх несучих і експлуатаційних можливостей, а також визначити необхідний виріз і проріз в хвостовій частині фюзеляжу.

2.3.6 Визначення геометричних параметрів балки вантажного люка

Основні геометричні параметри рампи і її конфігурація в поздовжньому напрямку дозволяють вибрати теоретичну лінію балки вантажного люка.

На вигляді збоку теоретичної схеми фюзеляжу лінія балки вантажного люка наноситься паралельно теоретичній лінії настилу рампи на висоту розміру h_5 , якщо виріз в районі рампи формується горизонтальним зрізом (рис. 2.19). Величина розміру h_5 вибирається в основному в залежності від конструкції бічних замків рампи.

Теоретична лінія на вигляді збоку збігається з площиною балки, якщо балка являє собою конструкцію, виконану у вигляді набору поздовжніх поясів і стінки, підкріпленої вертикальними стійками.

Для балки об'ємної конструкції теоретичні обводи на вигляді збоку можуть задаватися нижньою і верхньою теоретичними лініями (рис. 2.22).

Залежно від теорії фюзеляжу і схеми вантажного люка теоретична лінія балки може мати злам як на вигляді збоку, так і на вигляді в плані. Злам обумовлюється необхідністю забезпечення відповідного прорізу, а також раціональною побудовою конструктивно-силової схеми фюзеляжу. На вигляді збоку, в зоні приєднання до рампи бічних замків, балка вантажного люка, як правило, виконується без зламів. Це відноситься і до проєкції теоретичної лінії балки на вигляді в плані, де можливий злам виконується за першим і останніми бічними замками рампи.

Несуча здатність балки характеризується як площею перетинів поздовжніх поясів, так і її будівельною висотою h_1 і h_2 . У районі зламу балки встановлюється посилений шпангоут або інший конструктивний елемент. Величина розмірів b_1 і b_2 , що визначають конфігурацію балки на вигляді в плані, лежить в області забезпечення прорізу вантажного люка і необхідної будівельної висоти балки.

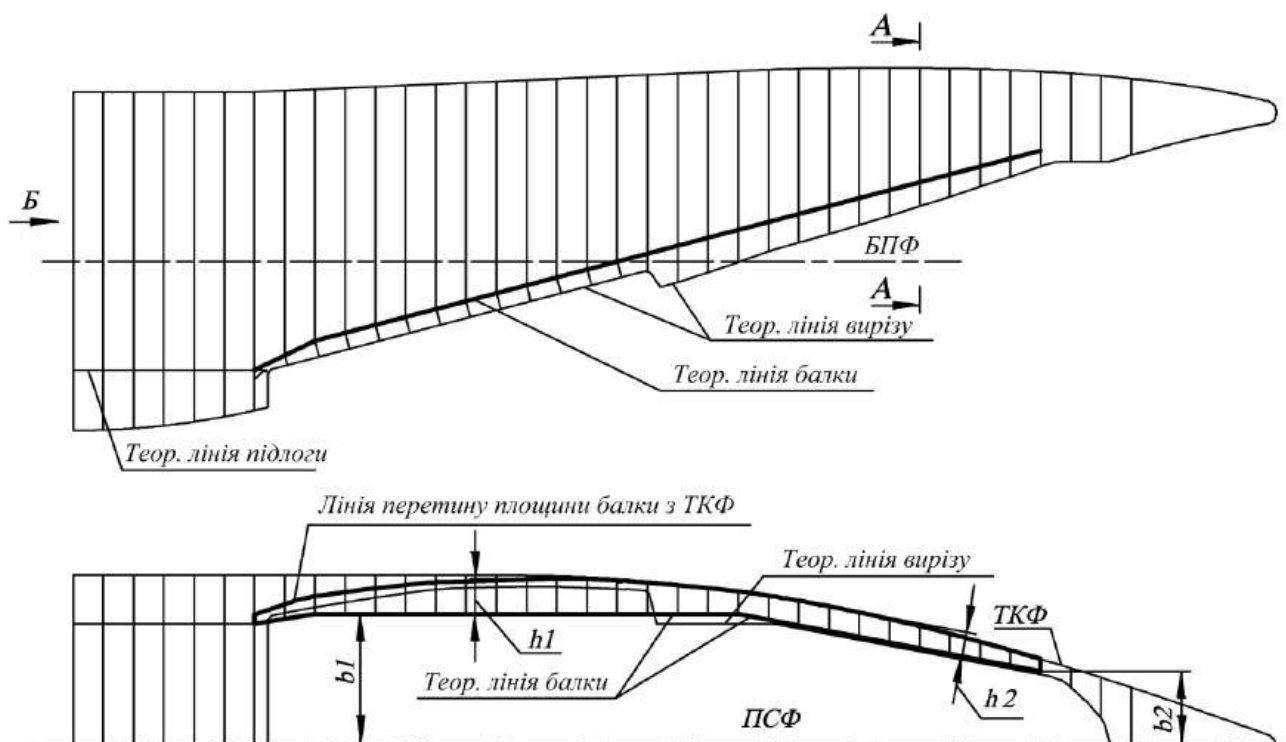


Рисунок 2.22 – Схема побудови плоскої балки вантажного люка

На рисунку 2.23 зображені Вид Б, перетин А-А рисунка 2.22 і винос Г перетину А-А. У місці установки силових замків і в місці зламу балка зв'язується фітингами з силовими шпангоутами. Юбка фюзеляжу підкріплена діафрагмами, пов'язаними з балкою вантажного люка.

Об'ємна балка може бути сформована двома поздовжніми і вертикальною площинами, а також частиною теоретичного контуру фюзеляжу. Об'ємна балка підвищує живучість конструкції фюзеляжу.

На рисунку 2.27 зображене теоретичне креслення балки на виглядах збоку і в плані. Нижня теоретична лінія балки задається так само, як і для плоскої балки. Верхня теоретична лінія балки може бути задана паралельно нижній на дистанції Нб. Конфігурація балки на вигляді в плані задається відповідно до необхідного прорізу вантажного люка розмірами b_1 , b_2 і b_3 . При цьому розмір b_3 відповідає половині ширини підлоги вантажної кабіни літака.

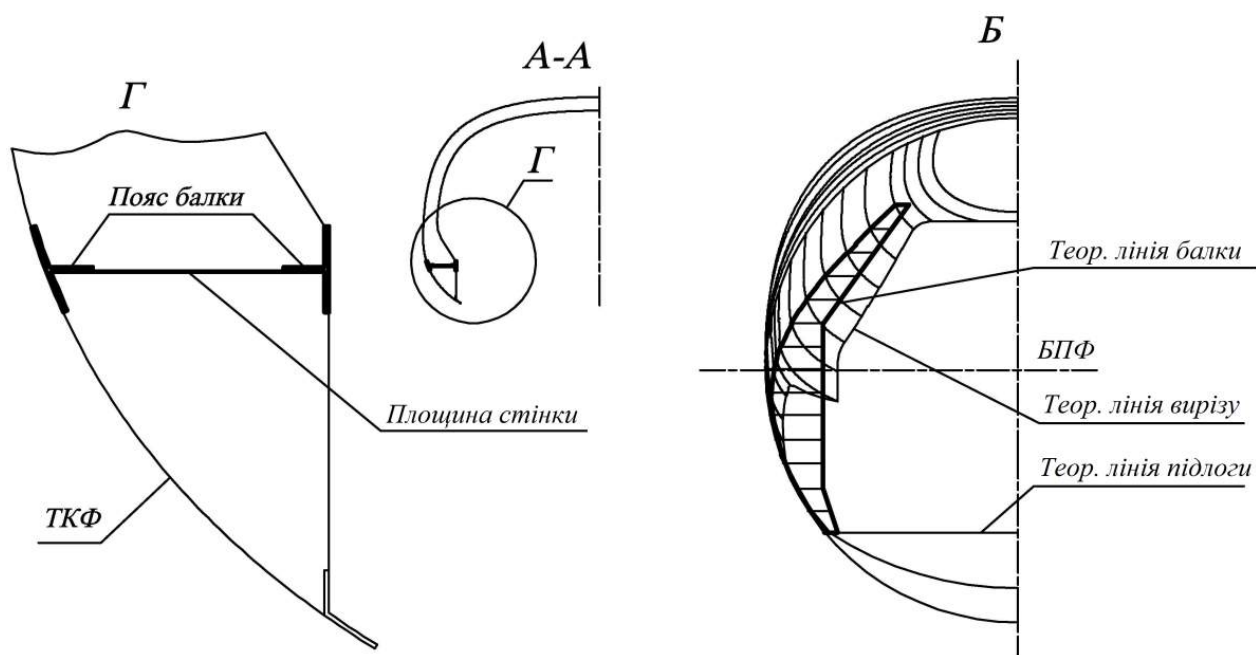


Рисунок 2.23 – Схема формування вирізу вантажного люка у випадку використання плоскої балки

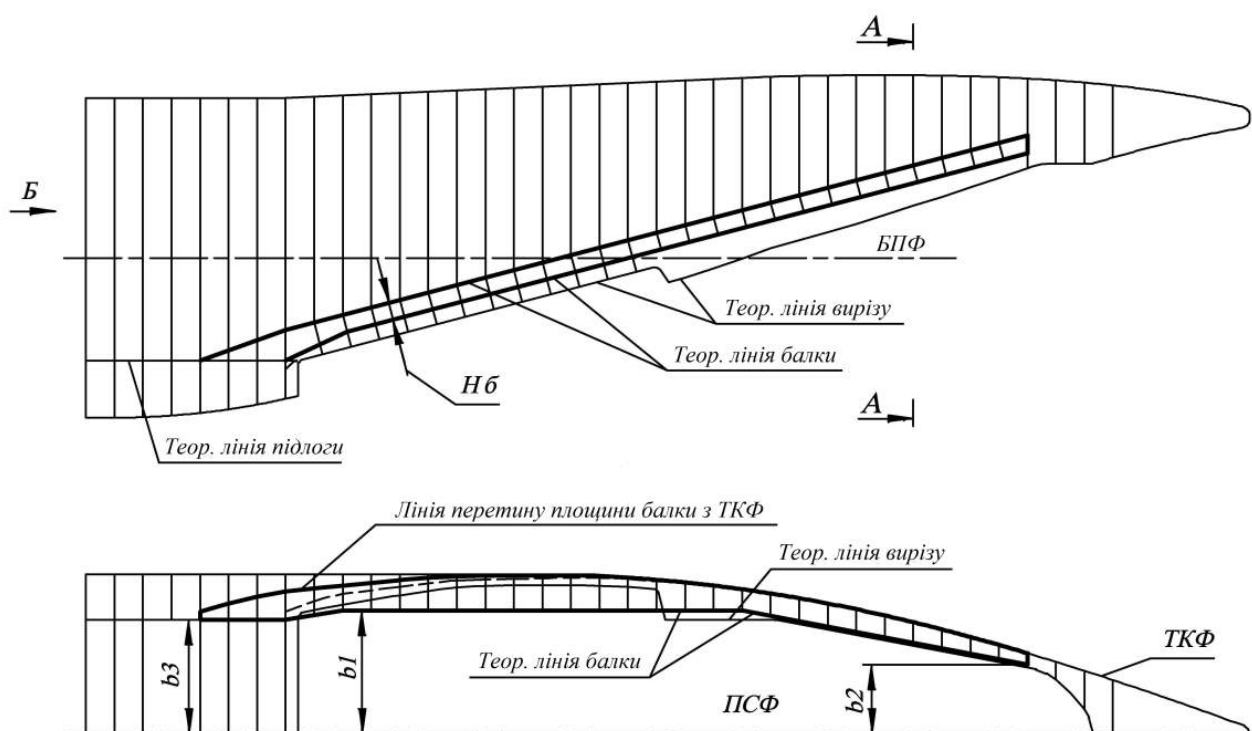


Рисунок 2.24 – Схема побудови об'ємної балки вантажного люка

На рисунку 2.25 зображені Вид Б і перетин А-А рисунка 2.22 і винос Г перетину А-А.

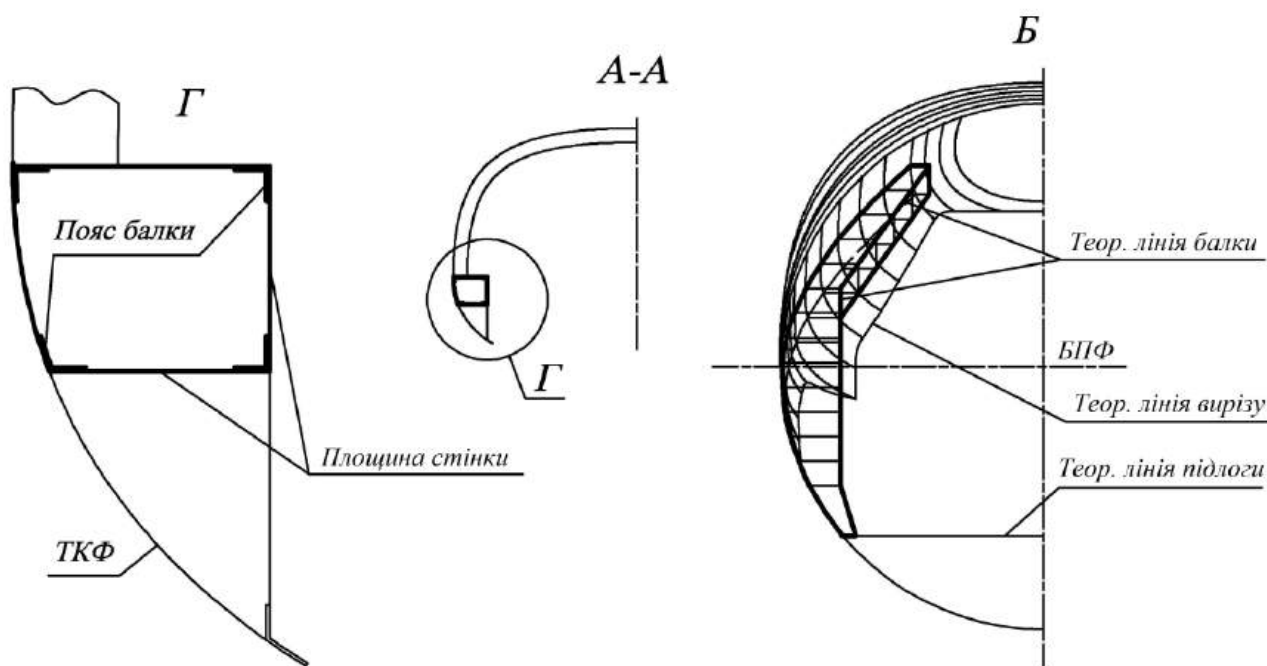


Рисунок 2.25 – Схема формування вирізу вантажного люка у випадку використання об’ємної балки

Маючи первинні дані про геометричні параметри і конструктивно-силову схему рампи, а також теоретичну схему балки вантажного люка, рампи, можна визначити і оцінити в першому наближенні виріз і проріз вантажного люка розроблюваного літака.

2.3.7 Визначення основних ознак і параметрів вирізу і прорізу вантажного люка

Проріз вантажного люка – це сукупність геометричних параметрів, що утворюють необхідний внутрішній обсяг у хвостовій частині фюзеляжу, який визначає можливості вантажного люка по виконанню ним поставлених десантно-транспортних завдань на всіх режимах його роботи. Виріз у хвостовій частині фюзеляжу – це та ж сама сукупність без урахування виступу в проріз нерухомих і рухомих частин вантажного люка.

Тільки в окремому випадку проріз вантажного люка може мати конфігурацію, що дозволяє завантажувати вантажі і техніку, порівнянну з

розмірами вантажної кабіни літака. У такому випадку в проекції на вісь літака проріз вантажного люка повинен збігатися з поперечним перерізом вантажної кабіни.

Насправді проріз вантажного люка завжди менше, хоча це не означає, що він не може забезпечити виконання поставлених десантно-транспортних завдань. Здійснення таких завдань відбувається за рахунок особливої конфігурації прорізу вантажного люка, виконаної з урахуванням завантаження найбільш габаритних вантажів по похилій підлозі, зменшених габаритів вантажів і техніки при скиданні, розумного компромісу при визначенні вимог по наскрізний навантаження і вивантаження вантажів і техніки паралельно підлозі вантажної кабіни за допомогою естакади або верхнього завантажувального пристрою.

Проріз вантажного люка десантно-транспортного літака – це сукупність геометричних величин, строго прив'язаних до номенклатури завантажуваних і десантованих вантажів, траєкторій їхнього завантаження, розвантаження і скидання в повітрі. Якщо проріз вантажного люка не забезпечує виконання будь-якої технічної вимоги, це означає, що неправильно вибрані схема вантажного люка, теорія фюзеляжу, або перевищені технічні вимоги для літака даного класу і призначення.

Визначення вирізу і прорізу вантажного люка – першочергове завдання при розробці його схеми. При цьому на початковому етапі проектування досить визначитися з величиною прорізу в передній його частині. Для цього необхідно встановити місце розташування порога вантажної кабіни і будівельну висоту низу шпангоута по порогу, визначити в першому наближенні вісь навішування рампи, визначити основні геометричні параметри і конфігурацію рампи і балки вантажного люка в районі рампи, побудувати лінію похилого статі.

Виріз у фюзеляжі в районі рампи вантажного люка виконується в залежності від схеми люка і конструкції рампи.

Найбільш простим і раціональним є виріз, утворений поздовжньою площиною, паралельною настилу рампи. У поперечному напрямку виріз може формуватися вертикальною або похилою площиною. При такому розрізі

фюзеляжу теоретична лінія вирізу в обшивці на вигляді в плані знаходиться далі по відношенню до площини симетрії фюзеляжу від теоретичної лінії балки, і ширина прорізу в районі рампи буде визначатися внутрішніми поясами балок, якщо на них немає виступаючих в проріз елементів конструкції.

Виріз і проріз усього вантажного люка визначається при подальшій розробці конструкції на підставі теорії фюзеляжу і розглянутої схеми вантажного люка. Можливість завантаження і ровантаження в проріз вантажів і техніки, а також скидання в повітрі з допустимими зазорами визначається шляхом побудови кривих габаритних точок поперечних перерізів вантажів і техніки.

На рисунку 2.26 зображені криві габаритних точок завантажуваної самохідної техніки, що визначають виріз у фюзеляжі і зазори від конструкції фюзеляжу в прорізі і вантажній кабіні літака.

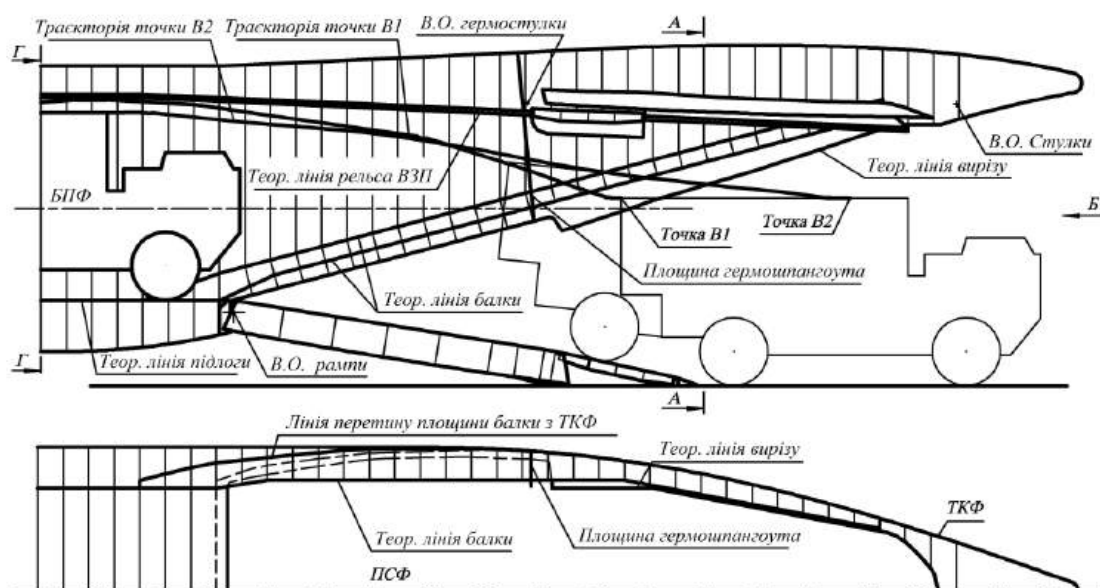


Рисунок 2.26 – Схема завантаження самохідної техніки

Для побудови таких кривих при транспортних операціях на землі необхідні дані про завантажувану техніку і вантажі, геометрію рампи і конфігурації похилої підлоги, а також дані по верхньому вантажному пристрої і траєкторії його руху

На рисунку 2.27 зображені Вид Б і перетини А-А і Г-Г рисунка 2.26. На вигляді Б зображений вантажний люк у проєкції на вісь симетрії літака. У перетині А-А показаний мінімально допустимий боковий зазор $b_{\min}$ між

конструкцією фюзеляжу і завантажувальною технікою. У перетині Г-Г показаний мінімально допустимий зазор $h_{\min}$ між конструкцією фюзеляжу і завантажувальною технікою всередині вантажної кабіни літака.

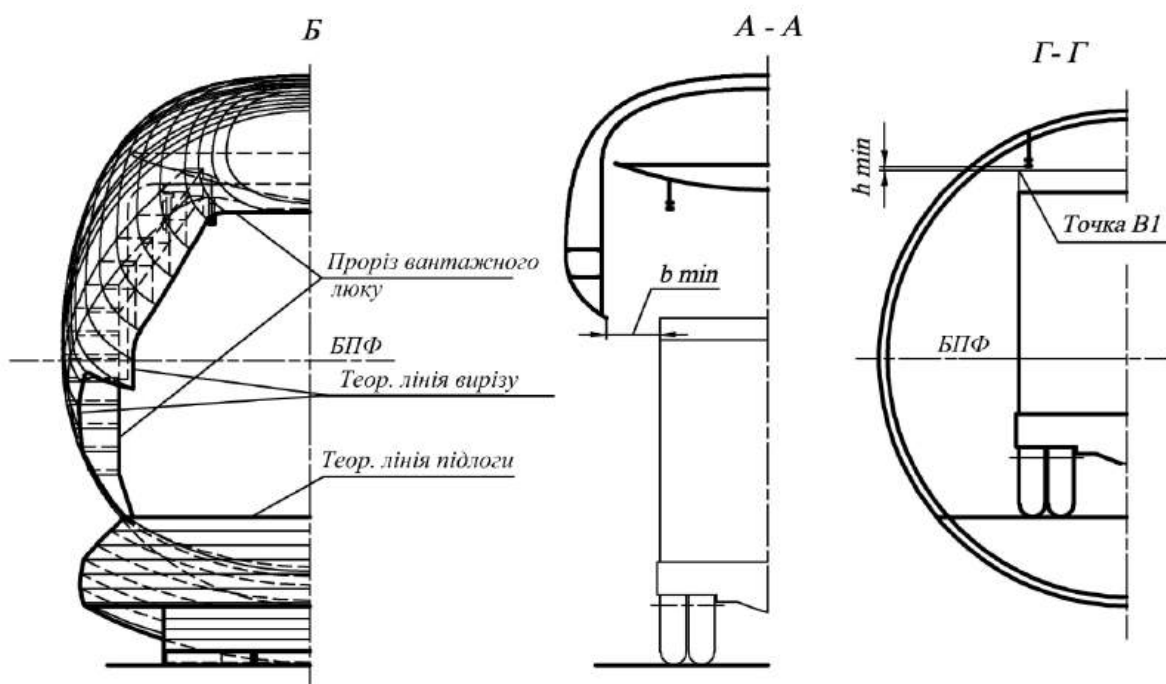


Рисунок 2.27 – Вид і перетин схеми завантаження

Криві точок найбільшого поперечного габариту десантованих вантажів будуються на підставі розрахункових траєкторій їх скидання, побудованих в залежності від швидкості десантування, маси вантажу, швидкості вертикального пориву при скиданні, а також початку руху і точки перевалювання скидуваного вантажу. За допомогою таких кривих в основному визначається необхідний виріз і проріз вантажного люка в його задній частині, тобто в зоні відсіку ступок.

На рисунку 2.28 зображена траєкторія габаритної точки скидуваного вантажу. Перетин А-А виконано в місці перетину траєкторії з теоретичною лінією вирізу. Мінімально допустимий боковий зазор між конструкцією і вантажем $b_{\min}$.

Якщо виріз і проріз вантажного люка не забезпечують виконання заявлених десантно-транспортних завдань ні в одному з розглянутих варіантів вантажного люка, необхідна корекція теоретичної схеми фюзеляжу або технічних вимог до вантажного люка.

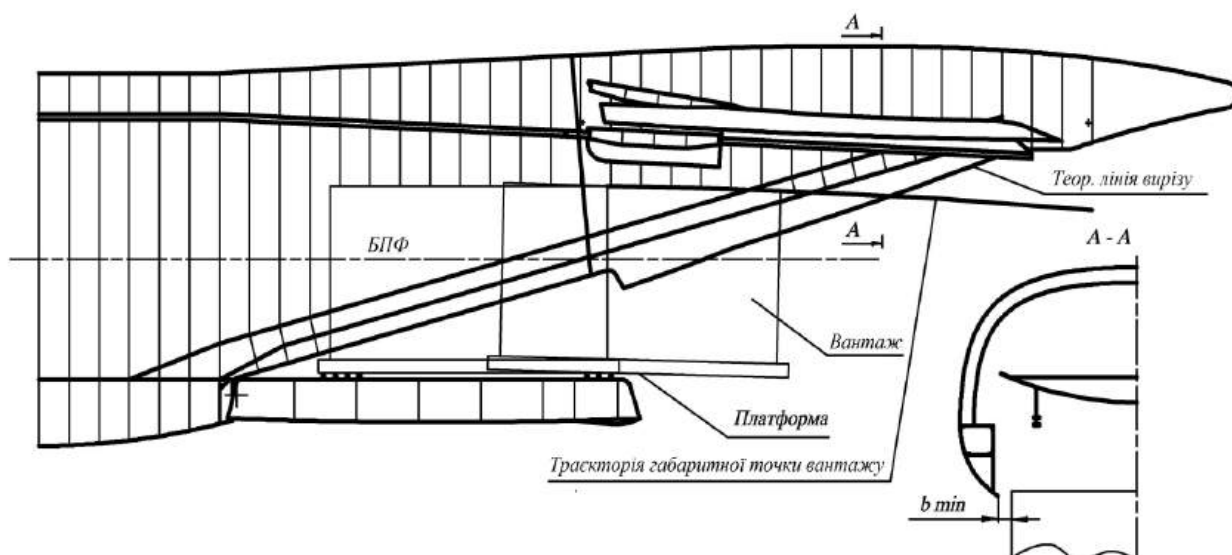


Рисунок 2.28 – Схема скидання вантажу

Виконання роботи по визначенню основних геометричних параметрів рампи, балки, вирізу і прорізу дозволяє приступити до пошуку прийнятних схем вантажних люків і конструктивних рішень щодо їх виконання. Класифікація вантажних люків по їх типу, яка описана в розділі 1, дозволяє полегшити таку задачу.

Таким чином, підвівши підсумки вищепредставленого матеріалу, його можна звести до структури методу визначення параметрів хвостового вантажного люка (рис. 2.29) транспортного літака.

2.4 Параметричне моделювання хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії

Моделювання хвостової частини фюзеляжу відбувається в процесі створення моделі майстер-геометрії фюзеляжу на етапі попереднього проєктування.

На рис. 2.30 показано схему методу параметричного моделювання ФЗ.

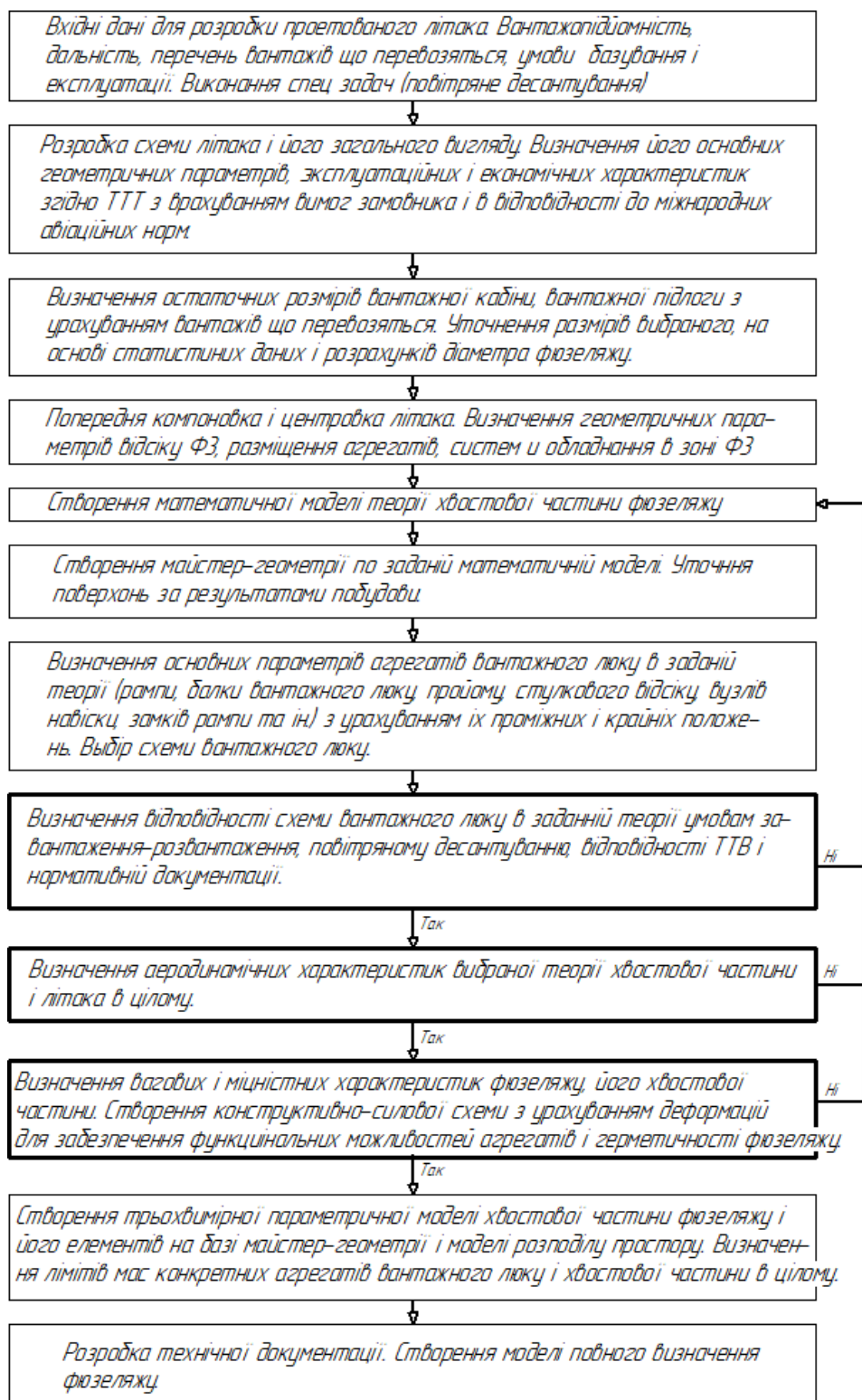


Рисунок 2.29 – Структура методу визначення параметрів хвостового вантажного люка транспортного літака



Рисунок 2.30 – Схема методу параметричного моделювання ХЧФ

2.4.1 Параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей ХЧФ

Моделювання поверхні фюзеляжу відбувається в процесі створення моделі майстер-геометрії літака [67, 172, 176] на етапі попереднього проєктування. Розглянемо параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей хвостової частини. Моделювання доцільно здійснювати параметричними методами [193, 194, 220] на підставі матриці параметрів фюзеляжу (табл. 2.2), що дозволяє в подальшому автоматизувати внесення змін до моделей і систематизувати дослідження впливу окремих параметрів на масу фюзеляжу.

У табл. 2.2 наведені дані для п'яти варіантів фюзеляжів транспортних літаків з різною формою хвостових частин, що графічно відображено на рис. 2.46, 2.47. Позначення параметрів у таблицях і на кресленнях виконані відповідно до синтаксису редактора виразів системи Siemens NX.

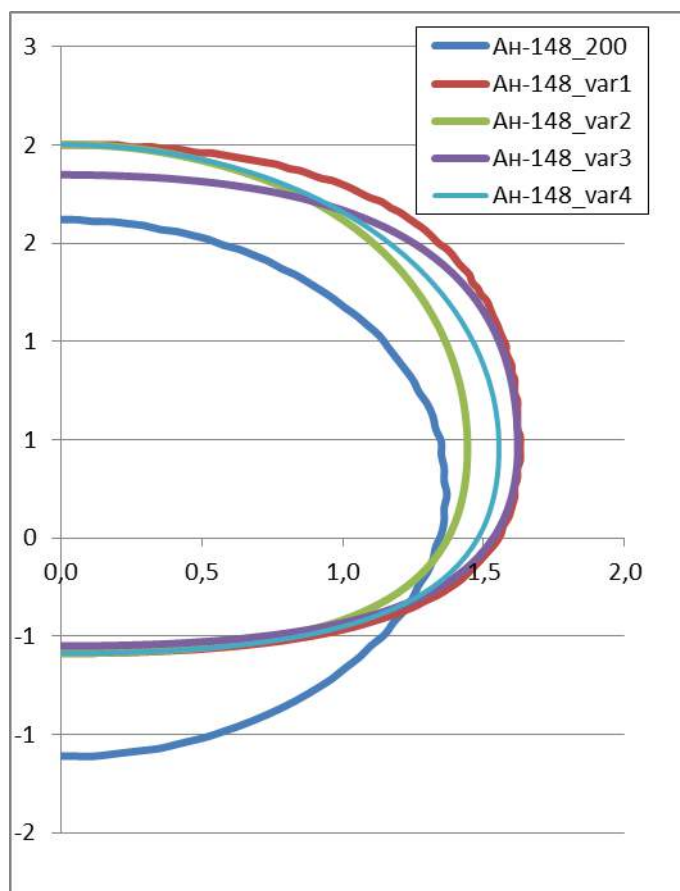


Рисунок 2.31 – Перерізи хвостової частини фюзеляжу на відстані $X = 20$ м

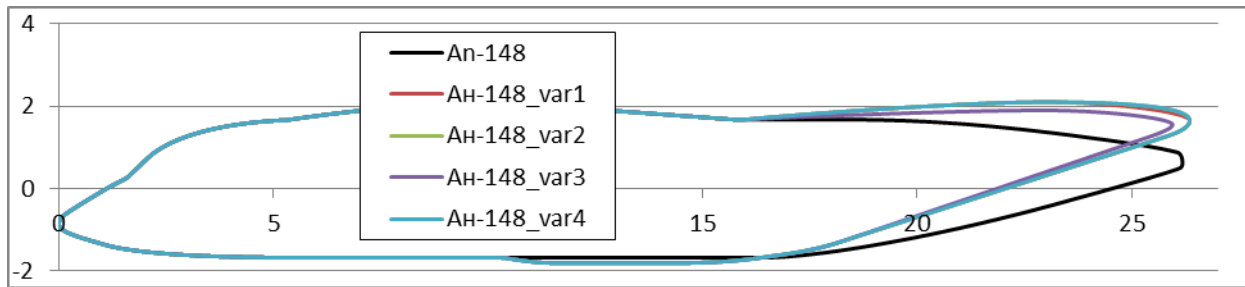


Рисунок 2.32 – Перерізи площини симетрії літака

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використані узагальнене теоретичне креслення (рис. 2.33) і матриця геометричних параметрів фюзеляжу (таблиця 2.2). Умовно модель поділяють на модель носової (НЧФ) [222, 224]., центральної і хвостової частин фюзеляжу (ХЧФ).

Таблиця 2.2 – Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення				
Варіант схеми	А	Б	В	Д	Е
Відносне відхилення НЧФ y_n	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25
Відносне відхилення ХЧФ y_h	0,45	0,45	0,4	0,45	0,5
Подовження фюзеляжу λ_f	7,3	7,3	7,3	7,3	7
Подовження НЧФ λ_n	1,7	1,7	1,7	1,7	1,7
Подовження ХЧФ λ_h	3,6	3,6	3,3	3,6	3
Співвідношення ширини і висоти перерізу k_{hb}	1	1	1	1	1
Коефіцієнт заповнення перерізу, η_m	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$

Додаткові параметри наведено у табл. 2.3.

Таблиця 2.3 – Похідні і довідкові геометричні параметри

Параметр, позначення, одиниця виміру	Формула (значення)
Висота міделевого перерізу H_f , мм	$k_{hb} \cdot d_f \cdot \sqrt{\pi / (k_{hb} / 2 \eta_m)} (1069)$
Ширина міделевого перерізу B_f , мм	$d_f \cdot \sqrt{\pi / (k_{hb} / \eta_m)} / 2$ (949)
Довжина фюзеляжу L_f , мм	$\lambda_m f \cdot d_f$ (15750)

Закінчення табл. 2.3

Довжина НЧФ L_n , мм	$lam_n \cdot d_f$ (3150)
Довжина ХЧФ L_h , мм	$lam_h \cdot d_f$ (6300)
Положення скління по горизонталі x_{ws} , мм	$0,36 L_n$ (1134)
Положення скління по вертикалі y_{ws} , мм	$0,1 d_f$ (219)
Кут відхилення осі НЧФ phi_n , град	$arctan(y_n / lam_n)$ (8,93)
Кут відхилення осі ХЧФ phi_h , град	$arctan(y_h / lam_h)$ (8,13)

Сегменти 1 і 10 (рис. 2.33) будуть замінені допоміжними, необхідність їх виділення пов'язана із застосуванням методу «Через сітку кривих» (Through Curve Mesh) для побудови поверхонь, що сходяться в точку, в той час як сегменти 4 і 5 створені методом «Поверхня по перерізах» (Section Surface). Довжини L_1 і L_{10} задамо такими, що дорівнюють 100 мм для всіх розглянутих варіантів завдань. Усі необхідні дані для побудови винесені до окремої таблиці 2.4.

Таблиця 2.4 – Додаткові параметри напрямних кривих поверхонь НЧФ і ХЧФ

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення					
Варіант	Тип А	Тип Б	Тип В	Тип Д	Тип Е	(базовий)
Положення точки В кривої 1 лінії верху хвостової частини X_{Bhl} , мм	4500	4500	4500	4500	4500	6960,4 018
Положення точки С кривої 1 лінії верху хвостової частини X_{Chl} , мм	7000	7000	7000	7000	7000	10003, 2448
Положення точки В кривої 1 серединної лінії ХЧФ X_{Bmh1} , мм	2845.1 575	2845.1 575	2845. 1575	2733.4 390	2845. 1575	1265,4 613
Положення точки С кривої 1 серединної лінії ХЧФ X_{Cmh1} , мм	6252.1 788	6252.1 788	6252. 1788	6011.4 645	6252. 1788	4995,6 281
Положення точки В кривої 2 серединної лінії ХЧФ X_{Bmh2} , мм	1596.3 581	1596.3 581	1596. 3581	1533.6 752	1596. 3581	1974,2 787
Положення точки В кривої 1 нижньої лінії ХЧФ X_{Bnh1} , мм	1115.5 804	1115.5 162	1115. 5162	1168.4 783	1115. 5797	349.76 46
Положення точки С кривої 1 нижньої лінії ХЧФ X_{Cnh1} , мм	2000	2200	2200	2200	2200	1000

Закінчення табл. 2.4

Положення точки А кривої 2 нижньої лінії ХЧФ X_{Anh2} , мм	552.48 06	552.48 06	552.4 806	549.54 71	552.4 806	173,6 818
Положення точки С кривої 2 верхньої лінії ХЧФ Y_{Ch1} , мм	450	450	450	350	450	985,5 757
Положення точки С кривої 2 нижньої лінії ХЧФ Y_{Cnh2} , мм	200	200	200	100	200	197,8 883
Положення точки В кривої 1 лінії боку ХЧФ X_{Bbh1} , мм	3644.0 429	2439.4 750	2439. 4750	3687.8 260	5638. 8657	2795, 3028
Положення точки С кривої 1 лінії боку ХЧФ X_{Cbh1} , мм	5690	5200	5200	5690	9263. 4861	6801, 5969
Положення точки В кривої 2 лінії боку ХЧФ Z_{Bbh2} , мм	1351.1 057	740.09 92	740.0 992	1329.7 214	284.7 642	554,7 629
ВД кривої 1 початкової твірної сегмента 8, f_{h1}	0.42	0.42	0.42	0.42	0.42	0,525
ВД кривої 2 початкової твірної сегмента 8, f_{h2}	0.35	0.5	0.5	0.35	0.35	0,5
ВД кривої 1 кінцевої твірної сегмента 8, f_{h3}	0.5696	0.5696	0.569 6	0.5696	0.569 6	0,35
ВД кривої 2 кінцевої твірної сегмента 8, f_{h4}	0.5843	0.5843	0.584 3	0.5843	0.584 3	0.352 8
ВД кривої 1 кінцевої твірної сегмента 9, f_{h5}	0.42	0.42	0.42	0.42	0.42	0,5
ВД кривої 2 кінцевої твірної сегмента 9, f_{h6}	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0,5
ВД кривої 1 лінії боку, f_{bh1}	0.5087 5	0.4801	0.480 1	0.5036	0.606 7	0,492 2
ВД кривої 2 лінії боку, f_{bh2}	0.4347	0.4407	0.440 7	0.4185	0.489 2	0,371 8
L_h	10400	10400	10400	10000	10400	10232
D_f	3350	3350	3350	3350	3350	3350
Y_h	1650	1650	1650	1550	1650	689,4 243

Особливістю варіантів 1-5 є конфігурація хвостової частини фюзеляжу, характерна для літаків із вантажним люком типу «рампа» в хвостовій частині фюзеляжу. Необхідність забезпечити необхідну висоту прорізу люка і в той же час скоротити його довжину приводить до збільшення кута відхилення хвостової частини і застосування в деяких випадках характерної S-подібної форми верхньої і нижньої напрямних. Фрагмент теоретичного креслення ХЧФ (вид В) для варіантів 1-5 показаний на рисунку 2.34.

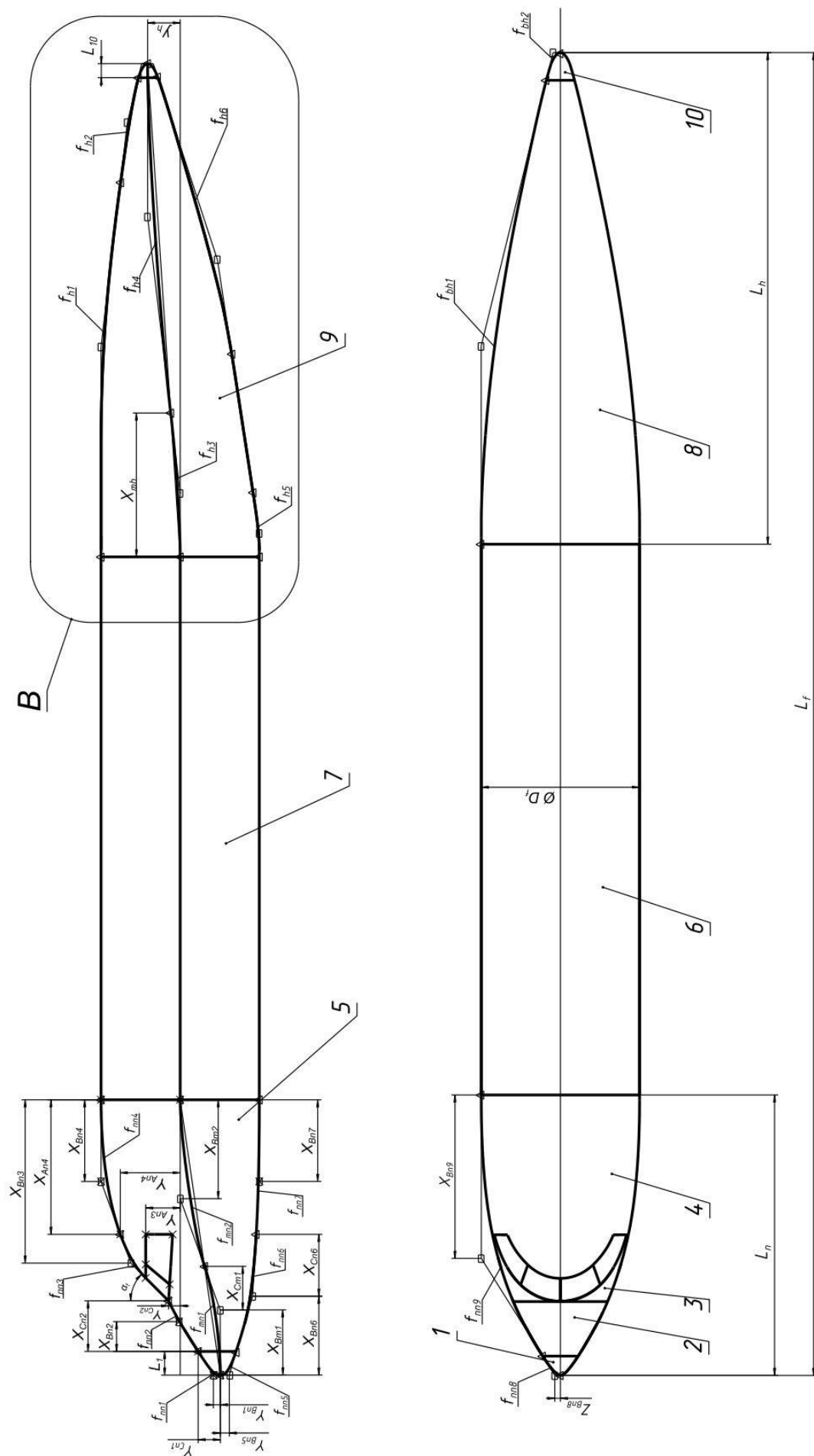
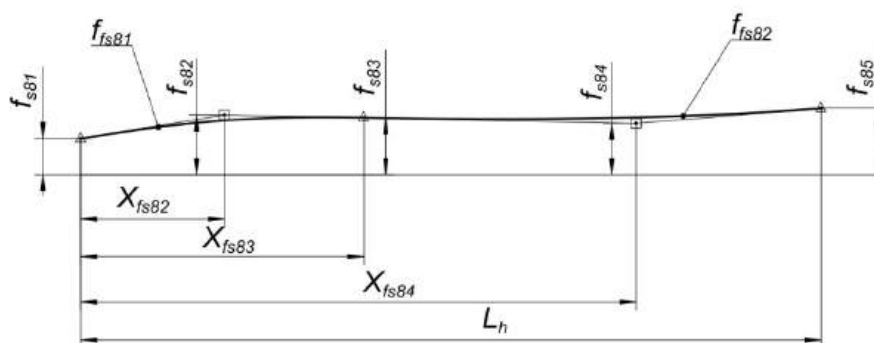


Рисунок 2.33 – Фрагмент узагального теоретичного креслення фюзеляжу літака

Закон зміни дискримінантів для сегмента 8



Закон зміни дискримінантів для сегмента 8

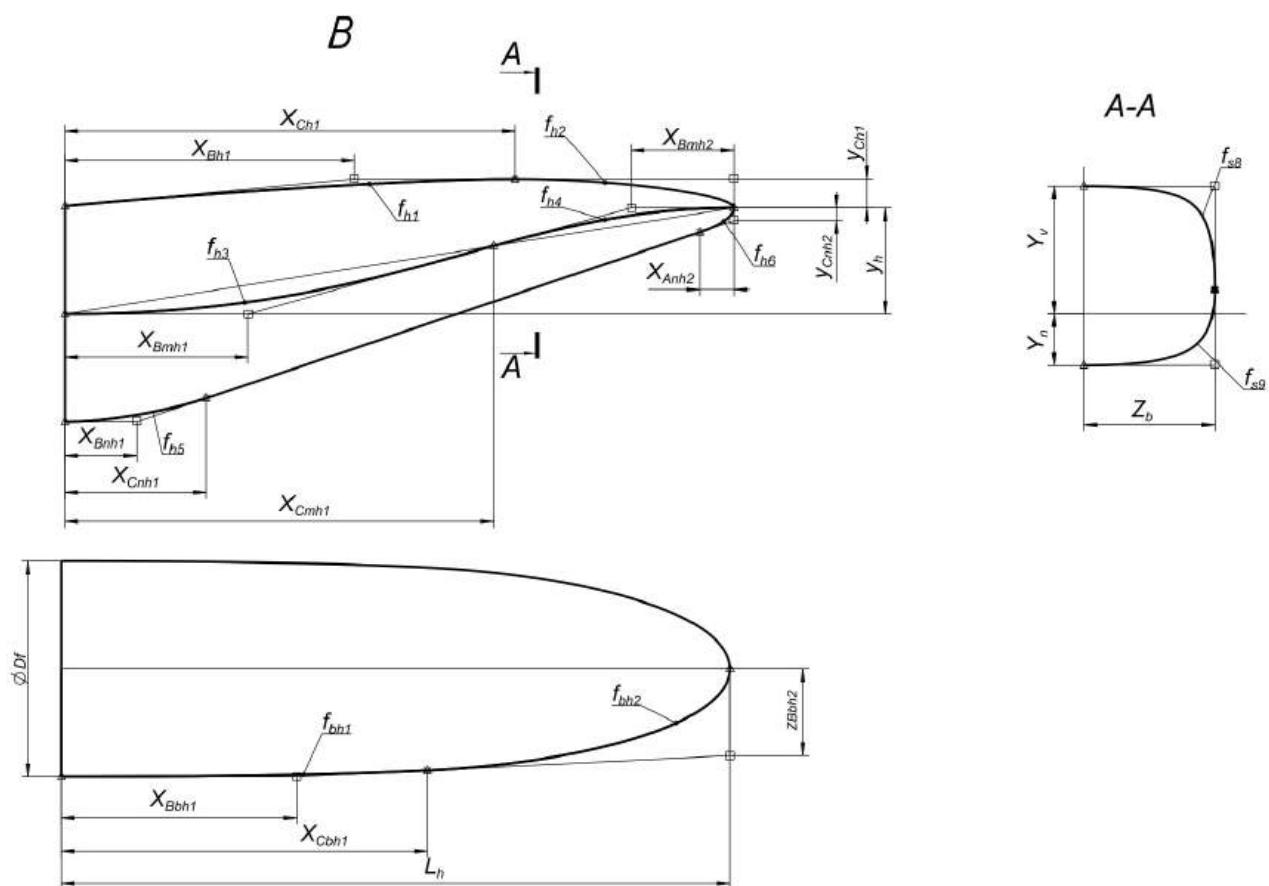
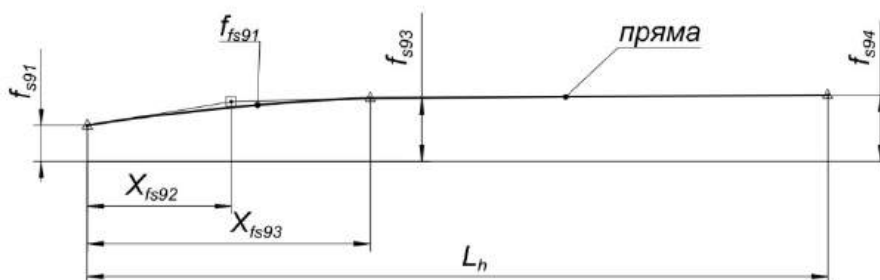


Рисунок 2.34 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення ХЧФ літака із вантажним люком

Модель майстер-геометрії фюзеляжу (рис. 2.35) було додатково розділено на частини за конструктивно-функціональним принципом з метою подальшого асоціативного прикладання навантажень і розрахунку мас частин фюзеляжу.

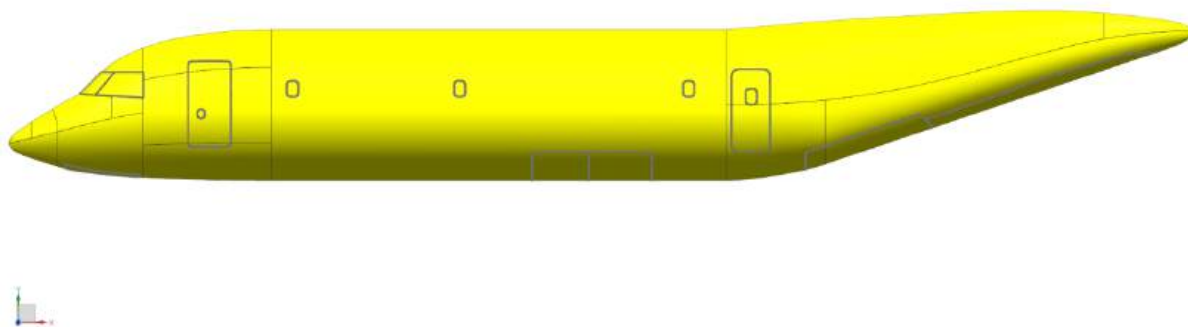


Рисунок 2.35 – Модель майстер-геометрії фюзеляжу проєктованого транспортного літака

2.4.2 Параметрична модель розподілу простору хвостової частини фюзеляжу

Реалізація пропонованого методу проєктування дозволяє окрім тривимірної комп'ютерної моделі майстер-геометрії, розробити модель розподілу простору хвостової частини фюзеляжу. Для створення моделі розподілу простору літака необхідно вирішити такі задачі: розробити конструктивно-технологічне членування; панелювання; визначити кількість і розташування елементів конструктивно-силового набору фюзеляжу [76]; функціонування елементів вантажного люка; забезпечення герметичності фюзеляжу; вирішити питання переліку та розміщення обладнання, устаткування; компонування систем та органів керування вантажним люком; компонування вантажної кабіни та забезпечення необхідних умов завантаження-розвантаження та десантування. Крім того, виконуються компонування і розрахунки діапазону положення центру мас літака у цілому. На рис. 2.36 показано фрагмент моделі розподілу простору

хвостової частини фюзеляжу літака транспортної категорії.



Рисунок 2.36 – Фрагмент моделі розподілу простору ФЗ літака транспортної категорії

2.5 Моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу

Методи, що застосовуються для розрахунку аеродинамічних характеристик літака на етапі попереднього проєктування, дозволяють урахувати такі параметри хвостової частини фюзеляжу, як подовження, форма твірних, форма перерізу і кут відхилення хвостової частини від будівельної горизонталі фюзеляжу.

Недоліком наявних методів є те, що форма ФЗ і перерізу фюзеляжу розглядається як якісний параметр, дозволяючи вибрати тільки один із декількох можливих варіантів (конічна, параболічна, еліптична, кругла, прямокутна), а кут відхилення хвостової частини фюзеляжу враховують тільки при розрахунку коефіцієнта підйімальної сили. Такий підхід не дозволяє провести параметричний

аналіз у повному обсязі, проте є прийнятним для верифікації отриманих результатів.

Необхідні дані про аеродинамічні характеристики фюзеляжу з урахуванням геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу можуть бути отримані за допомогою скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу [127, 132, 139].

Для визначення впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на характер аеродинамічного обтікання фюзеляжу розроблено метод створення відповідної скінченноелементної моделі [133] (рис. 2.37).

Значення і характер розподілу аеродинамічних навантажень на фюзеляж визначені за допомогою модуля CFX системи інженерного аналізу ANSYS. На підставі моделі майстер-геометрії фюзеляжу створено скінченну елементну модель аеродинамічного обтікання фюзеляжу і проведено розрахунки для розглянутих режимів польоту. Для забезпечення мінімального впливу кордонів розрахункової області на характер перебігу і скорочення кількості елементів моделі застосовано розрахункову область еліптичного перерізу з вертикальним положенням більшої осі (розміри області 15 x 20 x 50 м), а також подрібнення елементів у зоні примежового шару (рис. 2.38).

Параметри аеродинамічного середовища задані відповідно до ICAO DOC 7488 CD. Для виведення і візуалізації результатів розрахунку застосовано компонент CFD-Post модуля CFX.

На 2.39 показано характер розподілу швидкості потоку в площині симетрії розрахункової області і характер розподілу тиску по поверхні фюзеляжу.

У процесі верифікації моделі проведено порівняння (табл. 2.6) отриманих аеродинамічних характеристик фюзеляжу з довідковими значеннями, розрахованими за відомою методикою [111]. Задовільні результати точності були отримані при кількості елементів близько 5×10^5 і стандартної k-ε моделі турбулентності.

Подальше уточнення аеродинамічних навантажень доцільно при застосуванні більш точних методів визначення аеродинамічних характеристик.



Рисунок 2.37 – Блок-схема методу моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням геометричних особливостей хвостової частини фюзеляжу

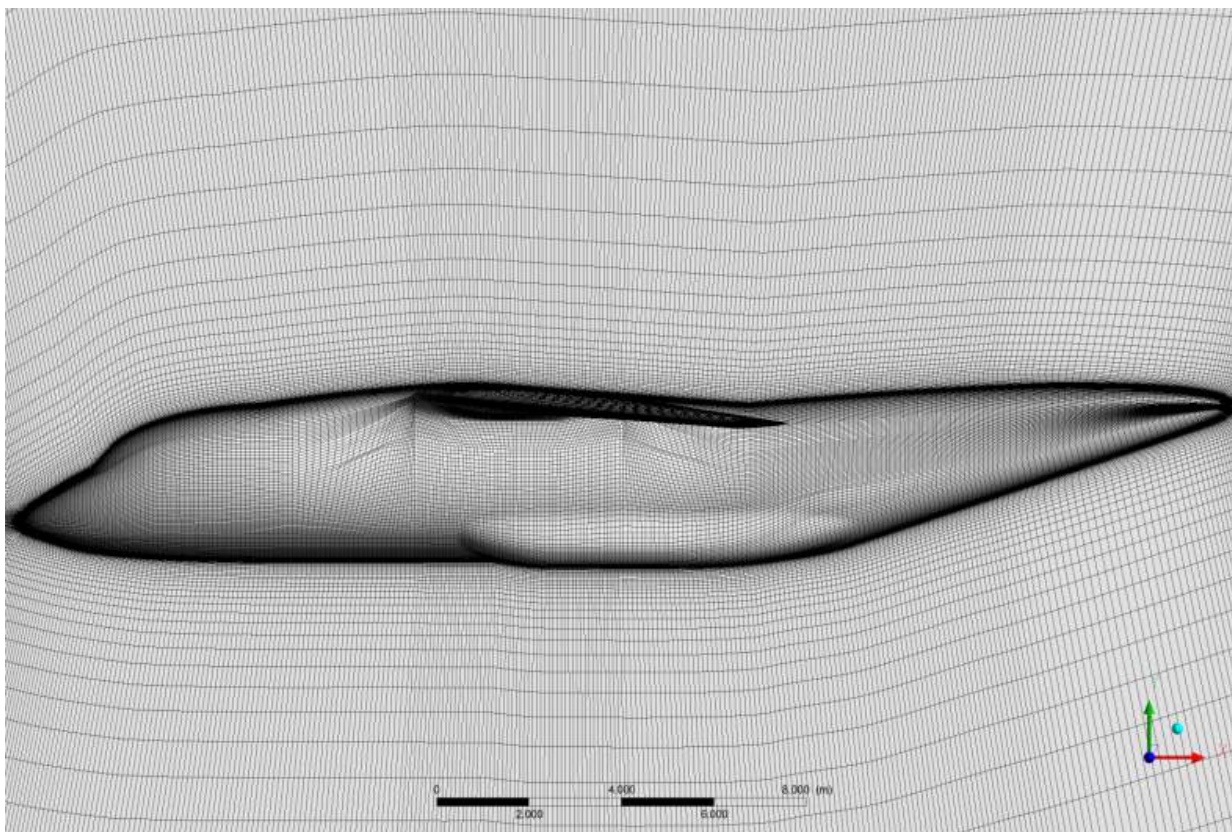


Рисунок 2.38 – Скінченна елементна модель аеродинамічного обтікання фюзеляжу

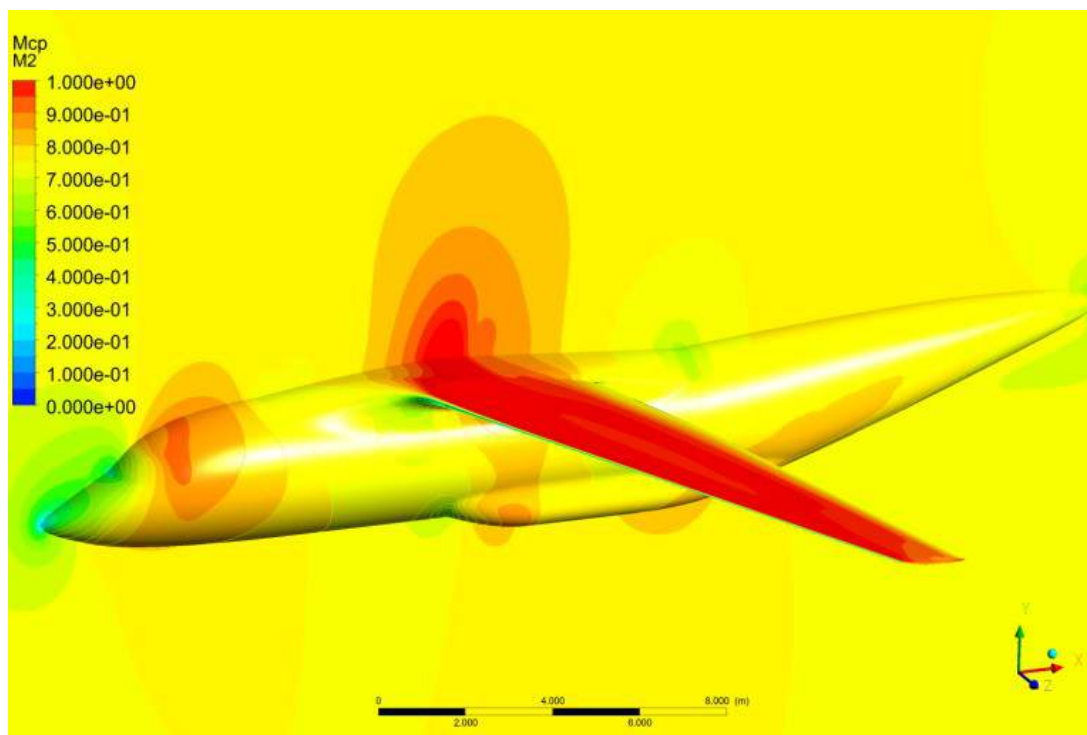


Рисунок 2.39 – Характер розподілу тиску і швидкості потоку по поверхні фюзеляжу в площині симетрії розрахункової області

Таблиця 2.6 – Верифікація аеродинамічної моделі

Висота H , км	Швидкість V , км / год (число М)	Кут атаки α	$C_{x_{розр}}$ ($C_{x_{дов}}$)	Відхилення ε , %	$C_{y_{розр}}$ ($C_{y_{дов}}$)	Відхилення ε , %
0	650 (0,6)	5	0,009832 (0,009571)	2,5	0.009798 (0.009651)	1,53
8	850 (0,77)	-5	0,015383 (0,01485)	3,59	-0,02406 (-0,02512)	4,22
11	850 (0,8)	5	0,015137 (0.01567)	-3,4	0,010596 (0,01087)	-2,5

Для збереження і передачі даних про величину і характер розподілу аеродинамічних навантажень на фюзеляж значення нормального тиску і дотичних напруження на його поверхні експортовані в текстові файли відкритого формату CVS.

2.6 Аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу

Масово-інерційні характеристики фюзеляжу мають значний вплив на льотно-технічні характеристики літака, таким чином, і на характеристики його ефективності. Для визначення масово-інерційних характеристик літака [31] з урахуванням його центрування запропоновано метод, схему якого показано на рис. 2.40.

2.6.1 Розрахунок навантажень на фюзеляж

Для розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні застосовують методи інженерного аналізу і безпосередньо враховують експлуатаційні навантаження, що діють на фюзеляж [166, 181, 196, 197]. Для розрахунку цих навантажень необхідно розглянути профіль типового польоту проєктованого літака і визначити режими, для яких характерні максимальні значення навантажень, потім

побудувати обвідну умов польоту і визначити параметри розрахункових режимів польоту відповідно до CS-25, АПУ-25 (пп.25.321 – 25.373).



Рисунок 2.40 – Метод аналізу масово-центрувальних характеристик фюзеляжу з урахуванням впливу ХЧФ на його масово-інерційні характеристики

Профіль типового польоту, розглянутий для регіонального транспортного літака, показано на рис. 2.41, 2.42, розрахункові режими позначені цифрами:

1. Політ із максимальною швидкістю на максимальній висоті з максимальним маневреним перевантаженням (згідно з АПУ-25 п. 25.337) і максимальним надлишковим тиском наддуву гермокабіни.

2. Політ із максимальною швидкістю з максимальним негативним перевантаженням, з негативним перепадом тисків.

3. Політ на малій висоті з максимальним швидкісним напором із максимальним перевантаженням, викликаним вертикальним поривом зі швидкістю $w = 15$ м/с.

4. Посадка з ковзанням і бічним ударом.

У результаті аналізу розрахункових випадків встановлено, що навантаження в розглянутих вище режимах польоту перевершують навантаження в інших розрахункових випадках.

На рис. 2.41, 2.42 номерами в дужках позначені відповідні додаткові розрахункові випадки: політ на малих кутах атаки з максимальним швидкісним напором (1), наддувом і розрядженням у кабіні (2), перехід у набір висоти і вхід у пікірування (2), маневр у горизонтальній площині (3), набір висоти з ковзанням у результаті відмови двигуна (3), посадка з ударом в одну із стійок (4), посадка з прибралим шасі (4).

Обвідна умов польоту показана на рис. 2.42, позначення розрахункових режимів виконані аналогічно рис. 2.41. На рис. 2.43. показано типову програму навантаження, яку використовують для розрахунку довговічності конструкції.

Розрахункові перевантаження, кути атаки і надлишковий тиск визначені відповідно до вимог CS-25, АПУ-25, рекомендацій літератури [68, 73, 80, 81, 145, 148], аеродинамічних характеристик літака і параметрів міжнародної стандартної атмосфери (ICAO DOC 7488 CD). Розрахунковий тиск усередині кабіни не менше еквівалентного висоті 2400м (0,6 атм).

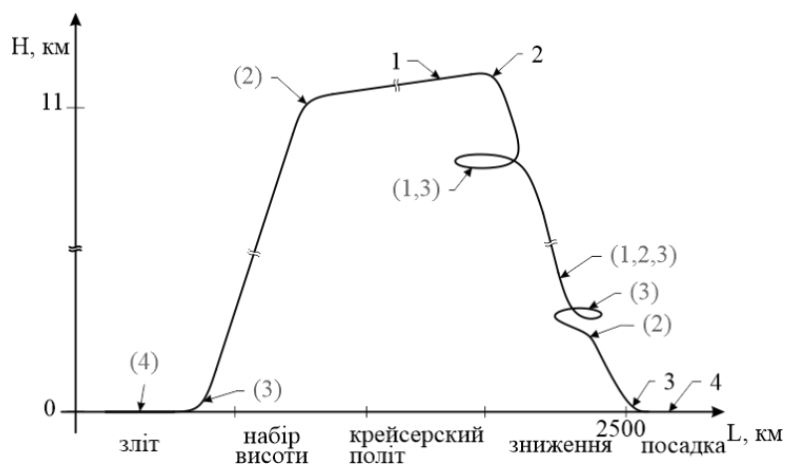


Рисунок 2.41 – Профіль типового польоту літака

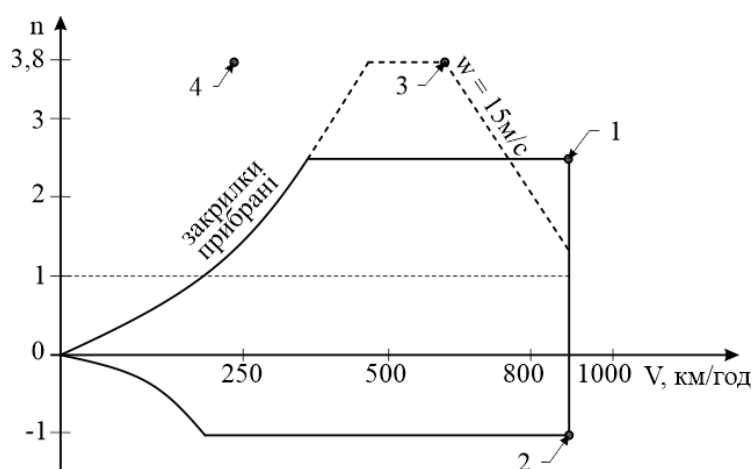


Рисунок 2.42 – Обвідна умов польоту

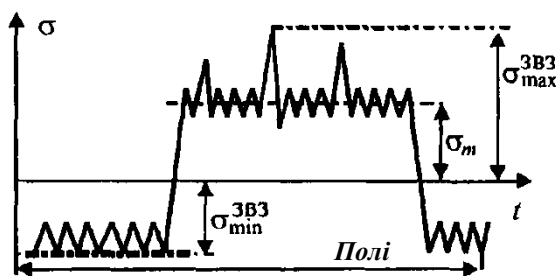


Рисунок 2.43 – Типова програма навантажень

Таким чином, отримані розрахункові режими польоту дозволяють оцінити максимальні статичні польотні і наземні навантаження на фюзеляж при симетричному і несиметричному навантаженні. Врахування динамічних навантажень [166] доцільно виконувати в ході подальшого проєктування, на підставі уточнених масо-інертних характеристик фюзеляжу і його частин. Вимоги

АПУ-25 щодо дотику хвостової частини фюзеляжу об землю при зльоті враховані як додаткові обмеження за мінімальною товщиною відповідних частин конструкції фюзеляжу.

Для розрахунку масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми хвостової частини фюзеляжу необхідно виконати:

- формування вихідних даних і вимог на підставі ТЗ на проєктування літака, побудова профілю типового польоту і обвідної умов польоту, визначення параметрів розрахункових режимів польоту;
- створення моделі майстер-геометрії, моделі розподілу простору, виділення функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу;
- створення скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу і розрахунок розподілу повітряної навантаження по поверхні фюзеляжу для всіх розрахункових випадків;
- створення узагальненої скінченноелементної моделі фюзеляжу, визначення і застосування навантажень, розрахунок напружено-деформованого стану для всіх розрахункових режимів, визначення максимальних експлуатаційних і розрахункових напружень, що розтягують, стискають, і еквівалентних напружень $\sigma_1, \sigma_3, \sigma_e$, за одиничної товщини обшивки;
- поелементний розрахунок мінімальної необхідної умовної товщини обшивки регулярної конструкції за максимальними припустимими напруженнями, що розтягують (допустимими), що стискають (граничними) і еквівалентним напруженням.

Облік технологічних обмежень щодо мінімальної товщини обшивки;

- розрахунок мас, умовних товщин і поверхневої питомої ваги обшивок функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу з урахуванням конструктивних і технологічних нерегулярностей: обкантовок вирізів, стиків, з'єднань, накладок;
- визначення маси, положення центру мас і моментів інерції фюзеляжу;
- аналіз результатів розрахунку.

Розрахунок мас агрегатів літака в другому наближенні оснований на

результатах інженерного аналізу їхніх узагальнених моделей за допомогою методів будівельної механіки і розрахунку на міцність [157, 160, 164, 217, 221], що пов'язано з необхідністю введення ряду припущень з метою спрощення розрахункової схеми конструкції. Фюзеляж літака транспортної категорії відрізняється від інших агрегатів літака низкою характерних особливостей, безпосередньо пов'язаних з його функціональним призначенням – розміщенням корисного навантаження і пасажирів, а також інтеграцією агрегатів літака. Фюзеляж сприймає, замикає і врівноважує значні силові потоки, маючи велику будівельну висоту і малу площу поперечного перерізу силових елементів, що пов'язано з використанням внутрішнього простору для розміщення корисного навантаження [82]. Крім того, для фюзеляжу характерна велика кількість додаткових конструктивних елементів і вирізів, складності безпосереднього застосування аналітичних методів у чистому вигляді, що потребує їх доповнення статистичними залежностями.

Застосовувані раніше методи розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні [168, 215] пов'язані з проєктувальними розрахунками на міцність основних елементів його конструкції, при цьому внутрішні силові чинники в них визначають на основі балкової розрахункової схеми. Такий підхід не дозволяє безпосередньо враховувати навантаження від внутрішнього тиску кабіни, обмежуючи його врахування подальшою перевіркою товщини обшивки циліндричної частини фюзеляжу і введенням додаткової складової в загальну формулу маси фюзеляжу.

Пропонований метод орієнтований на більш ранні стадії ескізного проєктування для уточнення геометричних параметрів та форм фюзеляжу і його частин.

У пропонованому методі розрахунку застосовано скінченноелементну модель фюзеляжу [147, 157, 163, 184], що складається з елементів типу «оболонка». Це дозволяє врахувати сприйняття внутрішнього тиску поверхнею складної форми в поєднанні з масовими і аеродинамічними навантаженнями. Вихідною геометричною моделлю є майстер-геометрія фюзеляжу. Асоціативний

зв'язок скінченноелементної і параметричної моделі майстер-геометрії дозволяє автоматизувати перестроювання моделі при внесенні змін і виконувати таким чином оцінку впливу геометричних параметрів на масу фюзеляжу і його частин. При цьому збережена спадкоємність із застосовуваними раніше методами щодо вихідних даних, класифікації мас конструкції фюзеляжу і обліку додаткових конструктивних і технологічних чинників.

Запропонований метод реалізований за допомогою систем інтегрованого проєктування Siemens NX і інженерного аналізу ANSYS. Він апробований в процесі попереднього проєктування транспортного літака [180, 194, 199].

При створенні скінченноелементної моделі фюзеляжу (рис. 2.44) були використані елементи трикутної форми типу оболонка (CTRIA 3). Розрахунок НДС узагальненої моделі проводився при одиничній товщині оболонки.

Для забезпечення розподілу навантажень відповідно до раніше розробленого компонування літака модель майстер-геометрії доповнена ескізом у площині симетрії літака, що містить точки прикладання навантажень. У процесі створення СкЕМ точки прикладання навантажень пов'язані з відповідними частинами поверхні моделі майстер-геометрії фюзеляжу елементами типу RBE 3, що забезпечують передачу навантажень без зміни жорсткості моделі. Закріплення СкЕМ зроблено в точці, що відповідає центру мас літака, пов'язаного з контуром кріплення центроплана.

Граничні умови, що моделюють навантаження на фюзеляж задано відповідно до розглянутих розрахункових режимів. Аеродинамічні навантаження на фюзеляж задані у вигляді аеродинамічного тиску і аеродинамічних дотичних напружень, розподілених відповідно до даних, імпортованих з CVS файлів, отриманих у результаті розрахунку аеродинамічного обтікання.

Якщо двигуни літака розташовано на крилі, їх вага не діє на фюзеляж у розрахункових випадках 1 – 3, однак сила тяги двигунів, що врівноважує лобовий опір, створений фюзеляжем, має бути включена в розрахункову схему як сила, прикладена до стику крила і фюзеляжу.

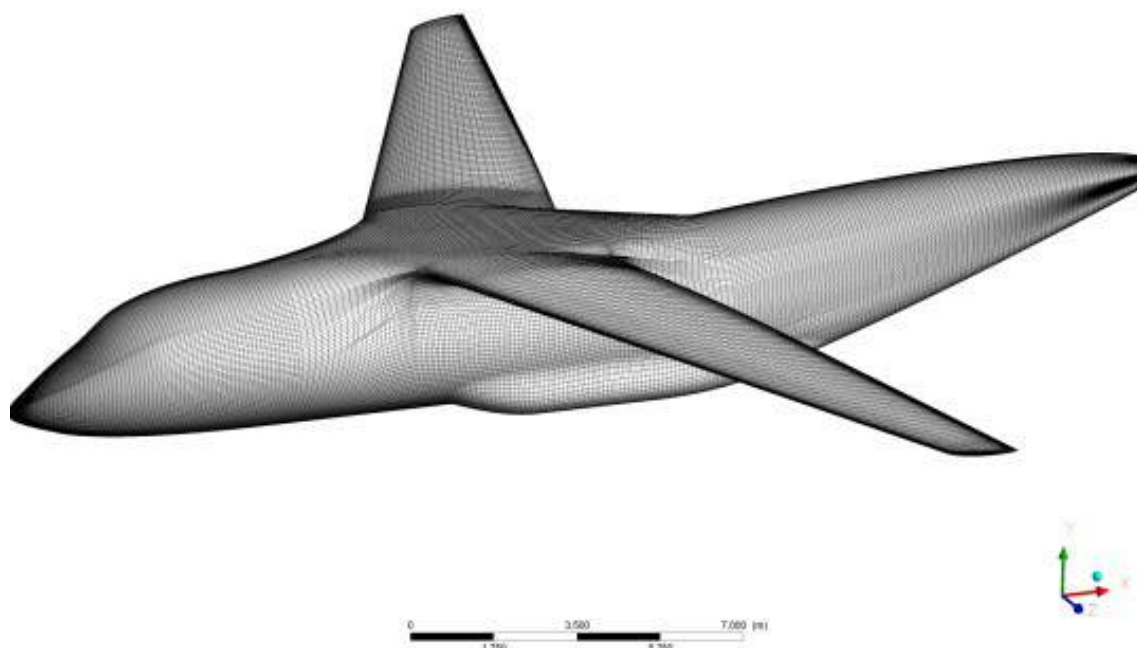


Рисунок 2.44 – Загальний вигляд скінченноелементної моделі фюзеляжу транспортного літака

Значення піднімальної сили крила і горизонтального оперення визначені з умови статичної рівноваги літака [4, 105, 125, 150, 187]. Для наземного розрахункового режиму, за умови статичної рівноваги при посадці на три точки з боковим ударом, додатково визначено навантаження від стійок шасі і піднімальна сила вертикального оперення, при цьому вага двигунів, крила і палива задані як зовнішнє навантаження, прикладене до стику крила і фюзеляжу. Поздовжня горизонтальна складова навантажень на шасі при посадці з боковим ударом є не суттєвою, оскільки гальмування коліс здійснюється в процесі пробігу.

Приклавши всі описані вище навантаження для кожного з розрахункових режимів, отримуємо статично врівноважену задачу, реакції в закріпленні близькі до нуля і не впливають на НДС фюзеляжу [164].

Запропонований метод розрахунку масо-інерційних характеристик оснований на визначенні характеристики загального НДС моделі фюзеляжу при одиничній товщині обшивки ($\delta = 1\text{ мм}$), для розглянутих розрахункових режимів

(отриманих значеннях експлуатаційних напружень, що розтягують σ_1 , стискають σ_3 і еквівалентних напружень σ_e). На рисунку 2.45 показаний характер розподілу еквівалентних напружень Мізеса по поверхні фюзеляжу при одиничній товщині обшивки для розрахункового режиму 1. Незважаючи на те, що в даному режимі максимальні еквівалентні напруження перевищують такі, що виникають в інших розрахункових режимах, характер розподілу напружень у розглянутих режимах відрізняється, що свідчить про необхідність визначення максимальних експлуатаційних напружень для кожного i -го елемента моделі:

$$\sigma_{1i}^{max} = \max\{\sigma_{1i}^1, \sigma_{1i}^2, \sigma_{1i}^3, \sigma_{1i}^4\}; \sigma_{3i}^{max} = \max\{\sigma_{3i}^1, \sigma_{3i}^2, \sigma_{3i}^3, \sigma_{3i}^4\}; \sigma_{ei}^{max} = \max\{\sigma_{ei}^1, \sigma_{ei}^2, \sigma_{ei}^3, \sigma_{ei}^4\}, \quad (2.4)$$

де i – номер елемента;

$\sigma_{1i}^1, \sigma_{1i}^2, \sigma_{1i}^3, \sigma_{1i}^4$ – напруження, що виникають у розрахунковому випадку 1, 2, 3, 4

відповідно.

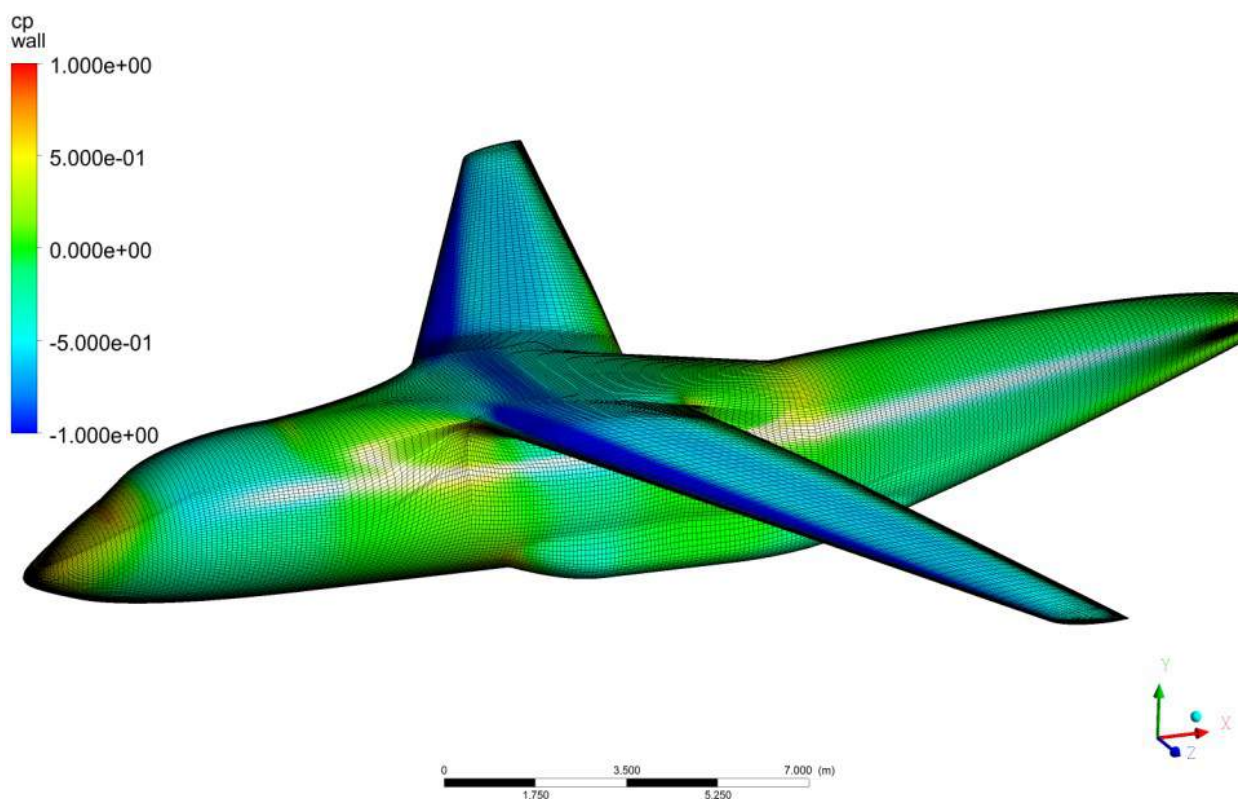


Рисунок 2.45 – Характер розподілу еквівалентних напружень в оболонці фюзеляжу

Для визначення максимальних експлуатаційних напружень скористаємося

інструментом «Обвідна» (Envelope), вибравши результати розрахунків як вихідні дані. Даний інструмент дозволяє проводити порівняння напружень у кожному i -му елементі в різних розрахункових випадках і визначити їх максимальне значення.

Для фюзеляжу характерні виникнення найбільших напружень, що розтягують у панелях із значною кривизною, викликаною компоновальними особливостями агрегатів вантажного люка, а також у місцях прикладання навантажень від шасі, крила і оперення, проте максимальні значення цих напружень у різних розрахункових випадках відрізняються.

Максимальні напруження, що стискають, очікувано виникають у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахункових випадках 3 і 4, а в нижніх – у розрахунковому випадку 4. У верхніх бічних панелях хвостової і носової частин фюзеляжу максимальні напруження, що стискають, виникають у розрахунковому випадку 1, у бічних панелях – у розрахунковому випадку 3, а в зоні розташування скління – в розрахунковому випадку 2.

Максимальні еквівалентні напруження виникають у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахунковому випадку 3, а в нижніх – в розрахунковому випадку 4. У панелях хвостової і носової частин фюзеляжу максимальні еквівалентні напруження виникають у розрахунковому випадку 1.

Для розрахунку необхідної товщини умовної обшивки визначимо граничні допустимі напруження з умов міцності і довговічності до конструкцій [195]:

$$\sigma_{1_i}^{max} \leq [\sigma_d]; \sigma_{3_i}^{max} \leq [\sigma_{кр}]; \sigma_{e_i}^{max^p} \leq [\sigma_v], \quad (2.5)$$

де $[\sigma_d]$ – допустимі напруження матеріалу при заданому ресурсі $T=80\,000$ польотів;

$[\sigma_{кр}]$ – критичні напруження втрати стійкості;

$[\sigma_v]$ – межа міцності матеріалу,

$\sigma_{e_i}^{max^p} = f \times \sigma_{e_i}^{max}$ – максимальні розрахункові напруження, коефіцієнт

безпеки $f = 1,5$.

Необхідну довговічність елементів конструкції N розраховують за формулою [136, 164, 170]

$$N = T \times \eta \quad (2.6)$$

де T – заданий ресурс,

η – коефіцієнт надійності, що визначається згідно із чинними нормами льотної придатності. На етапі ескізного проекту коефіцієнт надійності η приймають таким, що дорівнює 4 [168, 199, 200].

Для більшості літаків транспортної категорії як основний матеріал конструкції фюзеляжу застосовують алюмінієвий сплав. Довговічність N металевих елементів конструкції описується статистичною залежністю кривої втоми:

$$N \times \sigma_0^m = C, \quad (2.7)$$

де σ_0 – напруження від нульового циклу;

m і C – експериментально визначаються як константи, що враховують ресурсні властивості матеріалу і конструктивні нерегулярності [130, 163, 164, 174, 185].

Допустимі напруження від нульового циклу $[\sigma_0]$ з урахуванням забезпечення заданого ресурсу дорівнюють

$$[\sigma_0] = \sqrt[m]{C/N}. \quad (2.8)$$

При середньому значенні діючих напружень більше нуля справедлива формула Одінга [193, 199]:

$$\sigma_0 = \sqrt{2\sigma_a\sigma_{max}}, \quad (2.9)$$

де σ_a – амплітудні напруження, в розглянутому типовому польоті,

σ_{max} – максимальні діючі напруження.

Тоді допустимі напруження дорівнюють:

$$[\sigma_d] = [\sigma_{max}] = \frac{[\sigma_0]^2}{2\sigma_a}. \quad (2.10)$$

Критичні напруження втрати стійкості для панелей фюзеляжу, з урахуванням конструктивно-технологічних міркувань при виборі кроку елементів що підкріплюють, складають не менше $[\sigma_{кр}] \approx 0,8 \times \sigma_B$.

Необхідну товщину умовної обшивки в кожному елементі визначимо, виходячи з максимальних діючих експлуатаційних напружень при одиничній товщині обшивки і граничних допустимих напружень.

За незмінної форми оболонки для забезпечення міцності товщину умовної обшивки в кожному i -му елементі необхідно збільшити пропорційно відношенню діючих в ньому напружень до максимально допустимих, за умов забезпечення статичної міцності і ресурсу:

$$\delta_{1_i} \geq \frac{\sigma_{1_i}^{max}}{[\sigma_d]}, \delta_{3_i} \geq \frac{\sigma_{3_i}^{max} \times f}{[\sigma_{кр}]}, \delta_{e_i} \geq \frac{\sigma_{e_i}^{max} \times f}{[\sigma_B]}. \quad (2.11)$$

Значення товщини умовної обшивки в кожному з елементів моделі визначимо за трьома критеріями міцності згідно з наведеними вище формулами, скориставшись інструментом «редукція» (Reduction) панелі результатів і вибравши максимальні експлуатаційні напруження як вихідні дані.

Крім того, при визначенні необхідної товщини умовної обшивки необхідно враховувати технологічні обмеження за мінімальними товщинами матеріалів [144, 178, 201].

Скориставшись інструментом «Обвідна» (Envelope), визначимо максимальне значення необхідної товщини умовної обшивки для кожного i -того елемента СкЕМ:

$$\delta_i \geq \max \{ \delta_{1_i}, \delta_{3_i}, \delta_{e_i}, \delta_{min}^T \}. \quad (2.12)$$

На рисунку 2.44 показано скінченно-елементну модель фюзеляжу транспортного літака що дозволяє визначити характер розподілу необхідної товщини умовної обшивки фюзеляжу транспортного літака з урахуванням навантажень у всіх розглянутих розрахункових режимах, що забезпечує міцність і

технологічність виходячи з розглянутих критеріїв. На рисунку 2.45 для кожного з елементів графічно відображено напруження, що впливають на визначення товщини умовної обшивки.

Результати розрахунку збігаються з природним характером розподілу матеріалу: найбільші товщини отримані в місцях розташування стикових вузлів і панелей зі значною кривизною. При цьому товщина нижніх і бічних панелей центральної частини фюзеляжу, а також бічних панелей хвостової частини визначена, виходячи з максимальних напружень, що стискають. Товщина верхніх панелей центральної і хвостової частини – максимальних напружень, що розтягують. Панелі носової частини фюзеляжу (за винятком панелей під склінням) і нижньої частини хвостової частини фюзеляжу навантажені мало, їхня товщина отримана з технологічних міркувань.

Отримані значення товщини умовної обшивки відповідають ідеалізованій регулярній оболонці. Насправді фюзеляж містить безліч конструктивних нерегулярностей [148, 185, 197] (вирізів, роз'ємів, стиків), маса яких на етапі ескізного проектування визначається на основі досвіду проектування або за статистичними залежностями. Наявність таких нерегулярностей і додаткових технологічних чинників врахуємо при розрахунку маси частин конструкції фюзеляжу.

Для розрахунку агрегатів вантажного люка (рампа, стулка, гермощиток, гермостулка), вирізів фюзеляжу, вантажної підлоги на етапі робочого проектування використовуються спеціально розроблені методики, зокрема «Методика САЕ КО02 МТ037-01 Расчет створок, дверей и крышек», «Методика САЕ КО02 МТ 025-01 Расчеты элементов механизации люковых проёмов. Расчёт полов, рамп, гермошпангоутов и наездов», що використовуються на таких авіабудівних підприємствах, як АТ «АНТОНОВ».

У загальному вигляді маса фюзеляжу складається з маси регулярної конструкції $m_{рк}$ (яка визначається, виходячи з проєктувального розрахунку ідеалізованої моделі) і додаткової маси m_d , що враховує конструктивно технологічні чинники. Тоді маса окремої частини фюзеляжу m_i може бути

представлена у вигляді:

$$m_i = m_{pk.i} + m_{\partial.i} \quad (2.13)$$

Масу регулярної конструкції кожної з розглянутих частин фюзеляжу визначимо, виходячи з отриманої товщини умовної обшивки:

$$m_{pk.i} = s_i \times \delta_i \times \rho_i (\sigma_{в.і} / \sigma_{в.ф}), \quad (2.14)$$

де s_i —площа поверхні;

δ_i — середня товщина умовної обшивки;

ρ_i — густина матеріалу;

$\sigma_{в.і}$ — межа міцності матеріалу [144, 163, 178] даної частини фюзеляжу;

$\sigma_{в.ф}$ — межа міцності матеріалу, прийнятого при розрахунку товщини умовної обшивки.

Додаткова маса [168, 182, 189] $m_{\partial.i}$ включає масу додаткових елементів конструкції $m_{\partial.к}$ і додаткову масу, обумовлену конструктивно-технологічними чинниками $m_{кт}$:

$$m_{\partial.i} = m_{\partial.к} + m_{кт}. \quad (2.15)$$

До маси додаткових елементів конструкції $m_{\partial.к}$ відносять додаткову масу вирізів $m_{вир}$ (їхніх обкантовок і «кришок»), підлог $m_{під}$, гермоднищ $m_{зд}$, і стикових вузлів $m_{стк}$:

$$m_{\partial.к} = m_{вир} + m_{під} + m_{зд} + m_{стк}. \quad (2.16)$$

Додаткову масу вирізу знаходять як масу регулярної конструкції, помножену на коефіцієнт вирізу:

$$m_{вир.i} = k_i \times m_{pk.i}. \quad (2.17)$$

Коефіцієнти вирізів вибирають згідно з рекомендаціями, заснованими на проектуванні аналогічних конструкцій [199].

Додаткові маси підлоги $m_{під}$, гермоперегородок $m_{зд}$ і стикових вузлів $m_{стк}$ визначені за статистичними залежностями [199]:

$$m_{підлоги} = 4,48 \times d_{\phi}^2 \times \lambda_{\phi};$$

$$m_{zd} = 1,6 \times (p_{nad} + 1) \times d_{\phi}^3. \quad (2.18)$$

До додаткової маси, обумовленої конструктивно-технологічними чинниками [174] m_{kt} , відносять масу з'єднань m_{zd} , роз'ємів $m_{роз}$, додаткову масу, пов'язану з неточністю виготовлення деталей $m_{нт}$ і обмеженою номенклатурою напівфабрикатів $m_{ном}$.

$$m_{kt} = m_{раз} + m_{zd} + m_{нт} + m_{ном}. \quad (2.19)$$

До роз'ємів відносять з'єднання частин агрегатів. Для фюзеляжу це з'єднання хвостової частин з центральною, їх додаткова маса $m_{роз} = 0,1 (m_{рк} \cdot 2/3)$. Додаткова маса з'єднань обумовлена необхідністю потовщення деталей і їхнього напустку, наближено її приймають $m_{zd} = 0,1 m_{рк}$. Додаткову масу, пов'язану з неточністю виготовлення деталей $m_{нт}$ і обмеженою номенклатурою напівфабрикатів $m_{ном}$, визначимо за статистичними залежностями: $m_{нт} = 0,05 m_{рк}$, $m_{ном} = 0,05 m_{рк}$.

Додаткова маса розподілена між носовою, центральною, і хвостовою частинами фюзеляжу пропорційно площам їхньої поверхні.

Виходячи з отриманих значень мас частин фюзеляжу, розраховані товщини умовної обшивки δ_i з урахуванням конструктивно-технологічних чинників $\delta_i = m_i / (s_i \rho_i)$ і поверхневої густини конструкції $q_i = m_i / s_i$ кожної з частин.

Масо-інерційні характеристики узагальненої скінченноелементної моделі фюзеляжу з урахуванням просторової конфігурації і властивостей конструкційних матеріалів його частин визначені за допомогою системи інтегрованого проектування Siemens NX.

Розрахунок зроблений поелементно згідно з відомими залежностями:

$$x_{ц.м} = \sum x_i m_i / m_{\phi};$$

$$y_{ц.м} = \sum y_i m_i / m_{\phi}. \quad (2.20)$$

На рис. 2.46 показано положення центру мас фюзеляжу, вікно виведення результатів містить значення моментів інерції і координати центру мас, кольором позначені матеріали частин фюзеляжу.

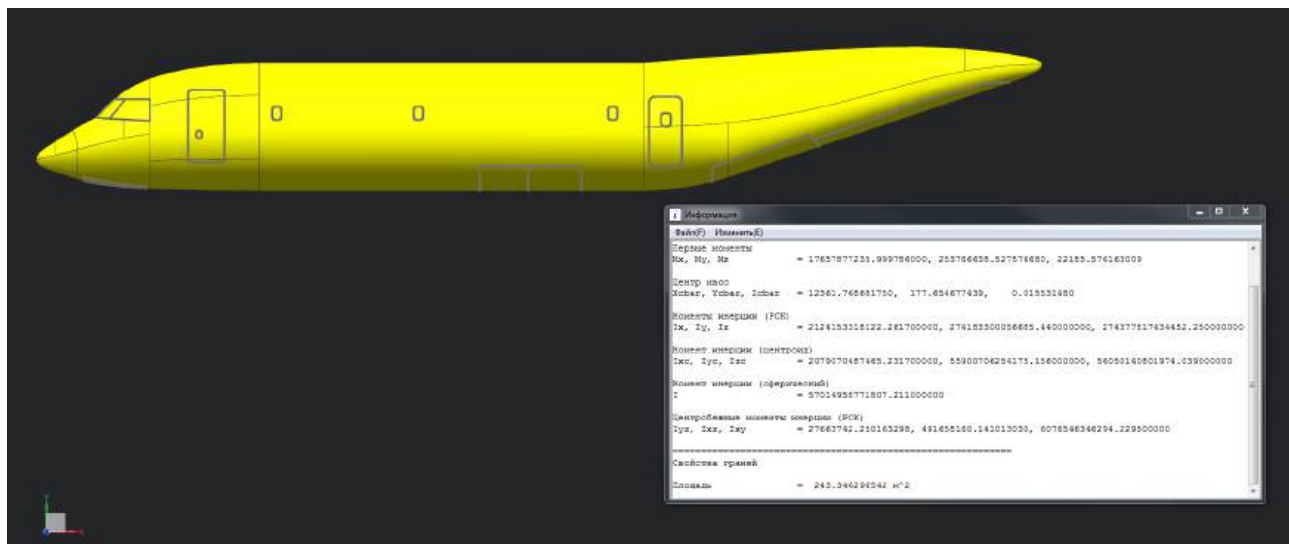


Рисунок 2.46 – Зображення визначення положення центру мас і моментів інерції фюзеляжу

Отримані масо-інерційні характеристики фюзеляжу дозволяють уточнити інерційні навантаження в перехідних режимах польоту в процесі подальшого проектування літака.

2.7 Висновки по розділу 2

1. Сформовано 5 основних типів вантажних люків для герметичних хвостових частин фюзеляжу.
2. Описано основні конструктивні елементи, характерні для хвостових частин фюзеляжу транспортних літаків з урахуванням вище згаданих схем.
3. Науково обґрунтовано метод інтегрованого проектування хвостових частин фюзеляжу транспортного літака, сформульовано принципи інтегрованого проектування. Розроблено параметричні моделі майстер-геометрії, розподілу простору, аеродинамічного обтікання та розрахунк масо-інерційних характеристик з урахуванням вимог щодо міцності і довговічності конструкції, компонування і умов завантаження-розвантаження, десантування.
4. Запропоновано метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу з застосуванням комп'ютерних систем CAD\CAE\PLM в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літака у відповідності до методології інтегрованого проектування літаків транспортної категорії.

5. Запропонований метод інтегрованого проєктування хвостової частини літака дозволяє враховувати особливості її конструкції під час визначення характеристик фюзеляжу та літака в цілому на ранніх етапах проєктування. Це, в свою чергу, забезпечує скорочення строків розроблення і підвищення якості виробу.

6. Застосування параметричних скінченноелементних і геометричних моделей з асоціативними зв'язками дає можливість оперативно автоматизовано змінювати параметри моделі хвостової частини фюзеляжу і оцінювати характер їхнього впливу на характеристики ефективності фюзеляжу і його частин. Це необхідно для обґрунтованого вибору раціональної конфігурації фюзеляжу.

Основні наукові результати, наведені в другому розділі, опубліковано у працях автора [2, 3, 4, 5, 6, 8, 9] відповідно до переліку публікацій у анотації.

РОЗДІЛ 3 ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЮЗЕЛЯЖУ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Відповідно до запропонованого методу інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літака, для обґрунтованого вибору її геометричних параметрів необхідно проаналізувати їхній вплив на характеристики фюзеляжу в цілому.

Тому необхідно розглянути характер впливу геометричних параметрів хвостових частин фюзеляжу на характеристики фюзеляжів транспортних літаків. У якості параметрів, що варіюються, розглянемо такі геометричні параметри ФЗ, як наповнення діаметру фюзеляжу, його відгин і подовження.

Оскільки розрахунок інтегральних показників ефективності потребує значної кількості вихідних даних про літак в цілому, в якості контрольних параметрів розглянуто аеродинамічні і масові характеристики ізольованого фюзеляжу плюс крило, оскільки воно має вплив на обтікання фюзеляжу.

Побудову моделі майстер-геометрії фюзеляжу виконано в середовищі Siemens NX відповідно до описаного вище методу. У набір геометричних параметрів (табл. 3.1) включено діаметр, подовження фюзеляжу, а також параметри хвостової частини, що мають значний вплив на характеристики фюзеляжу.

Діапазони зміни параметрів вибрані з урахуванням типів вантажних люків відповідно до представленої класифікації та необхідних геометричних параметрів оболонки фюзеляжу хвостової частини.

Для швидкого автоматизованого внесення змін параметри задані у вигляді змінних параметричної моделі. Розрахунок проведено послідовно для різних значень кожної із змінних при базових значеннях інших, що дозволило скоротити кількість розглянутих конфігурацій.

Аналіз аеродинамічних характеристик виконано відповідно до описаного вище методу [202] за допомогою параметричної скінченноелементної моделі,

створеної за допомогою модулю CFX середовища ANSYS.

Таблиця 3.1 – Змінні геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу

Параметр, одиниці виміру	Позначення	Базове значення	Діапазон зміни
Діаметр фюзеляжу, м	d_{ϕ}	3,35	-
Подовження фюзеляжу	λ_{ϕ}	7	7 ... 7,3
Подовження ФЗ	λ_{χ}	3	3 ... 3,6
Відносне відхилення ФЗ	$\bar{y}_{\chi}$	0,45	0,4 ... 0,5
Відносний дискримінант наповнення ФЗ	$u_{\chi\chi}$	0,25	0,25 ... 0,35

3.1 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на об'єм і площу поверхні фюзеляжу

Об'єм і площа поверхні фюзеляжу являються його найбільш загальними базовими геометричними характеристиками.

Для транспортного літака важливо забезпечити максимальний об'єм з метою розміщення корисного та службового навантажень. Однак більший об'єм призводить до збільшення площі поверхні фюзеляжу, що збільшує його масу та погіршує аеродинамічні характеристики за рахунок більшого аеродинамічного опору.

На рис. 3.1 – 3.7 показано вигляд хвостової частини фюзеляжу літака під час зміни її геометричних параметрів.

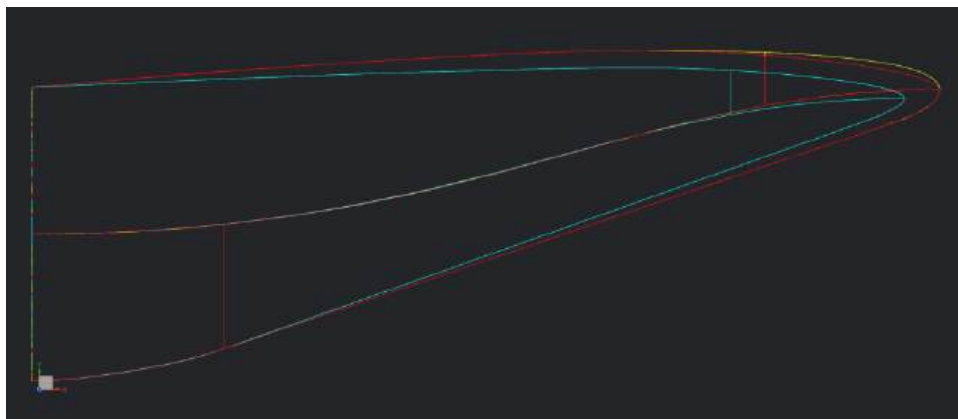
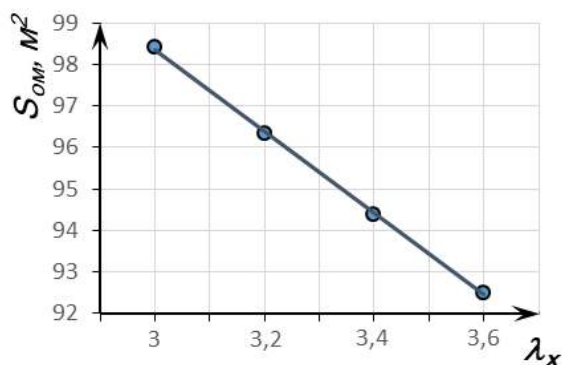


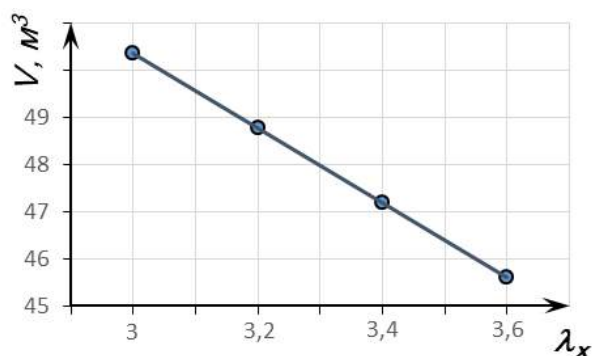
Рисунок 3.1 – Вигляд хвостової частини фюзеляжу при зміні її подовження

Площа поверхні та об'єм фюзеляжу були визначені за допомогою параметричної моделі майстер-геометрії фюзеляжу у системі інтегрованого проєктування та конструювання Siemens NX, що дозволило врахувати вплив геометричних параметрів ФЗ. При розрахунках було прийнято що загальна довжина фюзеляжу залишалась незмінною.

Збільшення подовження ФЗ приводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рис. 3.2).



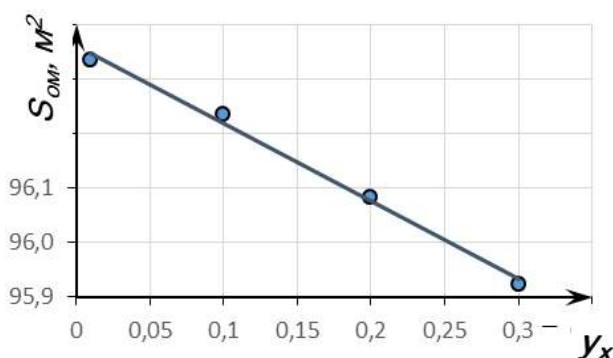
а



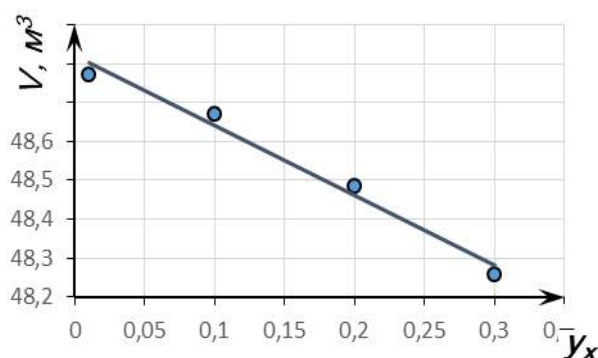
б

Рисунок 3.2 – Вплив подовження ФЗ на геометричні характеристики фюзеляжу: а – подовження на омиваєму поверхню; б – подовження на об'єм.

Збільшення відносного відхилення хвостової частини фюзеляжу приводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рис. 3.3).



а



б

Рисунок 3.3 – Вплив відносного відхилення ФЗ на геометричні характеристики фюзеляжу: а – на омиваєму поверхню; б – на об'єм.

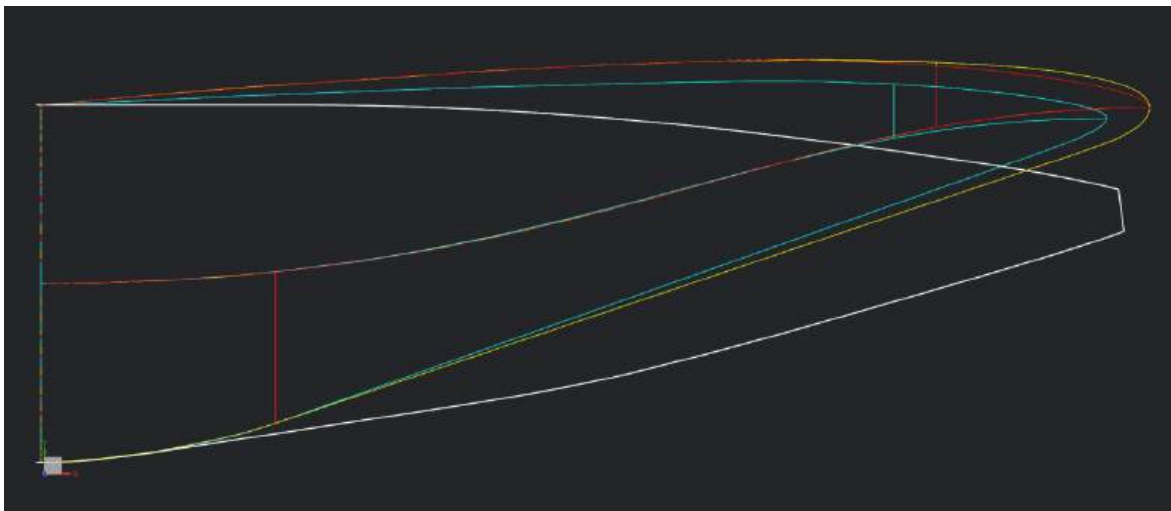


Рисунок 3.4 – Вигляд ХЧФ при зміні відносного відхилення

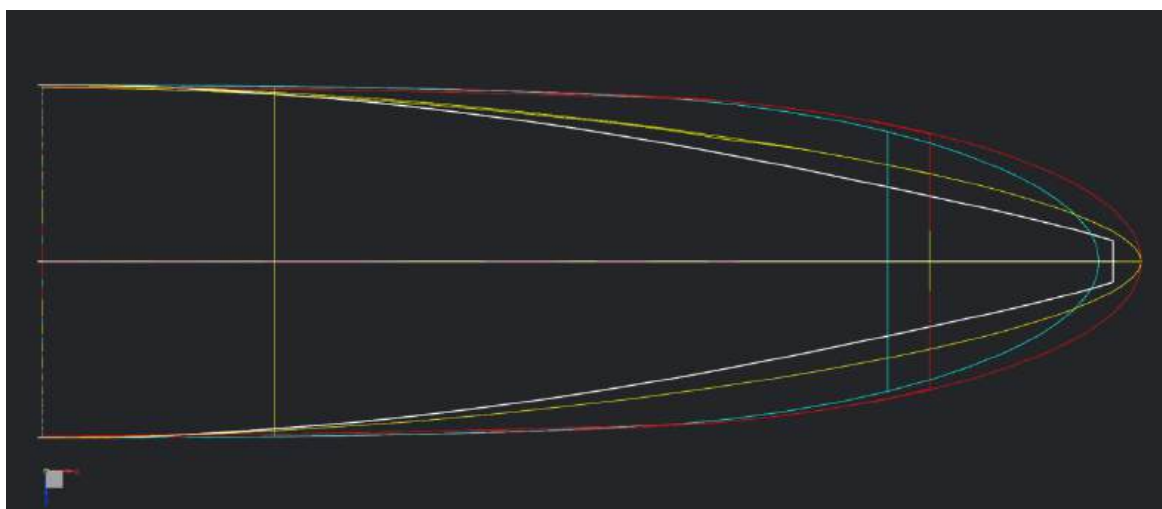
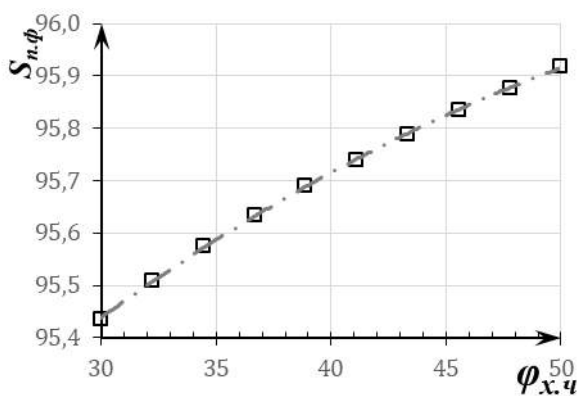
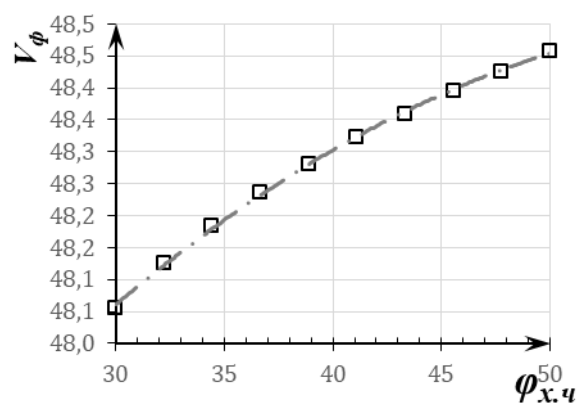


Рисунок 3.5 – Вигляд ФЗ при зміні лінії максимальних широт

Приближення лінії максимальних широт до розмірів діаметру приводить до збільшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рис. 3.6).



а



б

Рисунок 3.6 – Вплив лінії максимальних широт на геометричні характеристики фюзеляжу: а – на омиваєму поверхню; б – на об'єм.

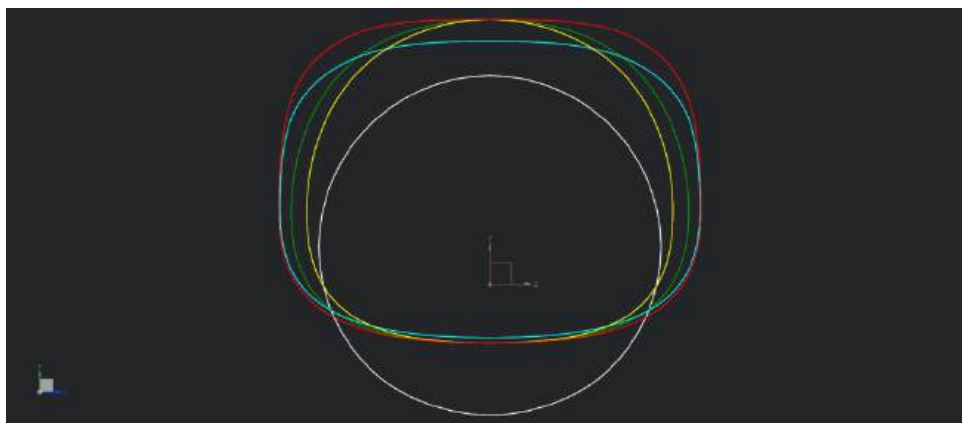
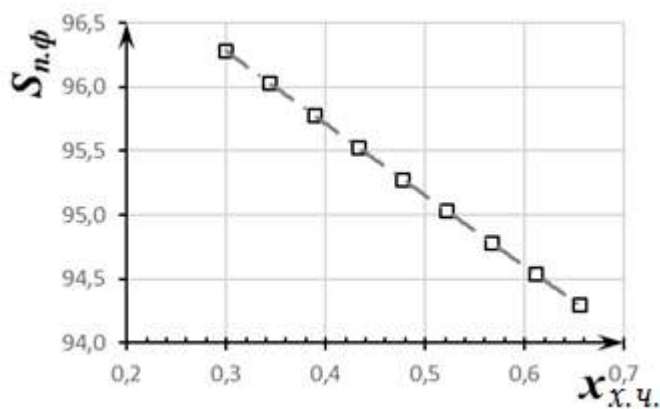
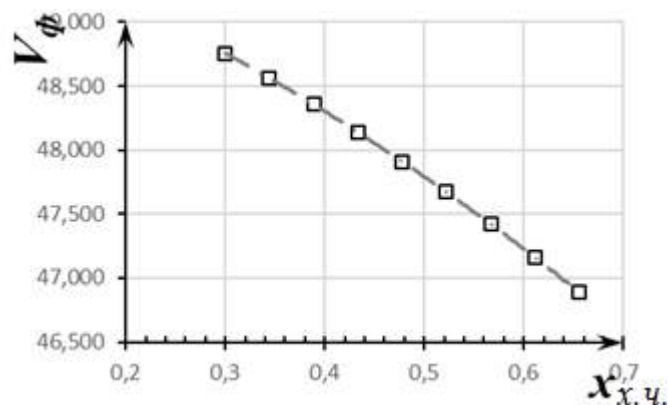


Рисунок 3.7 – Вигляд перерізу хвостової частини фюзеляжу при зміні дискримінанту поперечного наповнення

Приближення лінії максимальних широт до площини симетрії літака приводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рис. 3.8.). Збільшення дискримінанту наповнення перерізу хвостової частини фюзеляжу приводить до збільшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рис. 3.9).

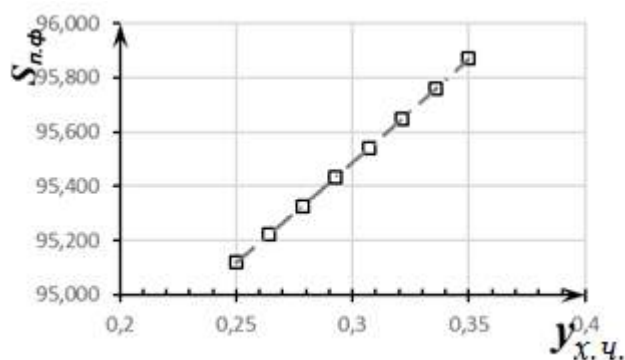


а

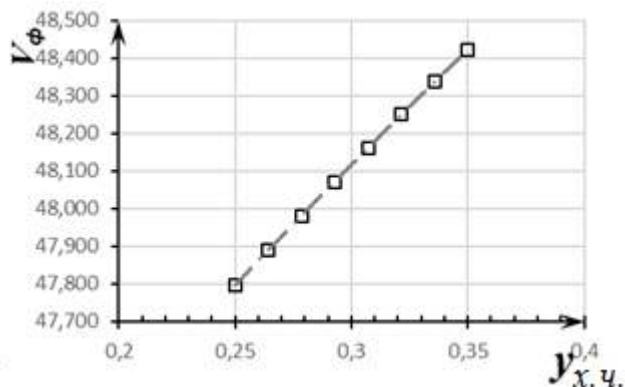


б

Рисунок 3.8 – Вплив відносного положення лінії максимальних широт на геометричні характеристики фюзеляжу: а – на омиваєму поверхню; б – на об'єм.



а



б

Рисунок 3.9 – Вплив параметрів дискримінанту наповнення на геометричні характеристики фюзеляжу: а – на омивасму поверхню; б – на об’єм.

Таким чином, отримані результати свідчать про найбільший вплив подовження хвостової частини на об’єм і площу поверхні фюзеляжу.

3.2 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на його масові характеристики

Розрахунок маси фюзеляжу виконано в першому наближенні, що типово для стадії попереднього проєктування.

Для розрахунку застосовано формулу Козловського [206]:

$$m_{\phi} = (d_{\phi} + 3.5) \times S_{пф} + 0.0125 \times m_0 + 0.1 \times m_{к.н} + 0.4 \times 10 - 3 \times \lambda_{\phi} \times S_{пф2} + 135 \times d_{\phi} + 25 \times (10 - 3 \times m_0)^{3/4} \quad (3.1)$$

де $S_{пф}$ – площа поверхні фюзеляжу;

d_{ϕ} – діаметр фюзеляжу;

m_0 – злітна маса літака;

$m_{к.н}$ – маса корисного навантаження;

λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу.

Значення коефіцієнтів, що враховують положення шасі і двигунів, було встановлено відповідно до вибраного компонування літака, який було взято за основу для аналізу (шасі на фюзеляжі, двигуни на крилі).

Злітну масу літака для відповідного значення діаметра фюзеляжу визначено відповідно до вибраного типу вантажного літака (табл. 3.2): хвостові частини фюзеляжу легкого транспортного літака з вантажними люками типу А, Б, В, Д і Е.

Таблиця 3.2 – Типові параметри фюзеляжу літаків для різних типів вантажних люків

Тип вантажного люку	ТИП А	ТИП Б	ТИП В	ТИП Д	ТИП Е
Злітна маса, кг	44750	44250	44370	44330	44550
Маса корисного навантаження, кг	10 000	10 000	10 000	10 000	10 000
Діаметр фюзеляжу, мм	3350	3350	3350	3350	3350
Подовження фюзеляжу	7,3	7,3	7,3	7,3	7

З міркувань наочності нижче наведені результати розрахунку характеристик для найбільшого і найменшого розглянутих значень.

Розрахунки виконані при послідовній зміні параметрів у заданих діапазонах.

Збільшення подовження хвостової частини фюзеляжу при заданій довжині приводить до зменшення маси фюзеляжу в цілому (рис. 3.10).

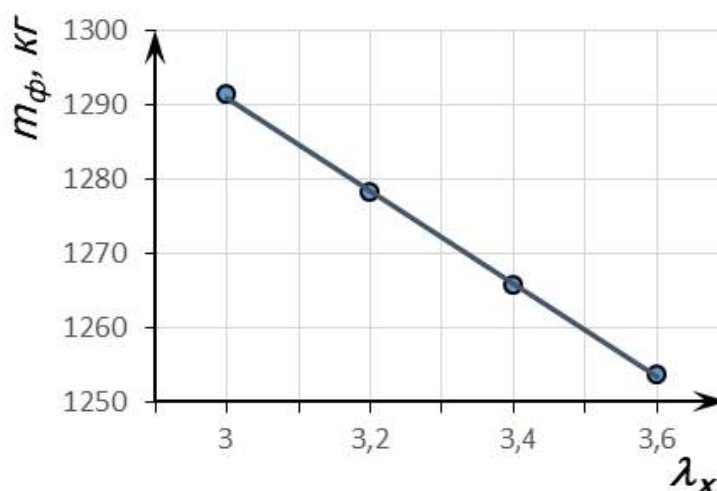


Рисунок 3.10 – Вплив подовження ФЗ на масу фюзеляжу

Зменшення відносного відхилення хвостової частини фюзеляжу приводить до зменшення маси фюзеляжу (рис. 3.11).

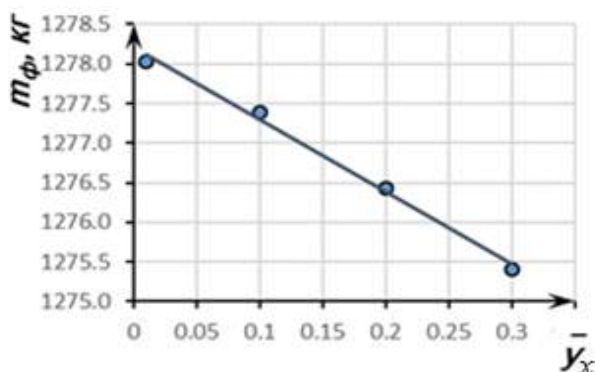


Рисунок 3.11 – Вплив відносного відхилення лінії максимальних широт ФЗ на масу фюзеляжу

Приближення лінії максимальних широт до діаметру фюзеляжу призводить до збільшення маси фюзеляжу (рис. 3.12).

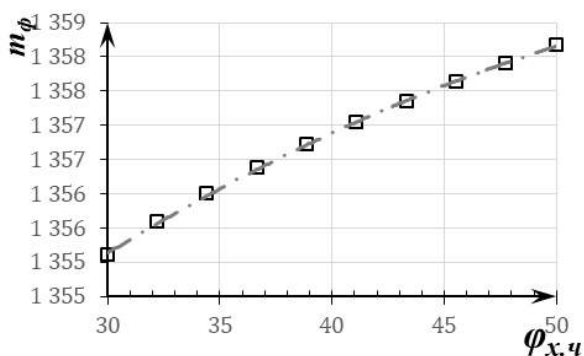


Рисунок 3.12 – Вплив параметрів лінії максимальних широт на масу фюзеляжу

Зменшення дискримінанту поперечного наповнення фюзеляжу, приближаючи його до циліндричної частини фюзеляжу, приводить до зменшення маси фюзеляжу (рис. 3.13, а). Сумісне збільшення відхилення лінії максимальних широт в сторону діаметра фюзеляжу разом зі збільшенням дискримінанту поперечного наповнення фюзеляжу приводить до збільшення маси фюзеляжу (рис. 3.13, б).

Розрахунок маси фюзеляжу в першому наближенні не враховує вплив параметрів хвостової частини фюзеляжу на розмір навантажень і несучі властивості конструкції. Тому для більш докладного аналізу маси фюзеляжу в подальшому проектуванні доцільно використовувати методи другого наближення [168, 215]. Такі методи потребують уточнення значного обсягу вихідних даних щодо особливостей літака.

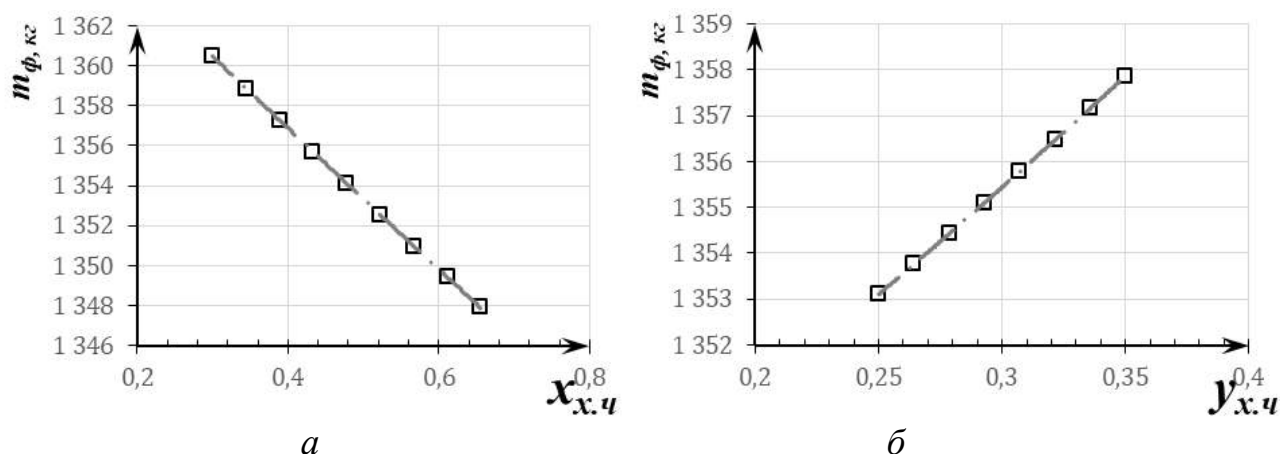


Рисунок 3.13 – Вплив ліній максимальної ширини та дискримінанту наповнення поперечного перерізу на масу фюзеляжу: *a* – відносьне відхилення по осі X; *б* – відносьне відхилення по осі Y.

3.3 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на його аеродинамічні характеристики

Як аеродинамічні характеристики фюзеляжу розглянуто коефіцієнти лобового опору C_x і піднімальної сили фюзеляжу C_y , які при нульовому куті атаки розраховані за формулами:

$$C_x = \frac{2X}{\rho S V^2};$$

$$C_y = \frac{2Y}{\rho S V^2}, \quad (3.2)$$

де X – опір, Н;

Y – піднімальна сила фюзеляжу, Н;

V – крейсерська швидкість, м/с;

ρ – густина повітря на крейсерській висоті, кг/м³;

S – площа міделя фюзеляжу, м².

Зі збільшенням подовження ФЗ коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу C_y не змінюється, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу C_x знижується (рис. 3.14).

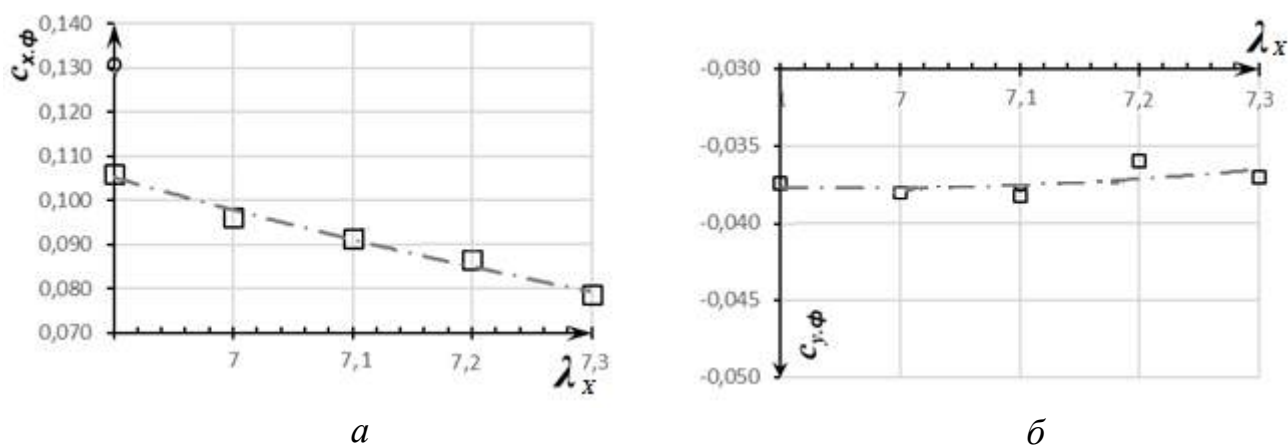


Рисунок 3.14 – Вплив подовження ФЗ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу *a* – подовження на коефіцієнт опору, *б* – подовження на коефіцієнт піднімальної сили

При збільшенні відносного відхилення хвостової частини фюзеляжу коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу C_y знижується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу C_x зростає (рис. 3.15.).

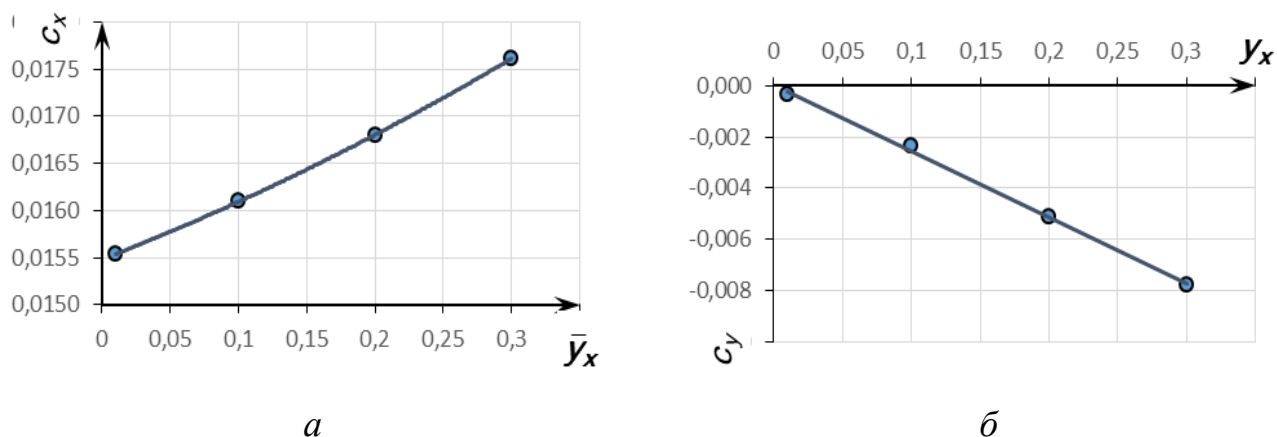
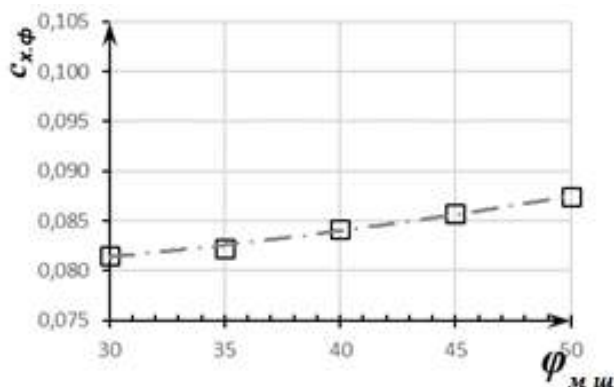
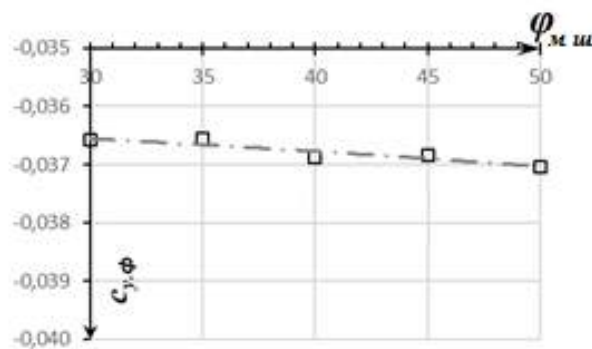


Рисунок 3.15 – Вплив відносного відхилення ФЗ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу: *a* – відносне відхилення на коефіцієнт опору, *б* – відносне відхилення на коефіцієнт піднімальної сили.

При приближенні лінії максимальних широт хвостової частини фюзеляжу до розмірів його діаметру коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу C_y знижується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу C_x зростає (рис. 3.16).



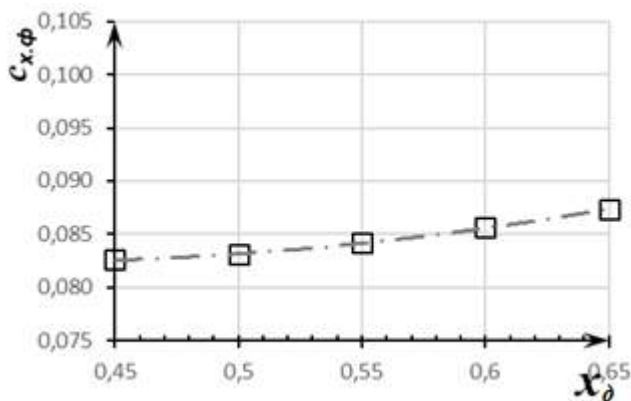
а



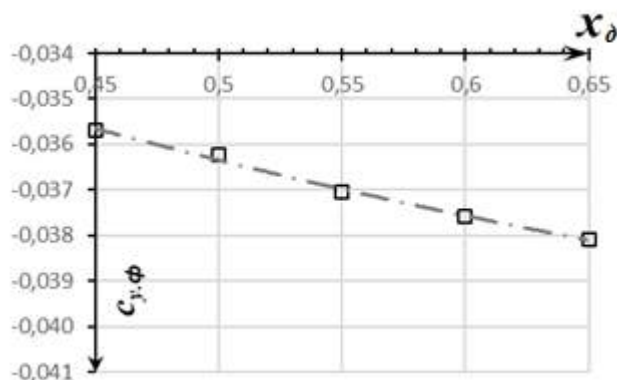
б

Рисунок 3.16 – Вплив лінії максимальної ширини на аеродинамічні характеристики фюзеляжу: *а* – максимальної ширини на коефіцієнт опору, *б* – максимальної ширини на коефіцієнт піднімальної сили.

При збільшенні дискримінанта поперечного наповнення у напрямку наближення до циліндричної частини фюзеляжу коефіцієнт підйомної сили фюзеляжу C_y знижується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу C_x зростає (рис. 3.17).



а



б

Рисунок 3.17 – Вплив дискримінанту поперечного наповнення на аеродинамічні характеристики фюзеляжу: *а* – дискримінанту на коефіцієнт опору, *б* – дискримінанту на коефіцієнт піднімальної сили.

Таким чином, геометричні параметри хвостової частини фюзеляжу мають значний вплив на аеродинамічні характеристики фюзеляжу, що, в свою чергу, впливає на характеристики літака в цілому.

3.4 Аналіз впливу параметрів хвостової частини фюзеляжу на її компоновку

Аналіз впливу параметрів хвостової частини на компоновання і умови завантаження-розвантаження, десантування виконано згідно з методом, описаним у розділі 2, за допомогою системи інтегрованого проєктування Siemens NX.

У процесі аналізу компоновання і форми хвостової частини розглянуто вимоги відповідно до АПУ-25, FAR-25 з урахуванням кута тангажу при заході на посадку за категорією ША, а також витримування відповідних кутів зльоту з забезпеченням необхідного кліренсу до конструкції фюзеляжу.

Найхарактернішою ознакою хвостової частини фюзеляжу являються розміри прорізу вантажного люка, і параметри, які вказані вище, мають безпосередній вплив на його формування.

Відгин хвостової частини характеризує формування прорізу вантажного люка з точки зору висоти, яка в ідеальному випадку має бути такою ж, як висота вантажної кабіни. Але цей параметр обмежений подовженням хвостової частини та положенням крила над фюзеляжем. Тому верхня точка хвостової частини має бути в межах висоти, заданою положенням крила, для зменшення аеродинамічного опору.

Лінія максимальних широт впливає на ширину прорізу вантажного люка та його форму, яка може бути як прямокутною, так і у вигляді трапеції з різними розмірами основ. Головне завдання – підібрати необхідну оптимальну форму прорізу з найменшою омиваємою площею оболонки хвостової частини фюзеляжу.

Дискримінант поперечного наповнення фюзеляжу впливає на формування внутрішнього об'єму фюзеляжу, що є важливим для розміщення рухомих агрегатів вантажного люка, а саме – стулки. У відкритому положенні стулка вантажного люка не має перекривати проріз і повністю розміщуватись у внутрішньому просторі фюзеляжу. Для вантажних люків типу «А» форма стулки наближена до плоскої. Тому у відкритому положенні вона має тенденцію до врізання своїми краями в конструкцію фюзеляжу, що в свою чергу потребує

організації вільного простору в цьому місці. За що і відповідає дискримінант.

Необхідний проріз вантажного люка (рис. 3.18) може бути забезпечений правильно підібраним типом вантажного люка та формою оболонки хвостової частини фюзеляжу. У сукупності це забезпечує відповідність заданим тактико-технічним вимогам до літака при високих показниках аеродинамічної якості, міцності, надійності та ресурсу.

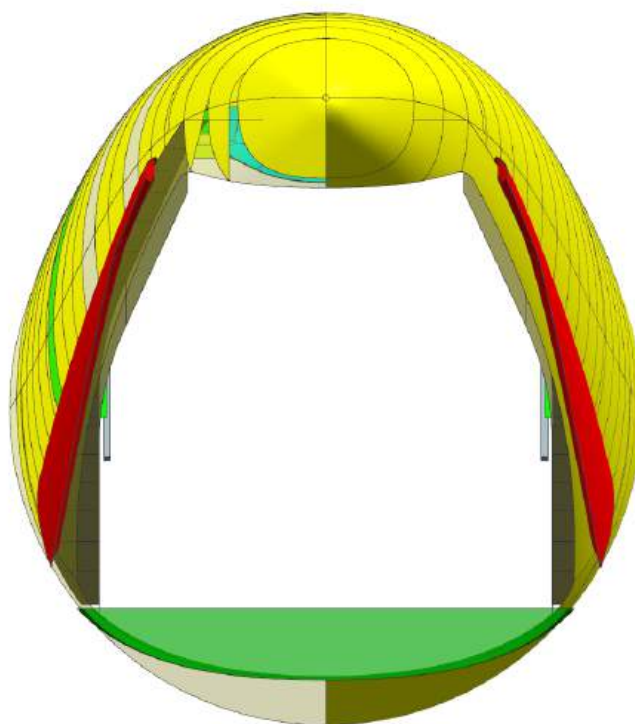


Рисунок 3.18 – Аналіз різних форм прорізу вантажного люка в хвостовій частині

3.5 Висновки по розділу 3

Отримані результати дозволяють зробити наступні висновки:

1. Проведено дослідження впливу геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу на характеристики фюзеляжу літака, що надає підстави для обґрунтованого вибору цих параметрів.

2. Встановлено, що моделі, створені згідно із запропонованим методом інтегрованого проєктування та конструювання хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії, дозволяють оперативно змінювати значення

параметрів ФЗ у заданих діапазонах і проводити автоматизовано розрахунки геометричних, аеродинамічних і масо-інерційних характеристик фюзеляжу.

3. Визначено, що подовження хвостової частини фюзеляжу найбільше впливає на характеристики фюзеляжу літака, його зміна приводить до зміни характеристик до 10% і більше.

4. Відносне відхилення хвостової частини фюзеляжу та параметри лінії максимальних широт, дискримінант наповнення поперечного перерізу мають другорядний вплив на характеристики фюзеляжу, але визначають параметри прорізу вантажного люка, тому мають бути враховані у проєктуванні ФЗ.

5. Застосування запропонованого методу доцільно при уточненні результатів попереднього проєктування і розрахунку маси літака в першому наближенні з метою уточнення геометричних параметрів хвостової частини фюзеляжу.

Основні наукові результати, наведені в третьому розділі, опубліковано у працях автора [2, 3, 4, 6, 8, 9, 13] відповідно до переліку публікацій у анотації.

РОЗДІЛ 4 АПРОБАЦІЯ ТА ВПРОВАДЖЕННЯ ПРЕДСТАВЛЕНОГО ІНТЕГРОВАНОГО МЕТОДУ ПРОЄКТУВАННЯ ХВОСТОВИХ ЧАСТИН ФЮЗЕЛЯЖУ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РІЗНИХ СХЕМ НА ОСНОВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

4.1 Концепція створення модифікації десантно-транспортного літака на базі існуючого сімейства

Практичне застосування даного методу було використане при створенні нової модифікації літака сімейства Ан-1Х8, а саме – легкого реактивного транспортного літака вантажопідйомністю 10 тон. Цей вибір був зумовлений декількома факторами. По-перше, в даному випадку представлену методику можна було використати як інструмент для створення модифікацій існуючого сімейства літаків, в тому числі на базі пасажирського варіанту. 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, в тому числі за рахунок можливості транспортувати більшу номенклатуру вантажів (рис. 4.2 – 4.7) [88, 106]. У цьому випадку виконується досить суттєва уніфікація агрегатів та систем літака (крило, кіль, стабілізатор, пілотажно-навігаційний комплекс та ін..), спрощується цикл виробництва на ХДАВП, де потрібно буде освоїти лише виробництво фюзеляжу літака та цикл остаточного складання, що, враховуючи поточний кадровий стан на підприємстві, є досить позитивним фактором [103, 131].

Розглянемо основні характеристики літака.

Основне призначення літака:

- 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 та поранених на ношах;

– участь у гуманітарних та спеціальних місіях;

– можливість експлуатації з ґрунтових ЗПС ($\sigma_v = 6-8 \text{ кг/см}^2$).

Концептуальні особливості:

Концептуальна особливість літака – максимальне використання вузлів та агрегатів існуючих літаків (рис. 4.1), у тому числі пасажирських сімейства Ан-1Х8.

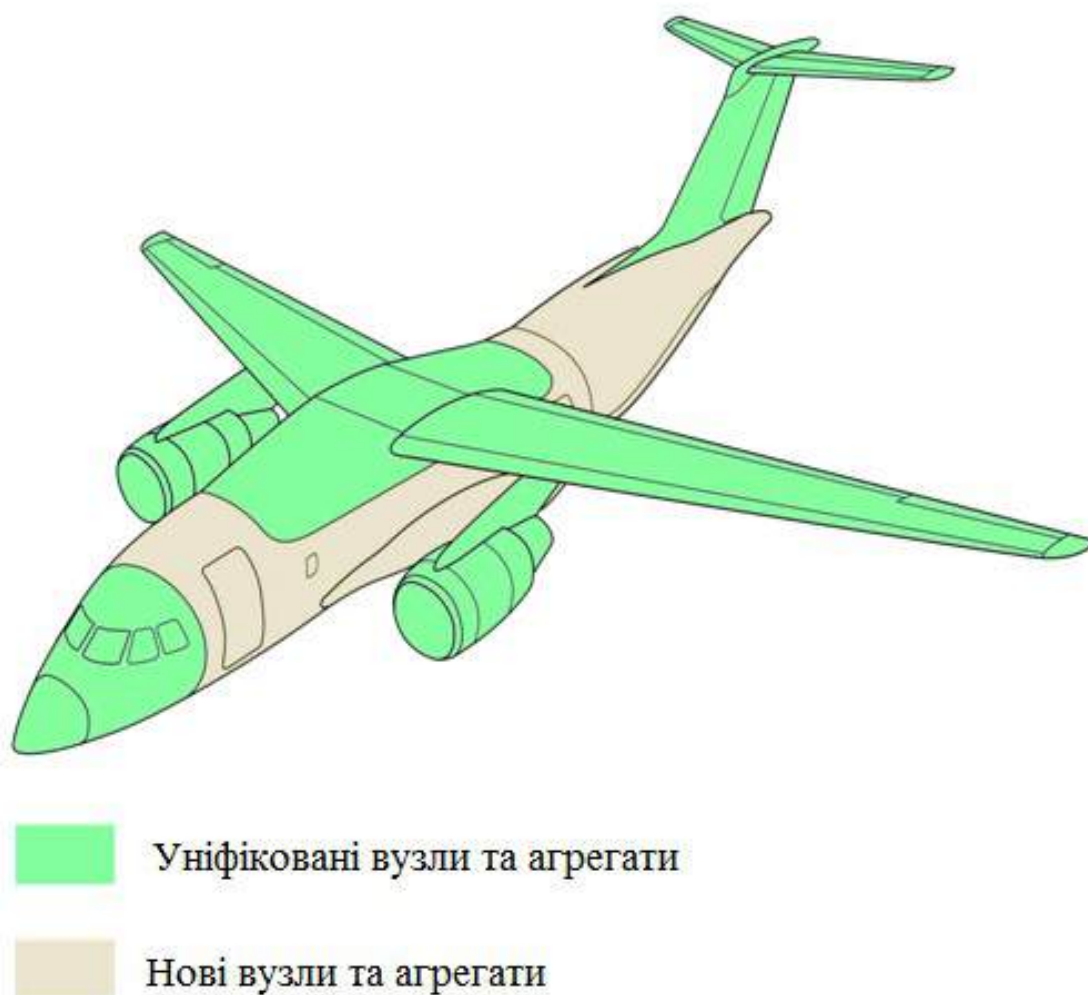


Рисунок 4.1 – Схема уніфікованої модифікації

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 по обладнанню завантаження, швартування і десантуванню техніки, а також елементів рольгангів.

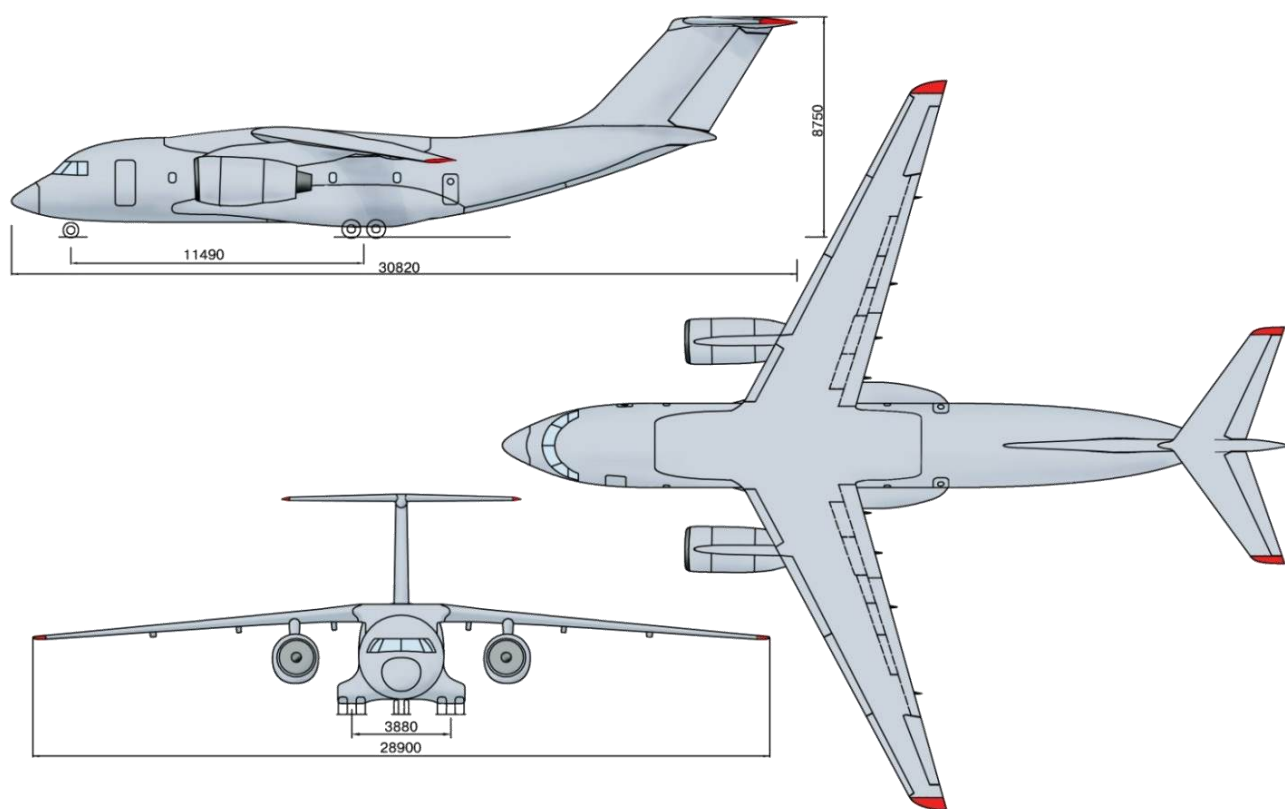


Рисунок 4.2 – Загальний вигляд літака

Площа підлоги:

- з рампою – 40,24 м²;
- без рампи – 30,84 м².

Об'єм кабіни:

- з рампою – 100,9 м³;
- без рампи – 82,3 м³.

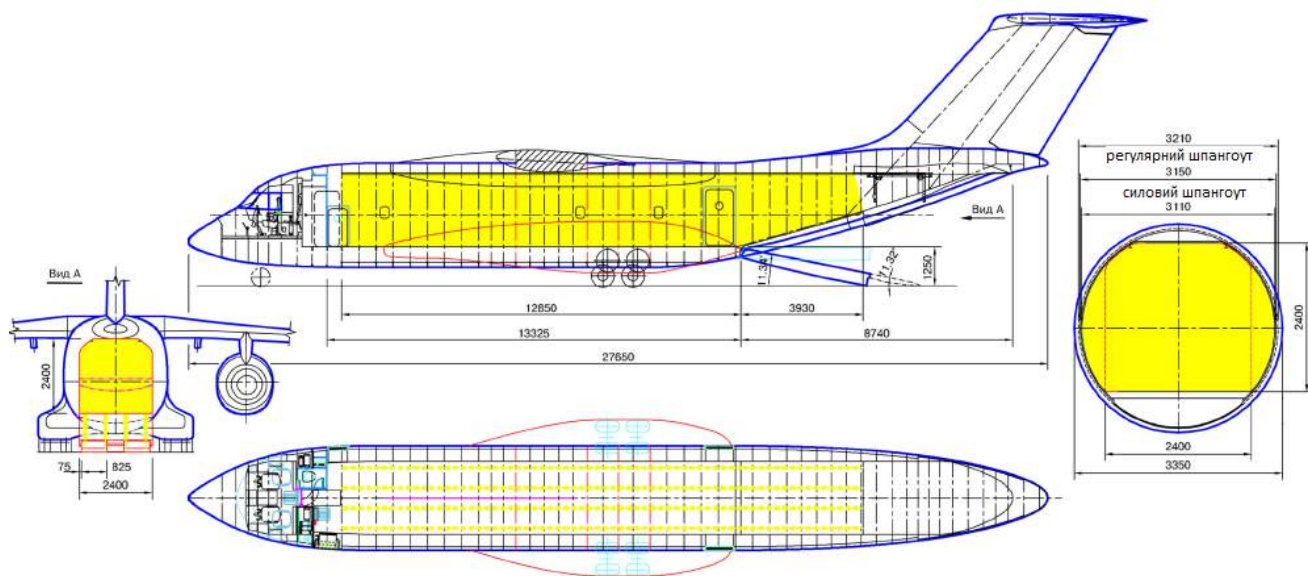


Рисунок 4.3 – Схема внутрішньогабаритних розмірів вантажної кабіни літака.

Порівняння поперечних перетинів вантажних кабін

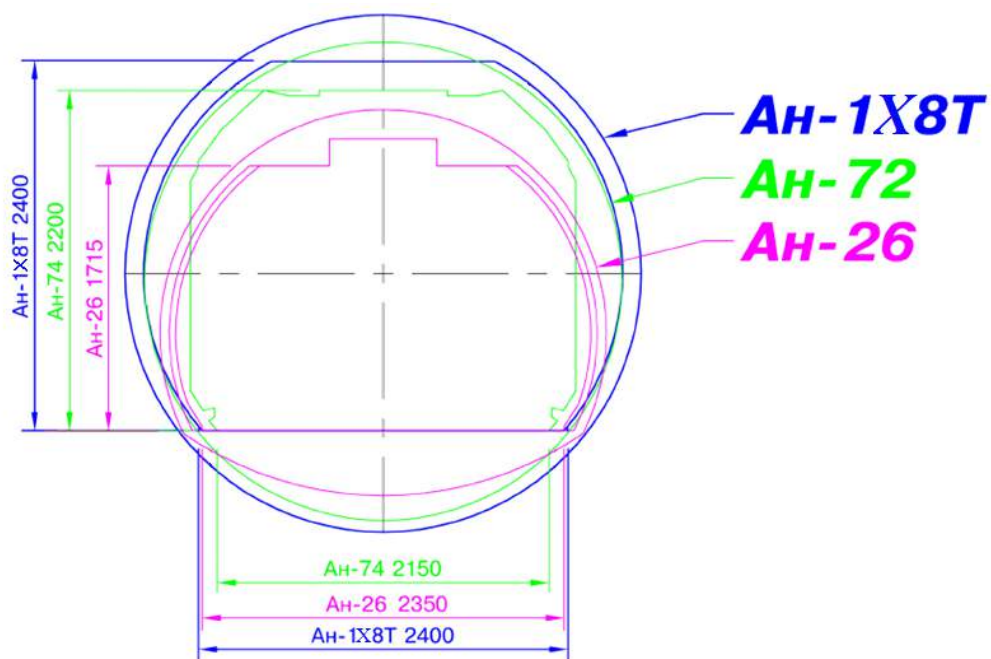


Рисунок 4.4 – Схема порівняння поперечних перетинів фюзеляжів літаків

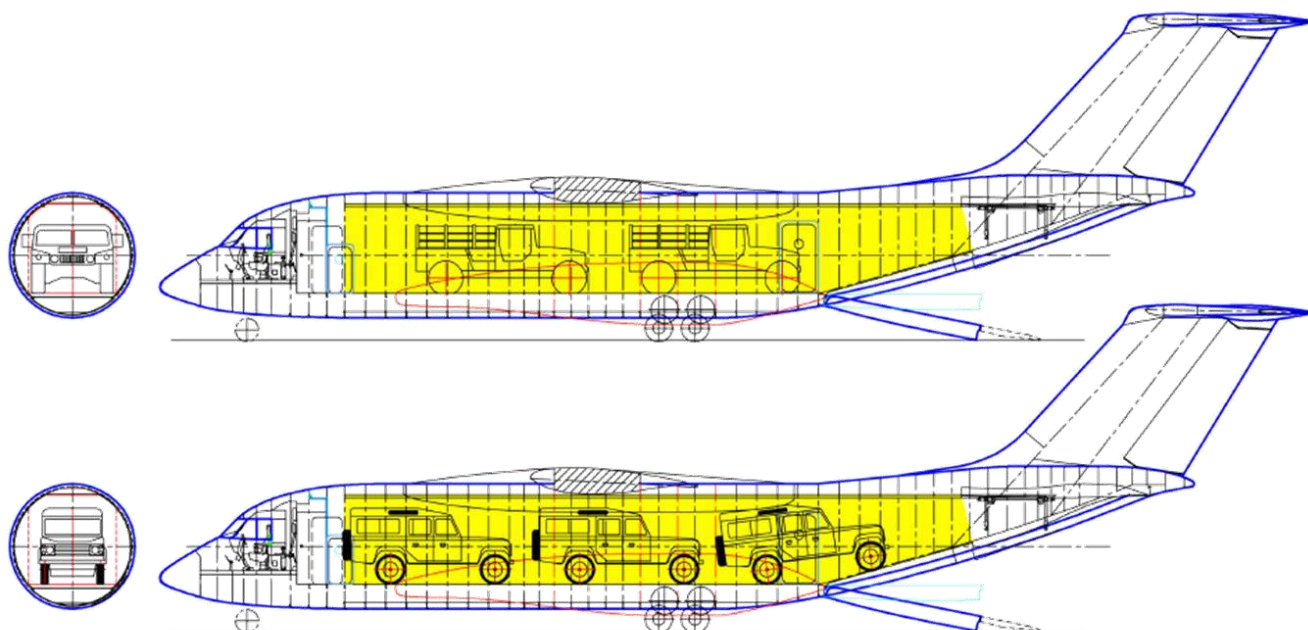


Рисунок 4.5 – Схема варіантів завантаження та перевезення двох автомобілів Hummer 997A1 та трьох LandRover 110

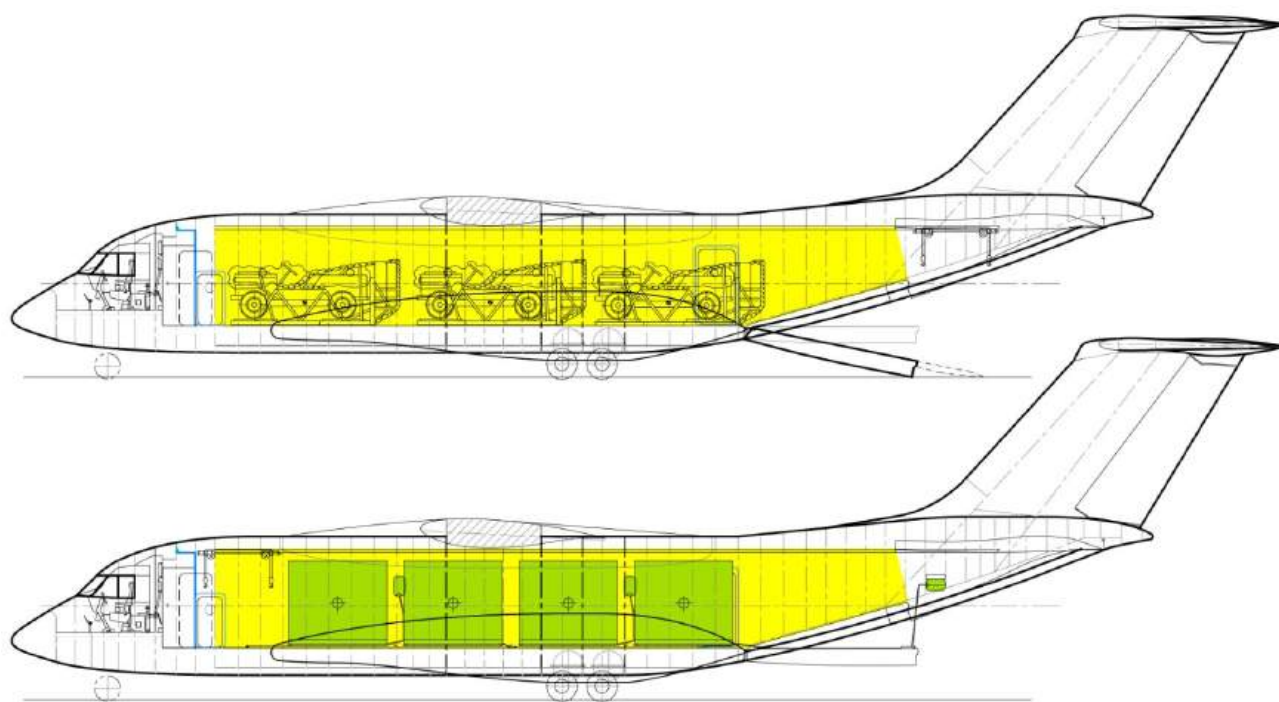


Рисунок 4.6 – Схема варіантів завантаження та повітряного десантування трьох джипів та чотирьох платформ TYPEV/88

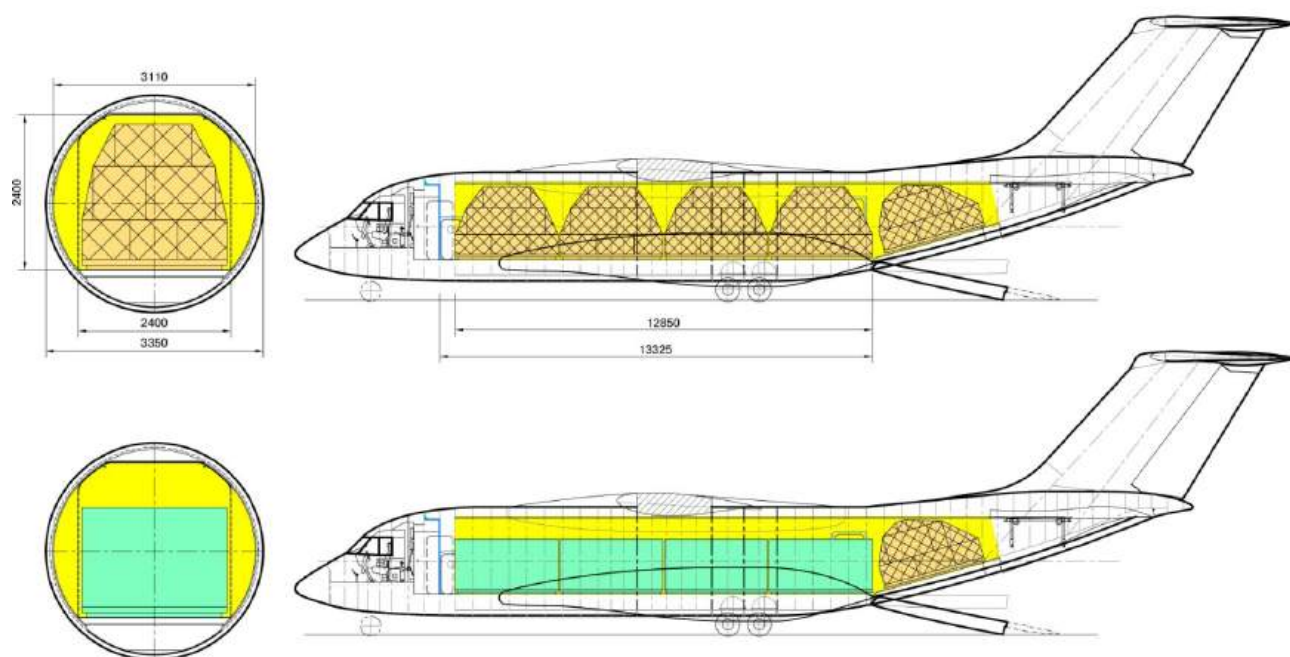


Рисунок 4.7 – Схема варіантів завантаження та перевезення п'яти палет 88''×125'' (2235 × 3175 мм), чотирьох контейнерів LD7 або LD9 + одна палета 88''×125'' на рампі

Основна номенклатура вантажів, що перевозяться, виходячи із можливостей вантажної кабіни [100], зазначена у табл. 4.1

Таблиця 4.1 – Номенклатура вантажів

Перевезення	Кількість	Вага, т
Особовий склад, чол.	86	10,32
Десантників, чол.	73	9,49
Поранених на ношах + сидячих, чол.	40	4,6
Контейнерів (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. 4.8).

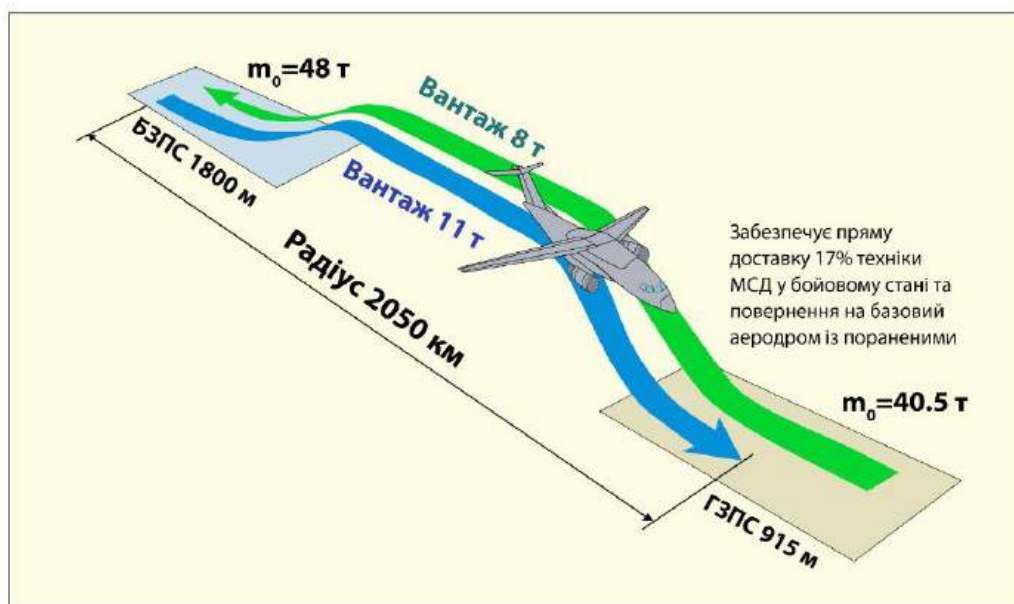


Рисунок 4.8 – Схема транспортних можливостей літака

Основні ПТХ літака наведені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 – Основні польотно-транспортні характеристики розроблюваного літака

Показники	$n_v=2,5$	$n_v=2,3$
Злітна маса, т	44,75	48
Максимальне корисне навантаження, т	10	13,5
Максимальний запас пального, т	12,05	12,05
Маса пустого спорядженого літака, т	25	25,2
Тип двигуна:	Д-436-148ФМ	Д-436-148ФМ
– злітна тяга, тс (макс. 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 макс. запасом пального (вантаж, т)	3830 (7,95)	3510 (11)
- без вантажу	4300	4200

Закінчення табл. 4.2

- на 1 ткм, г	265,4	209,7
Витрати пального: - 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 проєктованого літака було розраховано діаграми «Вантаж – дальність» (рис. 4.9).

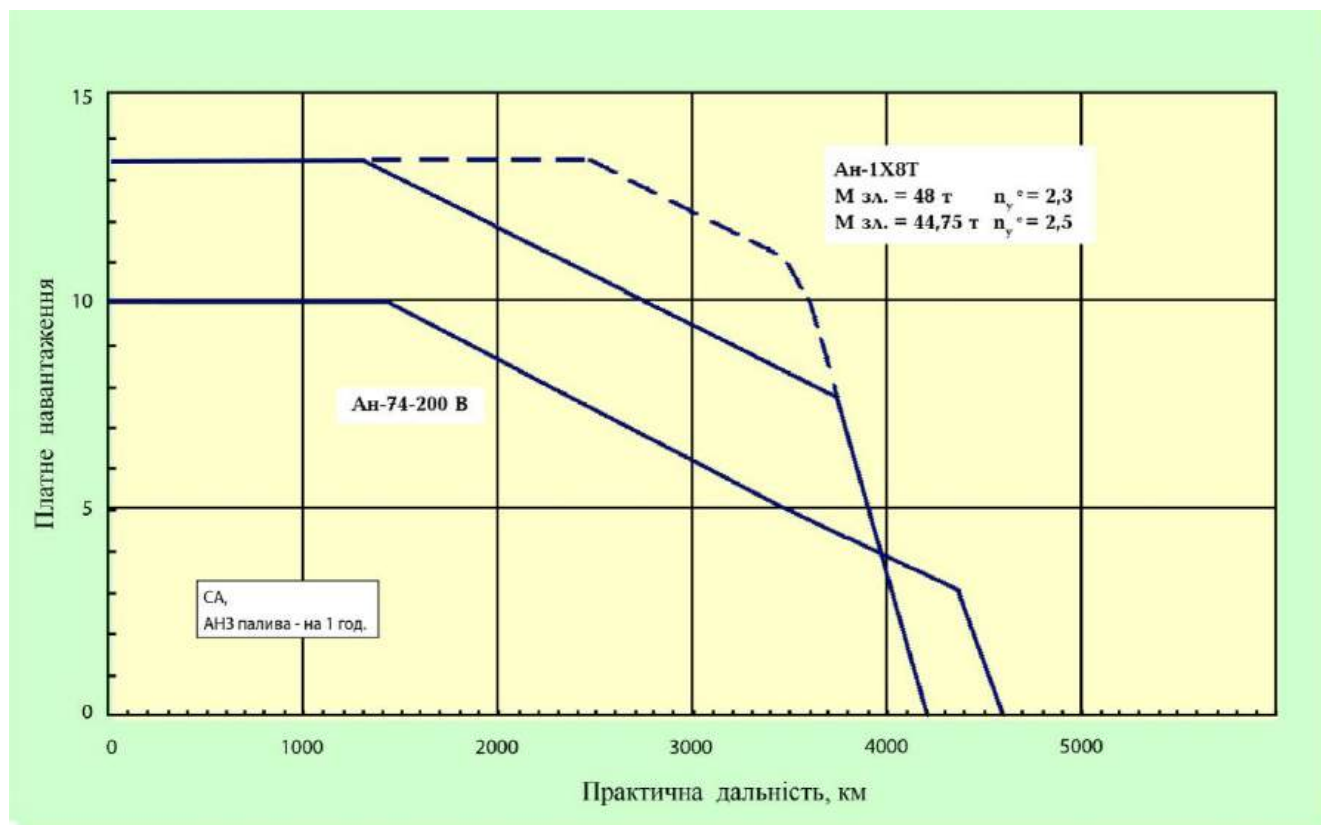


Рисунок 4.9 – Діаграма вантаж-дальність

Основні технічні переваги літака:

1. Спадкоємність з літаком Ан-148 – 60%.
2. Літак класу Ан-74Т-200.
3. В порівнянні 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.

4.2 Прорєктування майстер-геометрії хвостових частин фюзеляжу з вантажними люками рїзних типів

Оцїнивши основні характеристики майбутнього лїтака, номенклатуру вантажів, що перевозяться, та його функціональне призначення, було виділено ряд основних параметрів, які повинні бути враховані при прорєктуванні хвостової частини фюзеляжу та вантажного люка [77, 128]:

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

- палета розмірами 88''×125'' (2,235 х3,175 м), в тому числі з можливістю розташування на рампі;
- автомобіль Hummer 997A1;
- вантажі для десантування на палетах 88''×125'' (2,235 х3,175 м) та платформи TYPEV/88.

2. Умови завантаження–розвантаження, наявність додаткового спец. 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 TYPEV/88 та палетах 88''×125'';
- наявність/встановлення витяжних парашутних систем.

Виходячи з вищевказаних критеріїв для вантажного люка та лїтака в цілому, було виділено перелік основних вантажів та техніки, способи їхнього завантаження-розвантаження, десантування для прорєктування хвостової частини

фюзеляжу, прорізу вантажного люка та його агрегатів. Визначаючими вантажами стали палети $88'' \times 125''$ та автомобіль Hummer 997A1, процес завантаження – розвантаження яких було додатково перевірено за допомогою симуляції з використанням CAD системи Siemens NX (рис. 4.10).

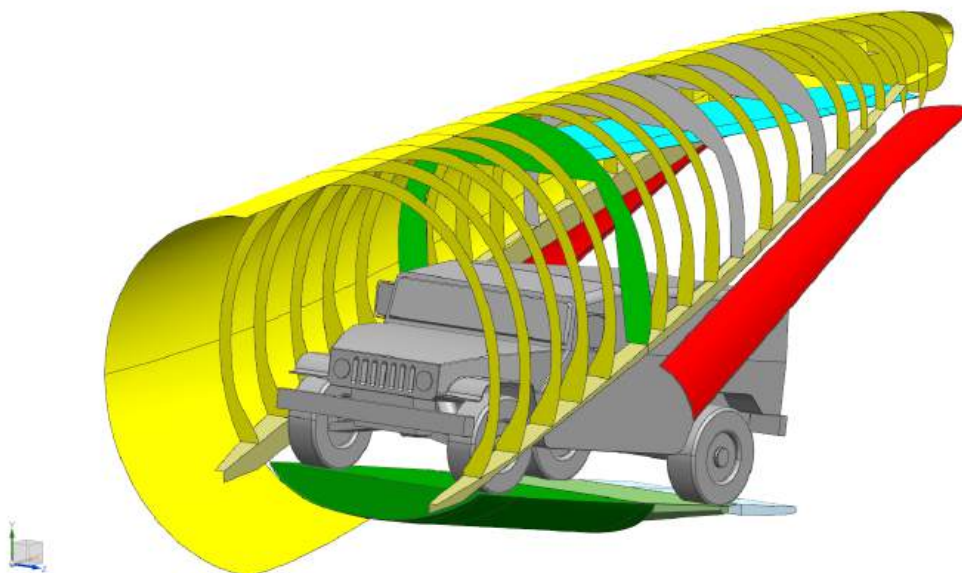


Рисунок 4.10 – Схема симуляції процесу завантаження-розвантаження автомобіля Hummer 997A1 для схеми вантажного люка типу Д

Відповідно до розробленого методу було спроектовано п'ять варіантів хвостових частин фюзеляжу з різними схемами вантажного люку для представленого літака. Усі п'ять варіантів було сформовано відповідно до вимог, які повинен забезпечити вантажний люк та літак в цілому. Кожна схема та теорія майстер-геометрії відповідно має свої особливості, які нижче будуть розглянуті детальніше.

4.2.1 Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «А»

У теорії даної хвостової частини було виконано найбільший об'єм герметичної зони фюзеляжу, яка закінчується на першому силовому шпангоуті, до якого приєднується перший лонжерон крила. При цьому, додатково було

введено гермошток, що в свою чергу відсікає решту ФЗ і тим самим дозволяє зробити частину фюзеляжу та ступку не герметичною, що, в свою чергу, зменшує вагу конструкції (рис. 4.11). 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 (рис. 4.12), що позитивно відображається на транспортних характеристиках літака. При цьому теоретичні обводи аеродинамічних поверхонь хвостової частини мають найбільшу площу та кривизну, що негативно відображається на аеродинаміці та ваговій досконалості конструкції. Адже при дії надлишкового тиску в обшивці виникають додаткові вигинаючі моменти, що потребують додаткового підсилення за рахунок напівсилових шпангоутів.

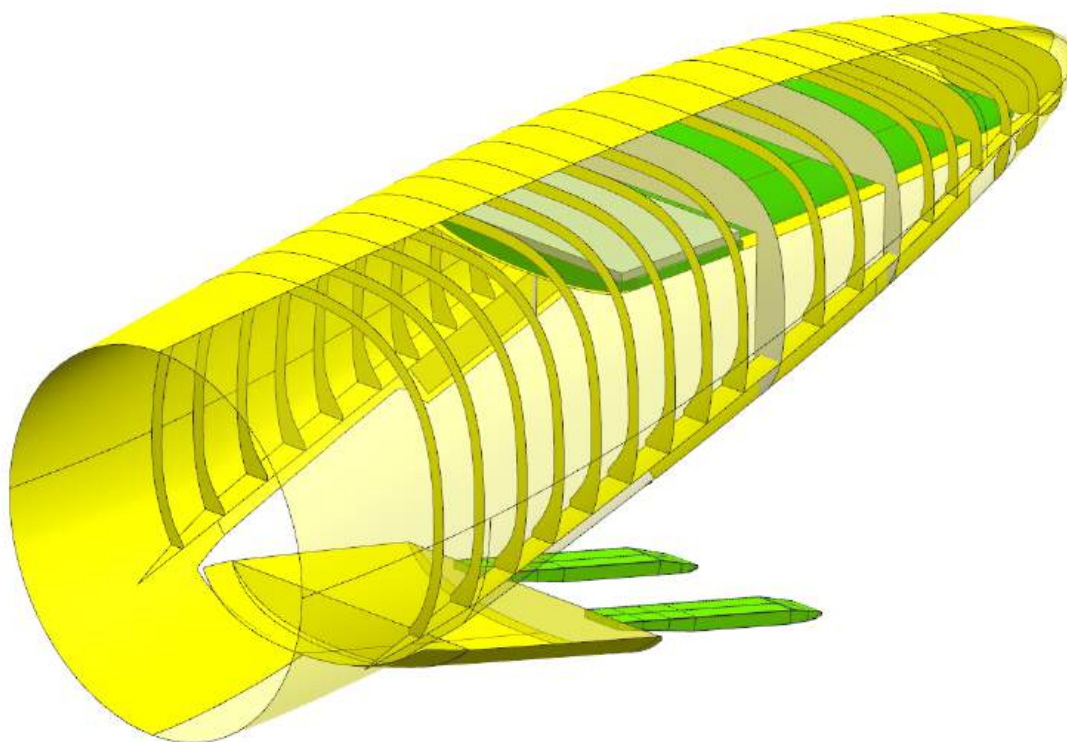


Рисунок 4.11 – Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «А»

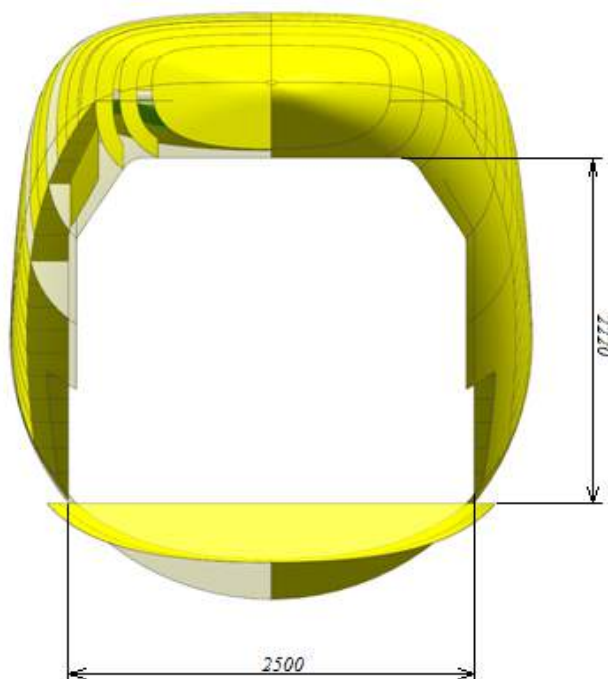


Рисунок 4.12 – Габарити прорізу вантажного люка типу «А»

4.2.2 Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «Б»

Для цього варіанту характерними являються одна з найменших герметичних зон хвостової частини фюзеляжу, що закінчується по торцю рампи та відсікається гермостулкою та гермощитками в даному випадку (рис. 4.13). При цьому негерметичними залишаються вся частина фюзеляжу, що знаходиться за рампою, та повністю весь стулковий відсік, що позитивно відображається на їхній вазі. Також за умови виконання багатостулкового відсіку (трьохстулковий в конкретному випадку) вдається виконати найбільш досконалу, з точки зору аеродинаміки та ваги, зовнішню поверхню хвостової частини фюзеляжу. Її особливостями є найбільш оптимальна аеродинамічна форма [61], найменша площа поверхні та як результат найменше навантажена від надлишкового тиску оболонка за рахунок приближеної до кільцевої своєї форми. Недоліками даної схеми виявились складніша конструкція стулкового відсіку, що вимагає додаткових рішень в плані механізації відсіку, та системи керування вантажного люка в цілому. Крім цього проріз вантажного люка в даній схемі є одним з найменших (рис. 4.14) через форму фюзеляжу, що є певним недоліком з точки

зору експлуатації літака. Також з огляду на експлуатацію літаків за даною схемою вантажного люка слід враховувати особливості при виконанні повітряного десантування, де під дією аеродинамічних сил на бокових стулках виникають вібрації, що можуть викликати певні труднощі при скиданні вантажів та техніки.

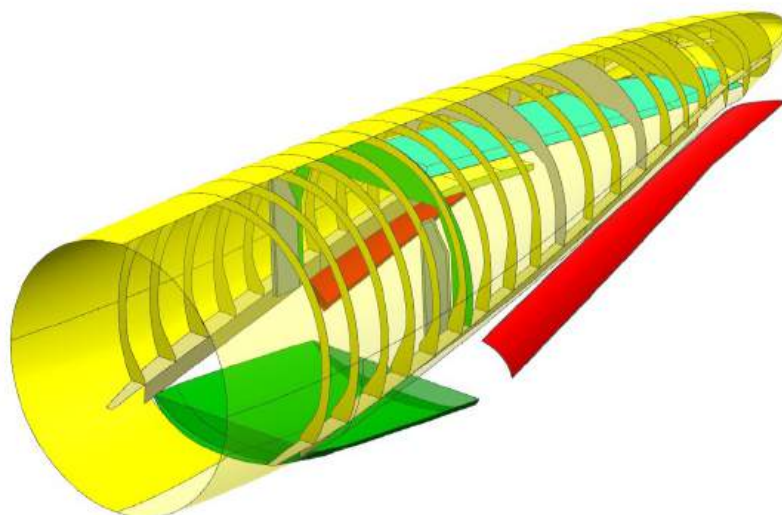


Рисунок 4.13 – Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Б»

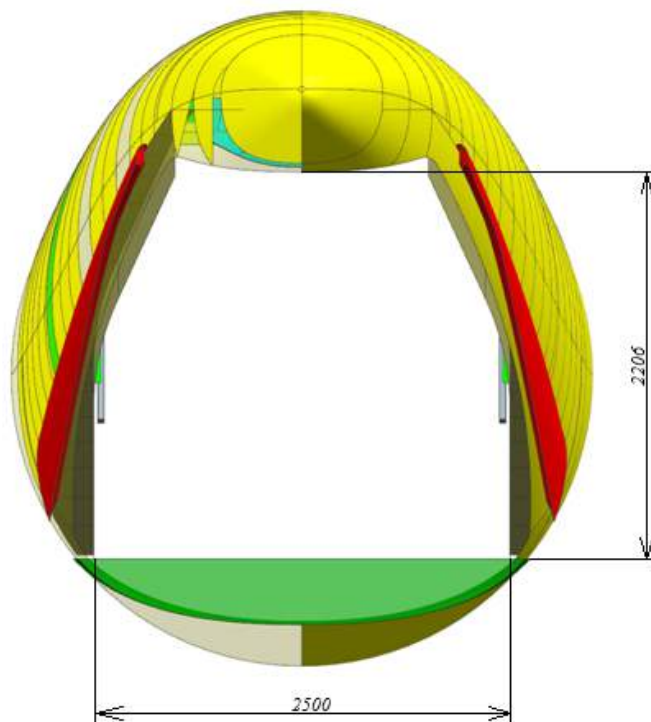


Рисунок 4.14 – Габарити прорізу вантажного люка типу «Б»

4.2.3 Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «В»

Аналогічно схемі хвостової частини фюзеляжу вантажного люка типу «Б», дана схема також відзначається незначною за розмірами герметичною зоною, оптимальною формою аеродинамічної поверхні фюзеляжу, однією з найменших за площею омиваємих поверхонь фюзеляжу в поперечному перетині, яка наближена до кільцевої та як результат менш навантажену оболонку фюзеляжу від наддуву. Відмінною характеристикою данної схеми є наявність гермотрапа замість стулки (рис. 4.15), 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 включає всі недоліки, притаманні схемі вантажного люка типу «Б» (рис. 4.16). Тому дана схема не користується великою популярністю через ряд складнощів, які їй притаманні, і реалізована лише на одному транспортному літаку – Lockheed C-5 Galaxy.

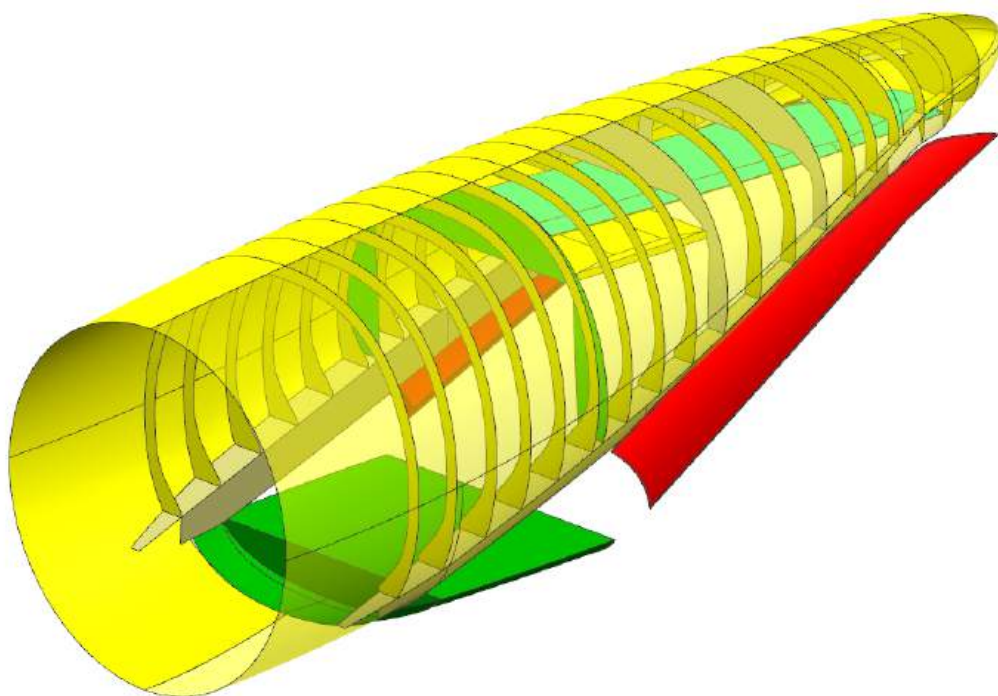


Рисунок 4.15 – Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «В»

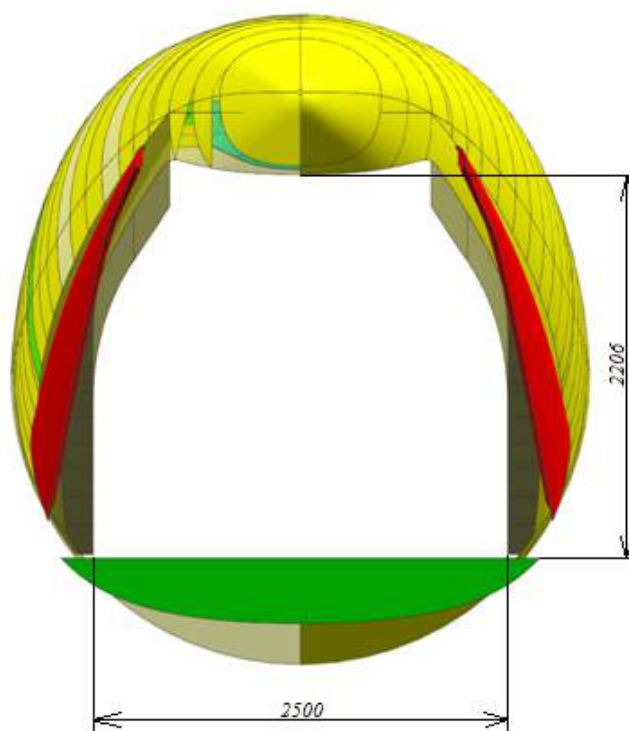


Рисунок 4.16 – Габарити прорізу вантажного люка типу «В»

4.2.4 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». У порівнянні з типом «В» дана схема має простішу схему керування вантажним люком, оскільки гермотрап має незмінну шарнірну вісь навішування на торці рампи та два робочих режими – «На рампі» (рис. 4.17) і «На землі», що забезпечуються системою керування вантажним люком. Крім цього, дана схема вимагає характерних особливостей при використанні рольгангового обладнання для завантаження-розвантаження контейнерів та десантування вантажів на авіаційних піддонах та платформах. Цією особливістю являється необхідність розміщення рольгангового обладнання не на настилі рампи, як у вищевказаних схемах, а на зворотній стороні гермотрапа, що, в свою чергу, потребує правильного його профілювання та додаткових вузлів навіски. Тому в даних випадках важливо забезпечити таку форму та конструкцію гермотрапа, яка б давала можливість при розкладці на рампу утворювати поверхню в рівень з

вантажною підлогою (рис. 4.18) та мати можливість попереднього встановлення рольгангового обладнання. У свою чергу він зістиковується з основним у вантажній кабіні при розкладці гермотрапа на рампі. Недоліками даної схеми варто також вважати відносно складну систему керування, яка повинна забезпечувати надійне функціонування вантажного люка, в окремому випадку гермотрапа в двох можливих положеннях.

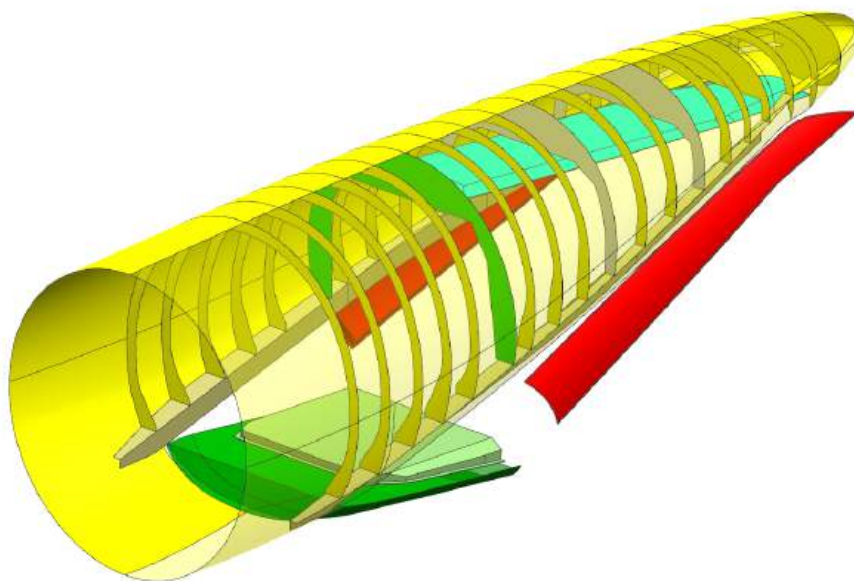


Рисунок 4.17- Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Д»

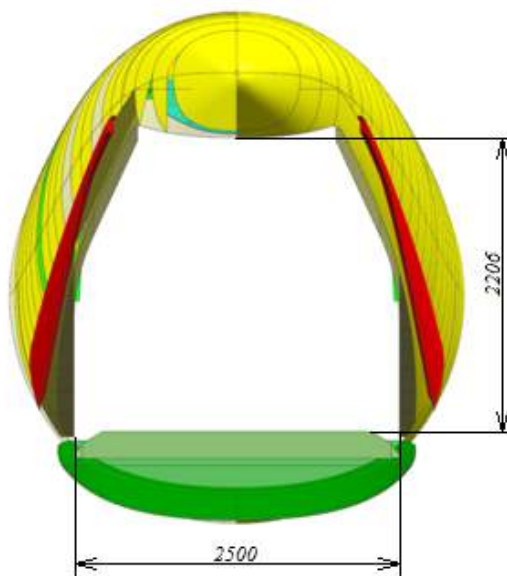


Рисунок 4.18- Габарити прорізу вантажного люка типу «Д»

4.2.5 Хвостова частина фюзеляжу з вантажним люком типу «Е»

Хвостова частина з вантажним люком даної схеми відрізняється найменшим подовженням для зменшення омиваємої поверхні і, як результат, ваги конструкції. Така особливість пов'язана з наявністю функції відкату рампи (рис. 4.19) та, як результат, її приводу здвигу, що вносить досить суттєвий вклад у вагу конструкції, що потребує відповідної компенсації. Саме тому в даній схемі подовження фюзеляжу зменшене для зменшення ваги конструкції ФЗ в цілому. Тому одним з основних недоліків даної схеми є відносно низькі показники аеродинамічної якості в порівнянні з іншими теоріями. Також недоліком даної схеми, як і для типу «Д», являється відносно складна система керування вантажним люком, що має забезпечувати роботу рампи в двох режимах – опускання на землю та відкат під фюзеляж. На противагу ряду недоліків ця схема має також низку переваг, які можуть надати літаку ряд особливих характеристик. Такими перевагами являються можливість десантування вантажу більшої маси, в конкретному випадку близько 3 тонн проти 2200 кг при використанні попередніх схем. Переваги зручності при завантаженні-розвантаженні та ефективності використання об'єму вантажної кабіни зумовлені 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 можливість завантажувати вантажі на палетах під саму стелю і в такий спосіб ефективніше використовувати вільний простір (рис. 4.20).

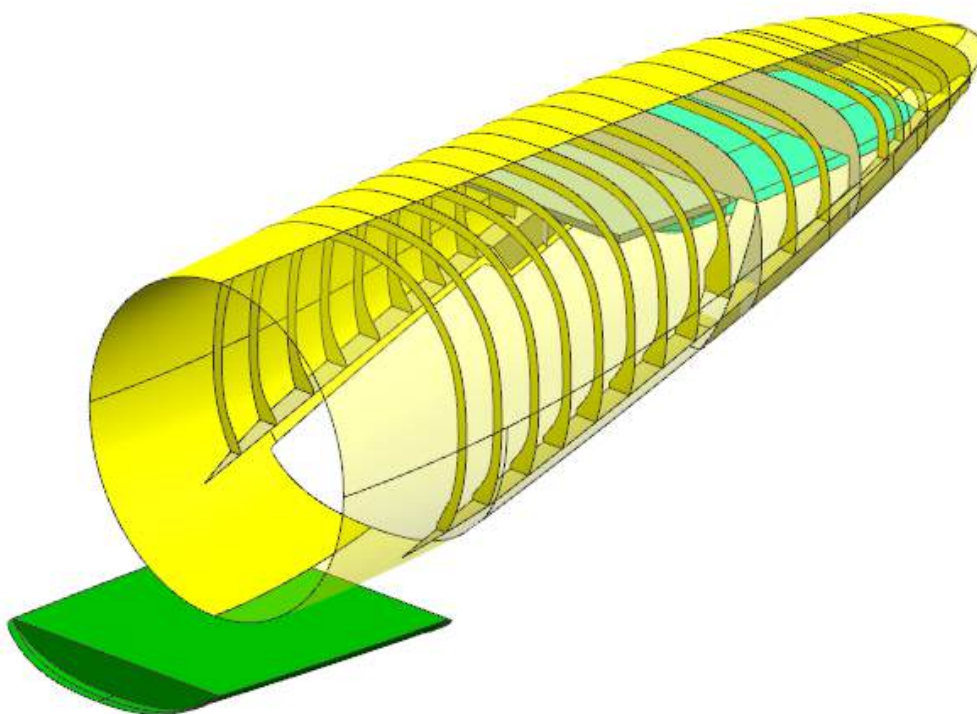


Рисунок 4.19 – Фрагмент моделі розподілу простору вантажного люка типу «Е»

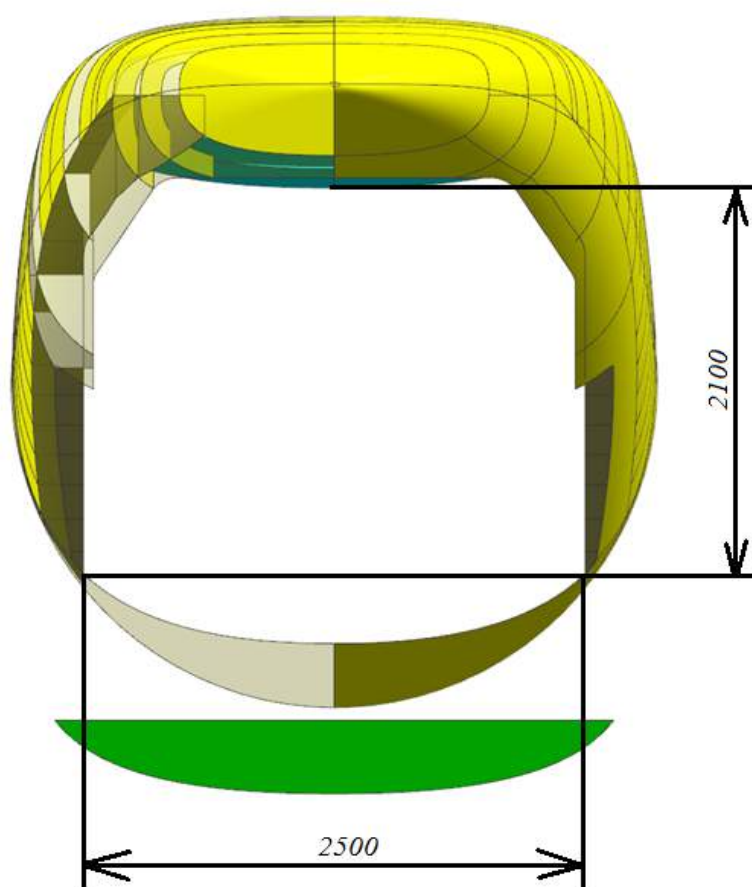


Рисунок 4.20 – Габарити прорізу вантажного люка типу «Е»

4.3 Аналіз аеродинамічних характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу

Для оцінки комплексної ефективності літака було виконано дослідження впливу різних форм хвостових частин фюзеляжу на аеродинамічну якість літака [79, 97, 210, 219]. У якості базової була вибрана хвостова частина фюзеляжу існуючої пасажирської версії літака. Для прискорення розрахунків була використана спрощена математична модель літака без урахування мотогондол силової установки та оперення [49], оскільки Т-подібне оперення та мотогондולי не впливають на обтікання хвостової частини фюзеляжу в даній аеродинамічній схемі літака. Результатами досліджень стали визначення коефіцієнтів тиску C_p , тертя C_{fx} , ліній току вблизи поверхні ФЗ (рис. 4.21 – 4.50)

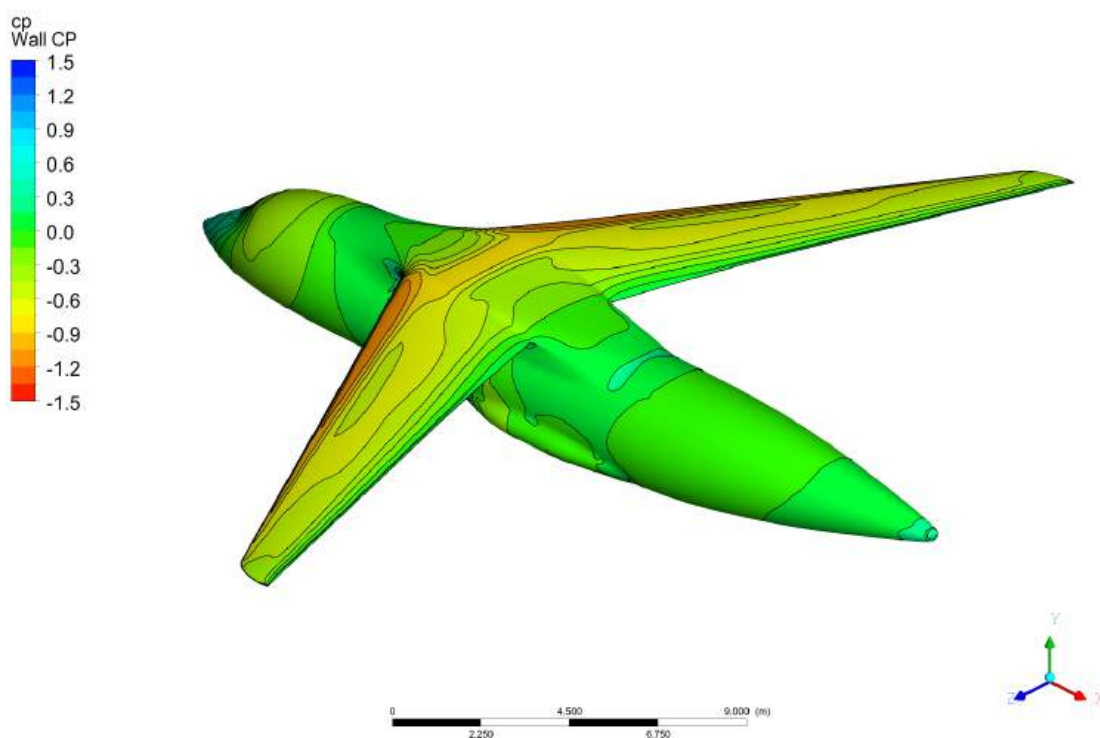


Рисунок 4.21 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

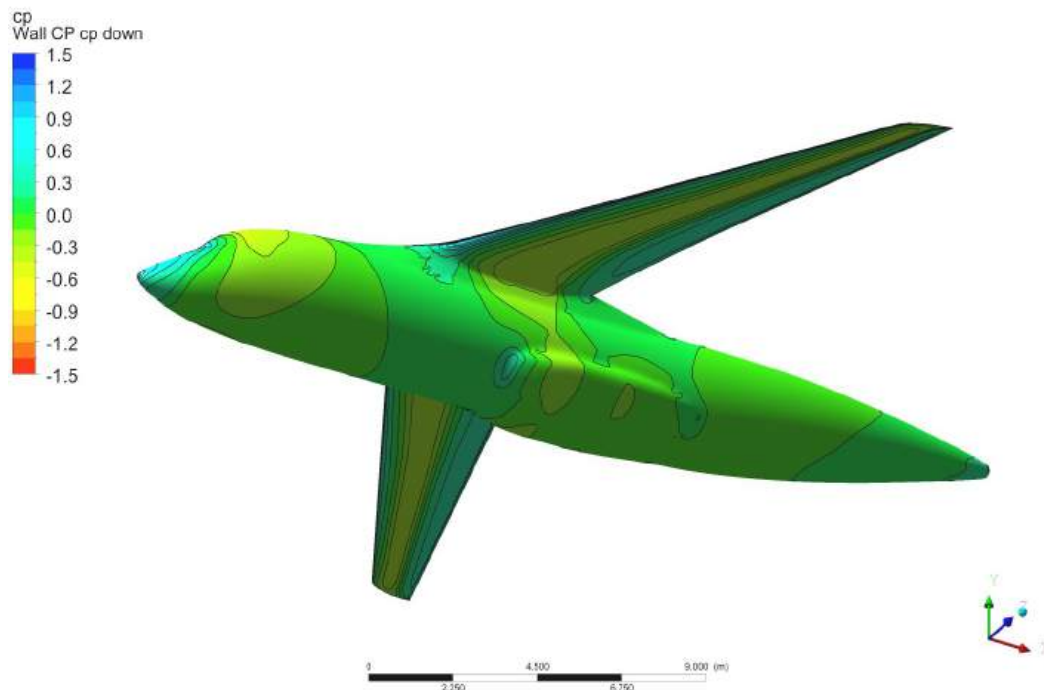


Рисунок 4.22 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

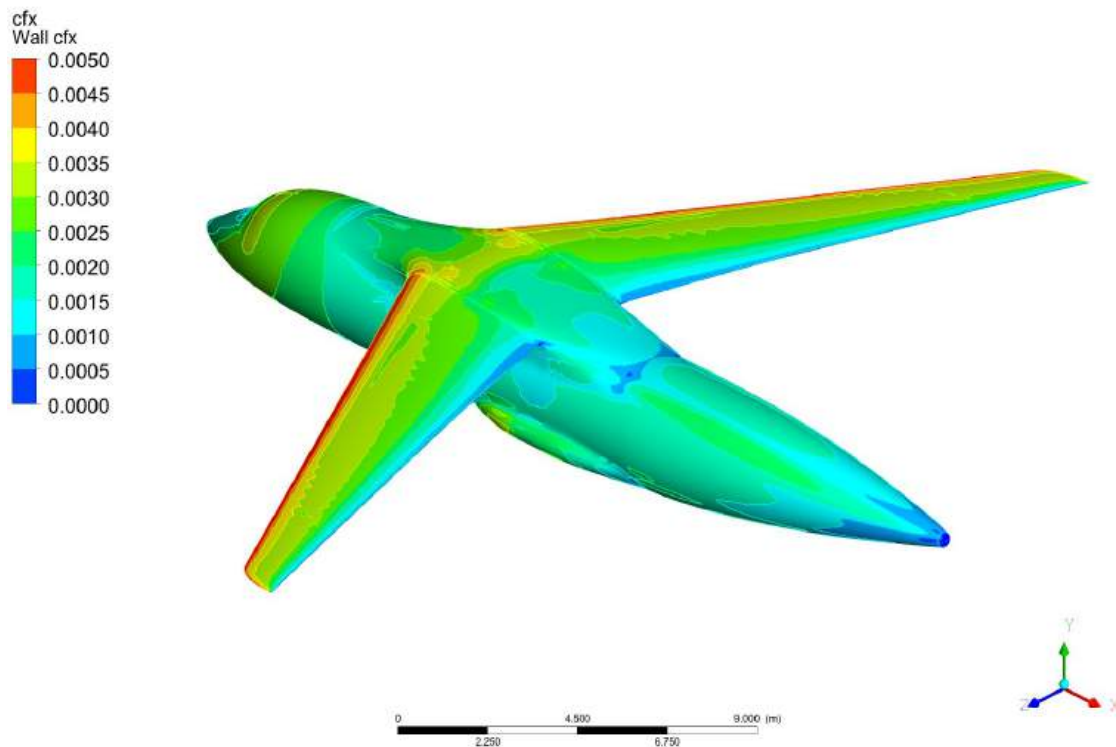


Рисунок 4.23 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

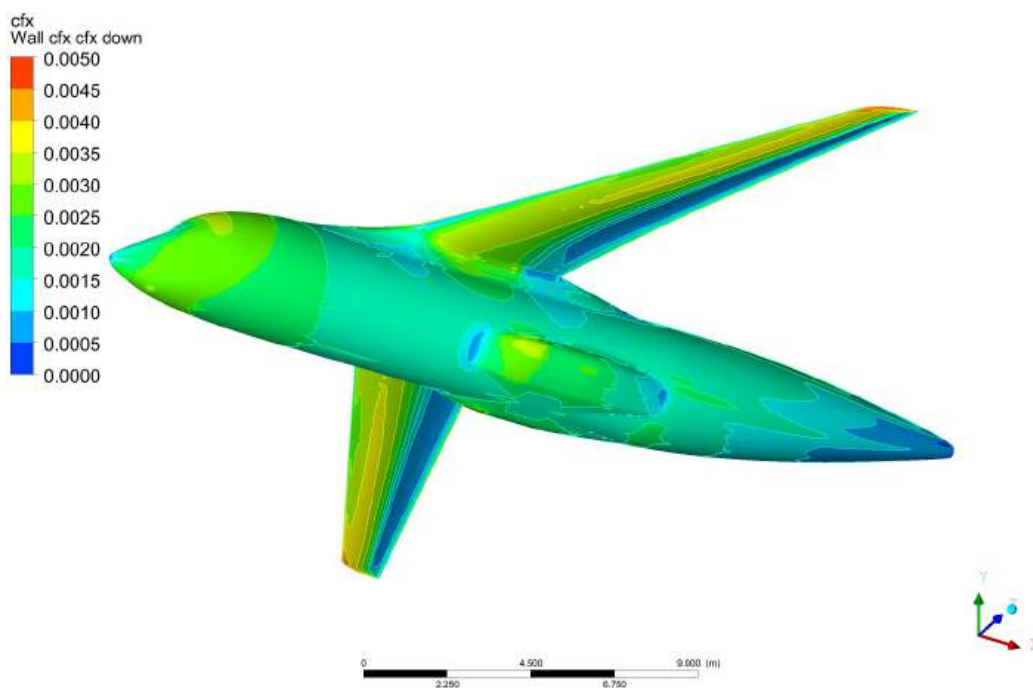


Рисунок 4.24 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

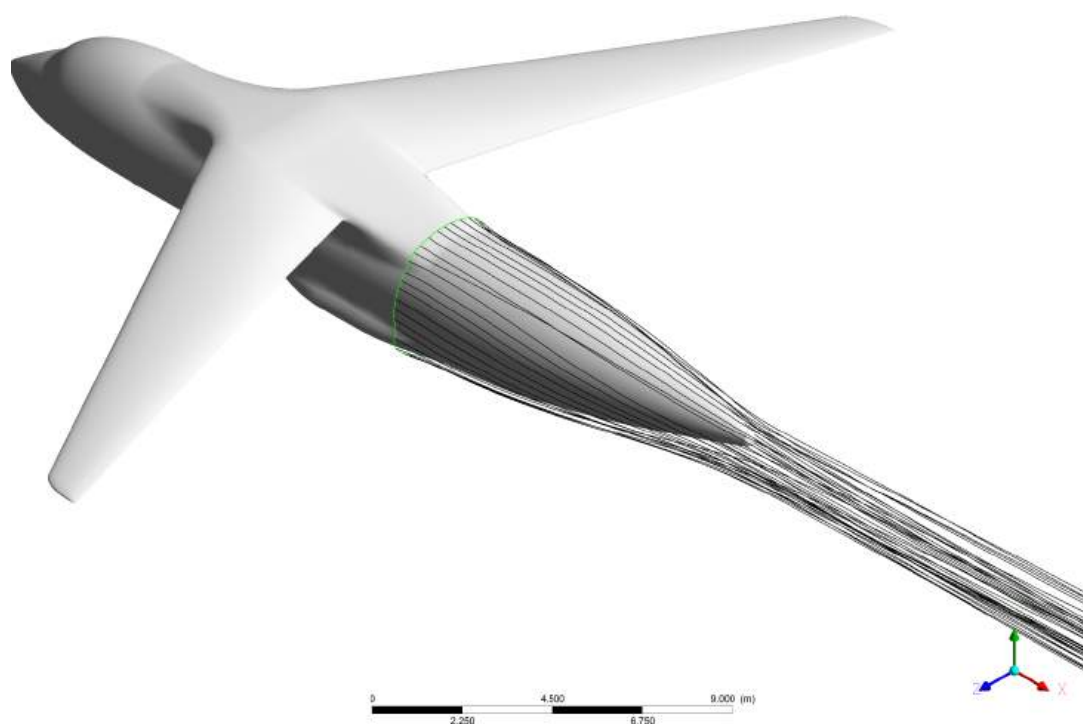


Рисунок 4.25 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

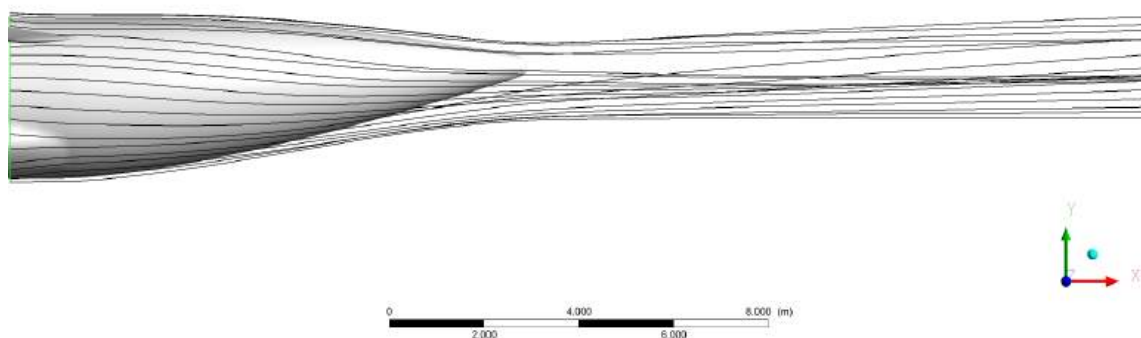


Рисунок 4.26 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з базовою хвостовою частиною фюзеляжу при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид збоку)

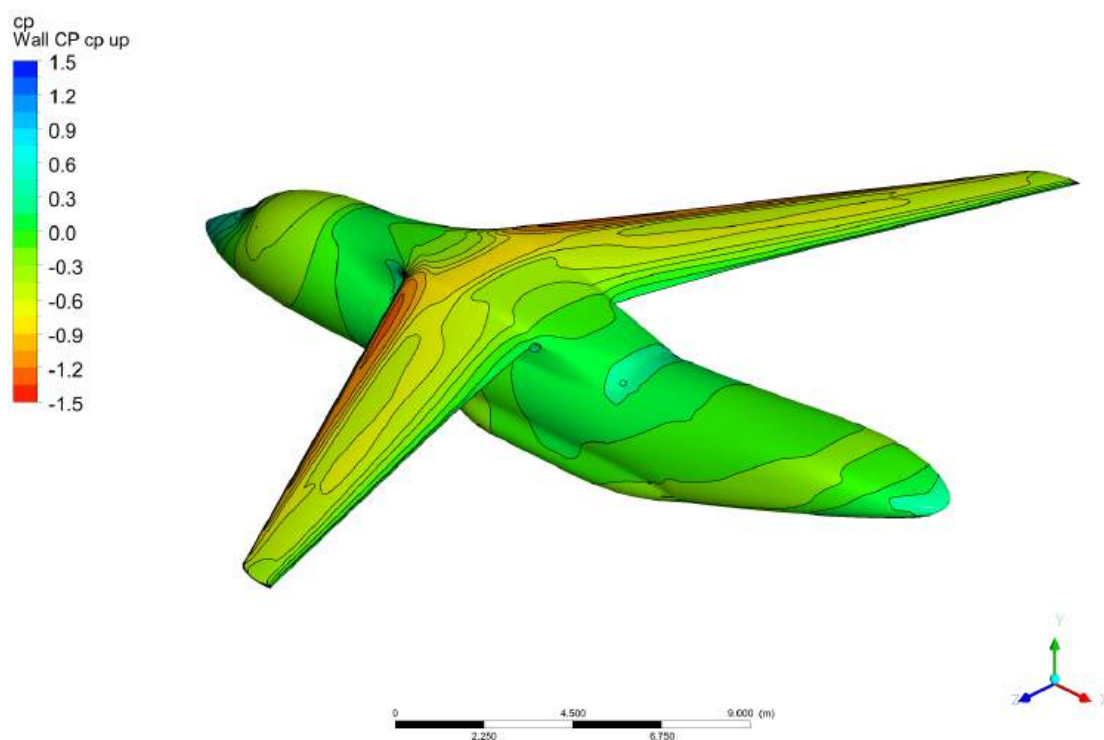


Рисунок 4.27 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

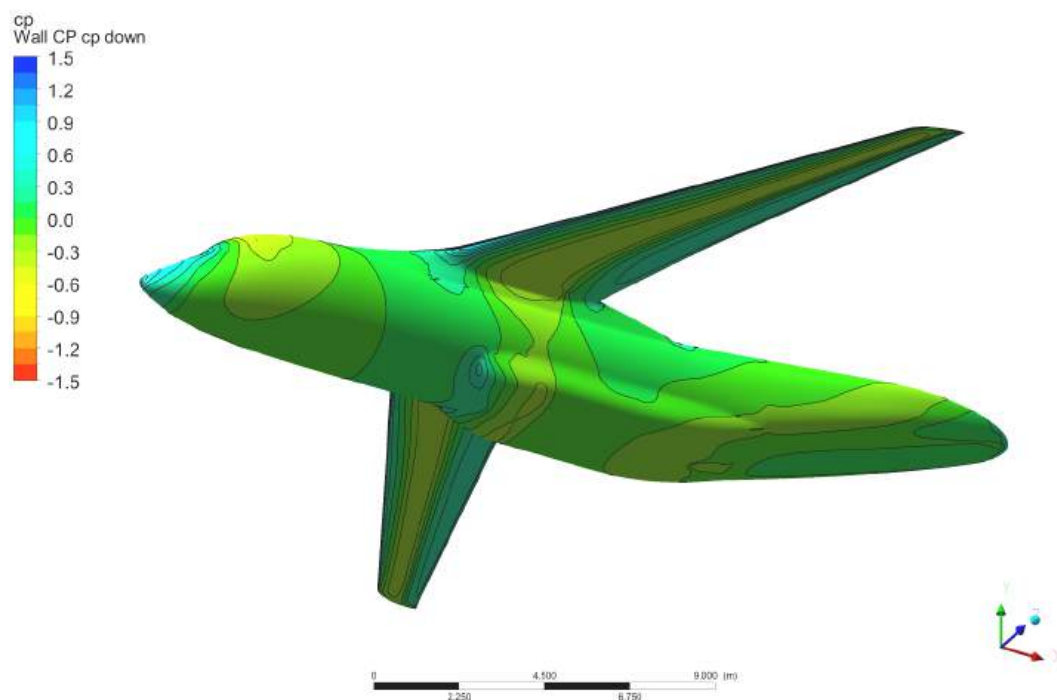


Рисунок 4.28 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

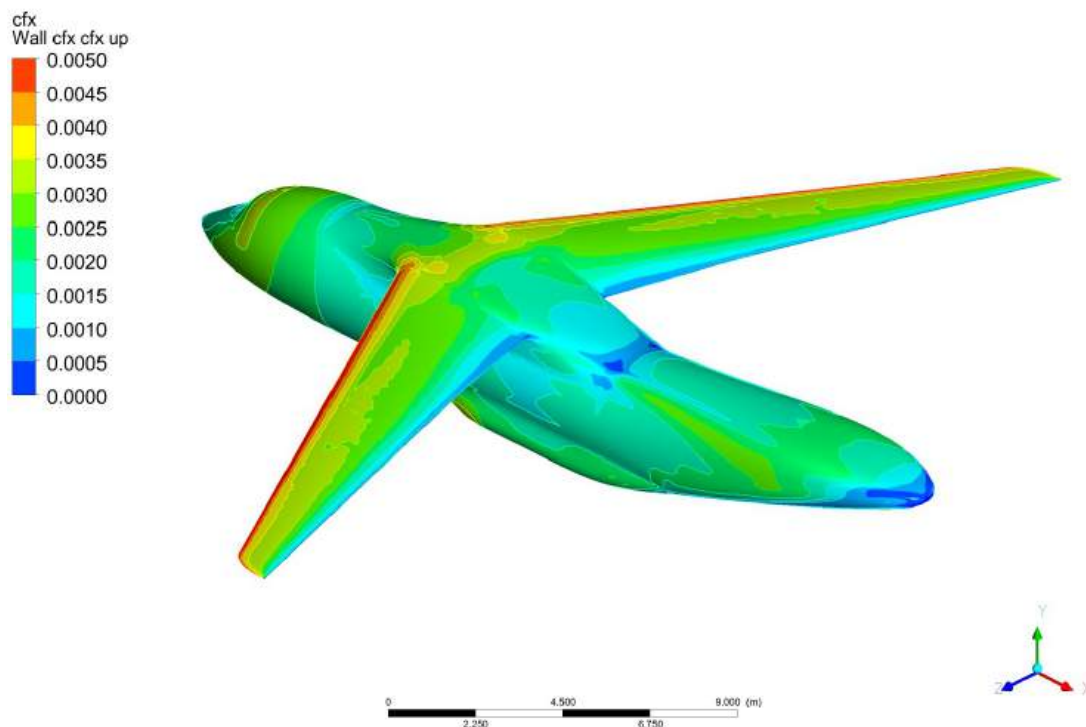


Рисунок 4.29 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

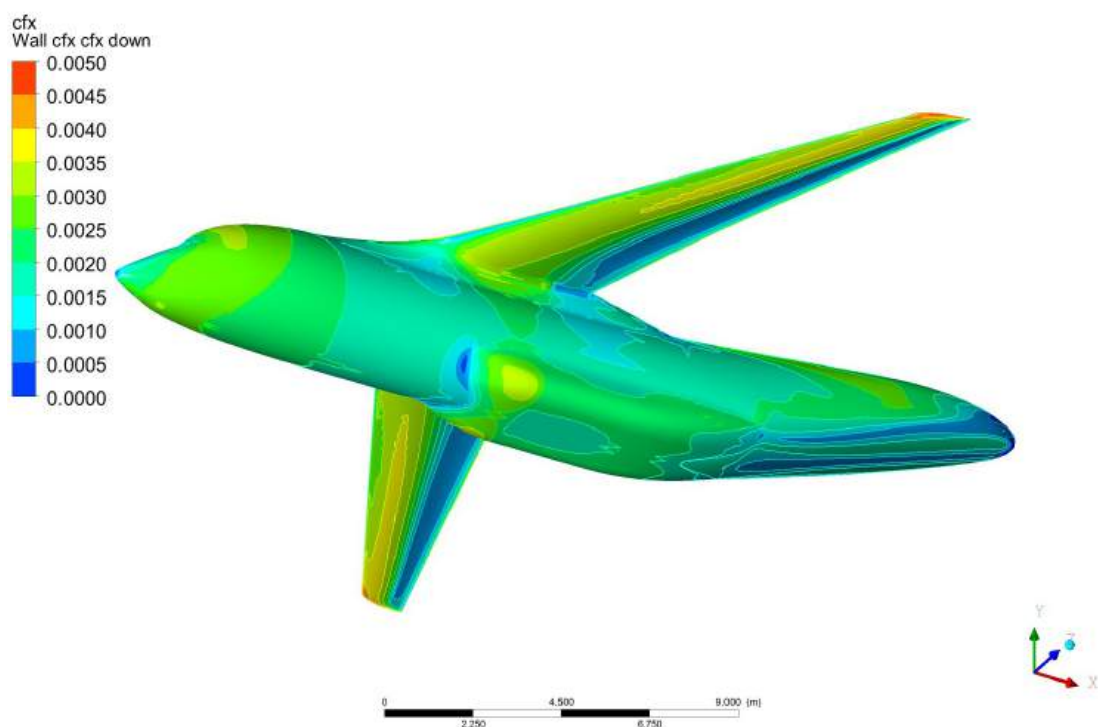


Рисунок 4.30 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

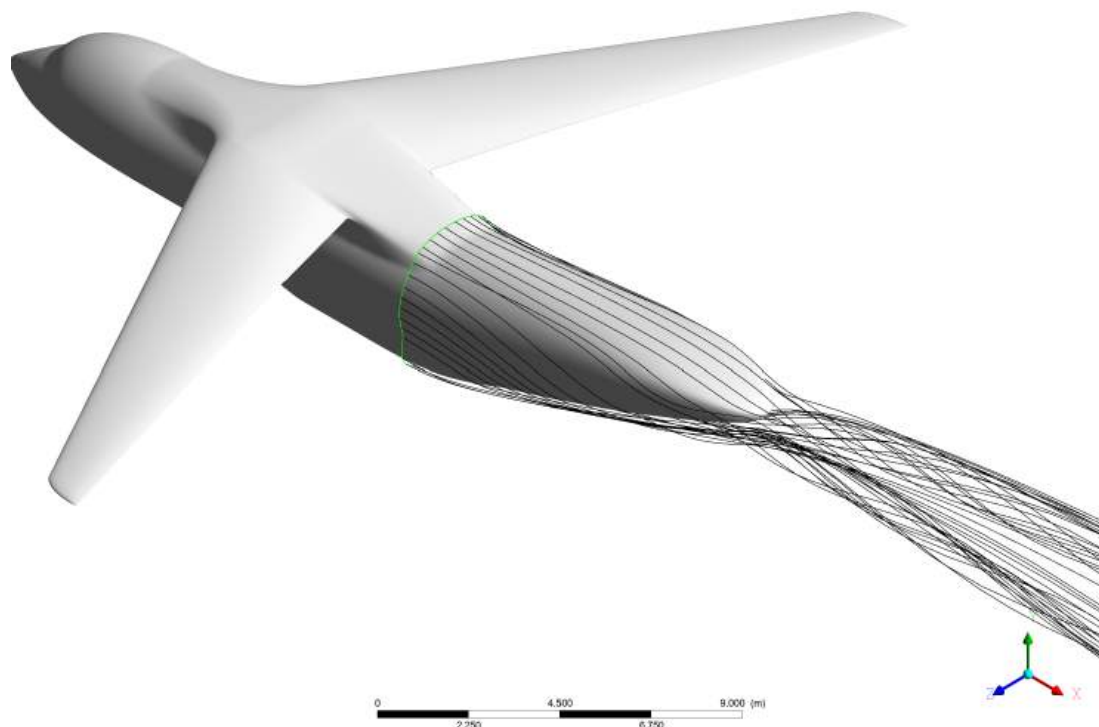


Рисунок 4.31 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

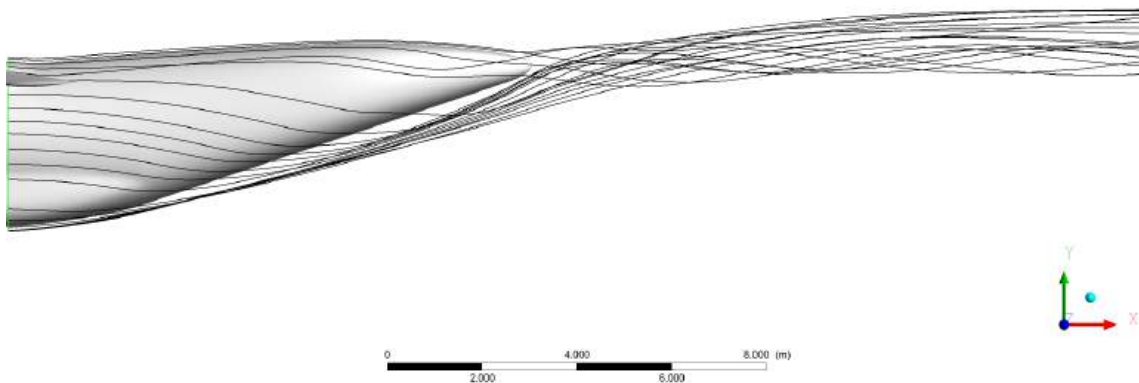


Рисунок 4.32 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «А» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид збоку)

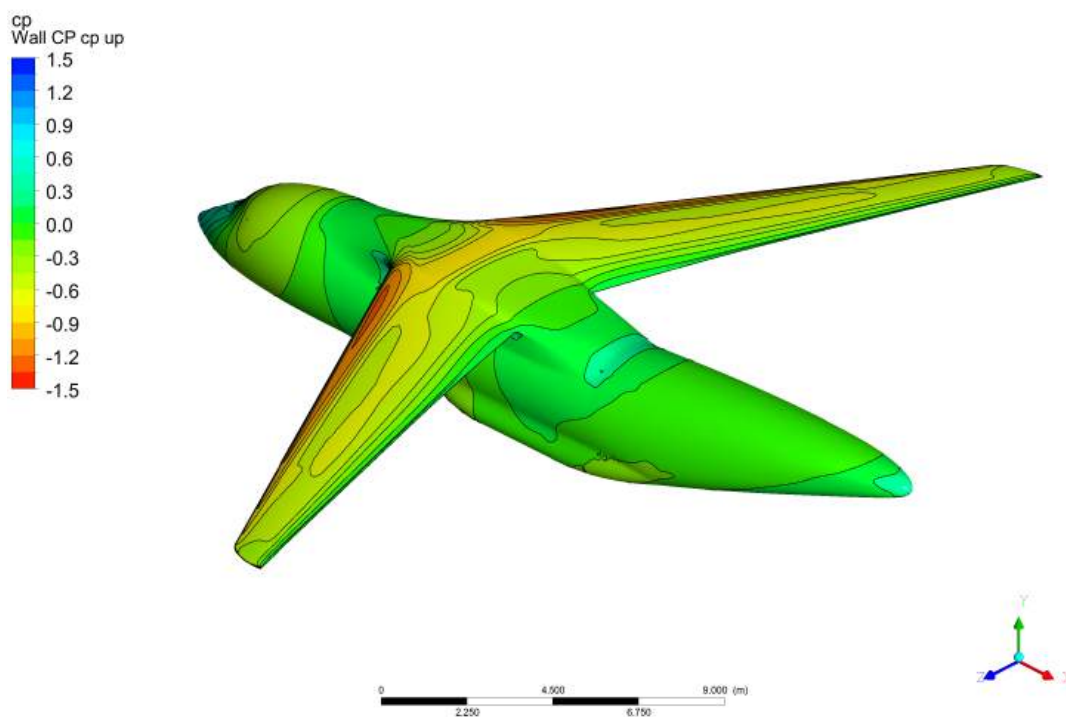


Рисунок 4.33 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

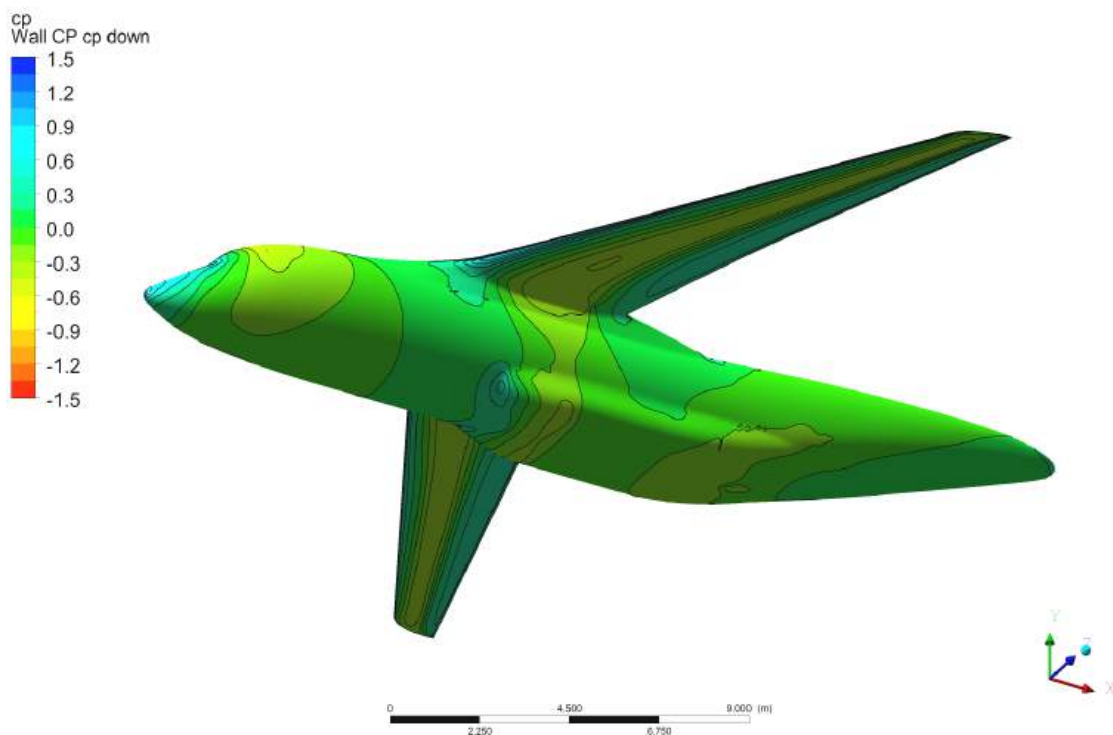


Рисунок 4.34 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

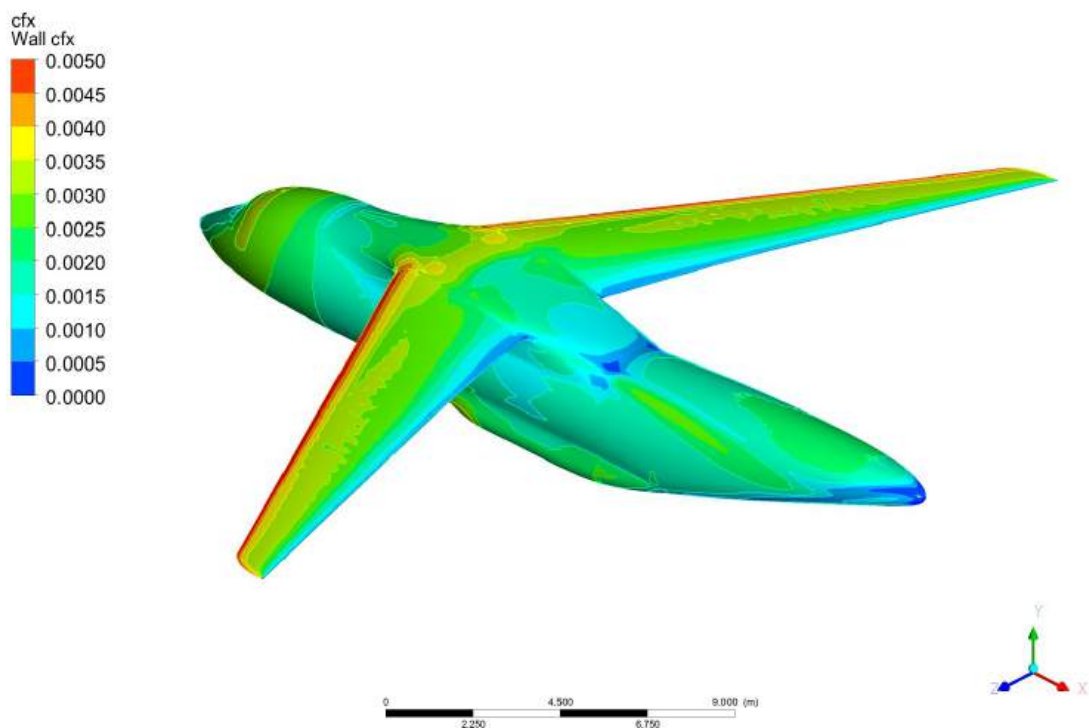


Рисунок 4.35 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

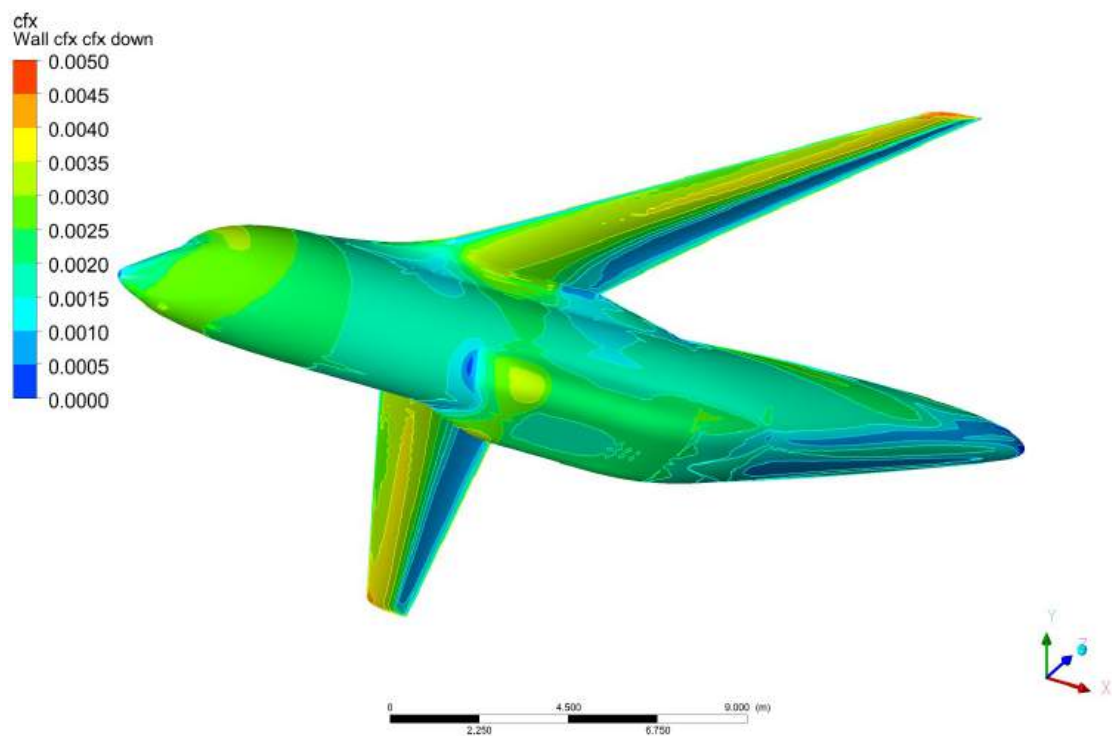


Рисунок 4.36 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M=0.75$, $C_y=0.5$, $H=11000\text{м}$ (вид знизу)

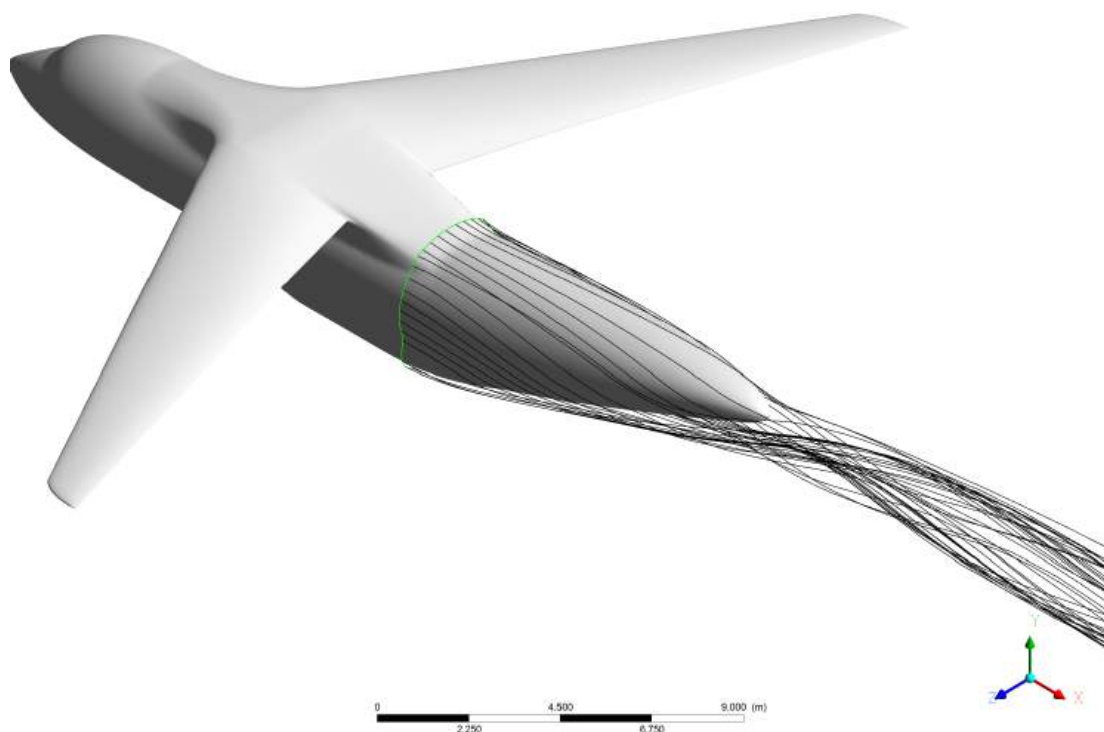


Рисунок 4.37 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000\text{ м}$ (вид зверху)

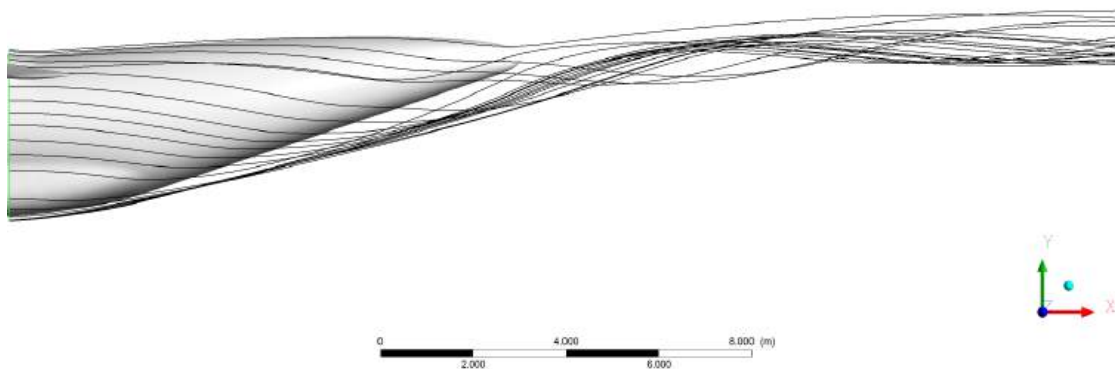


Рисунок 4.38 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Б» і «Д» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид збоку)

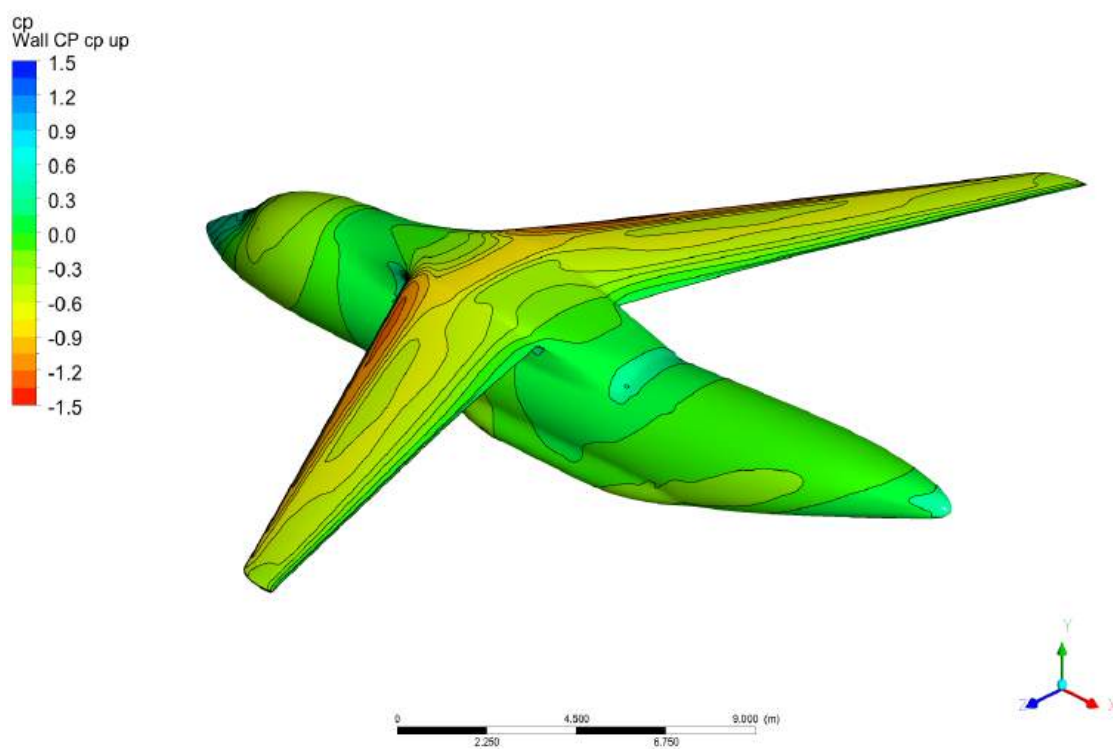


Рисунок 4.39 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

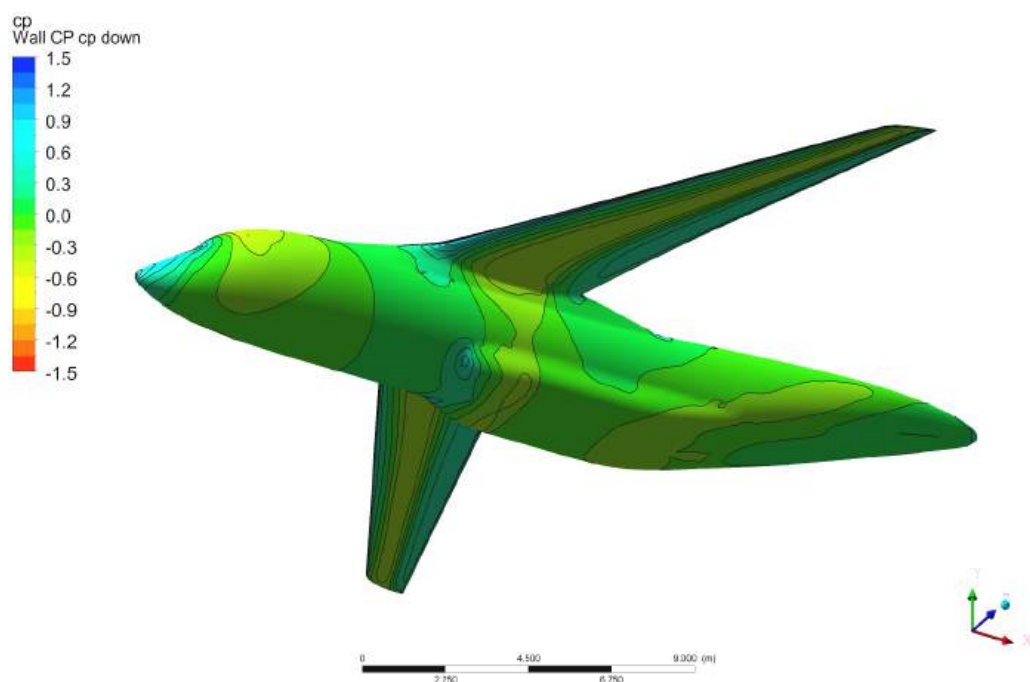


Рисунок 4.40 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

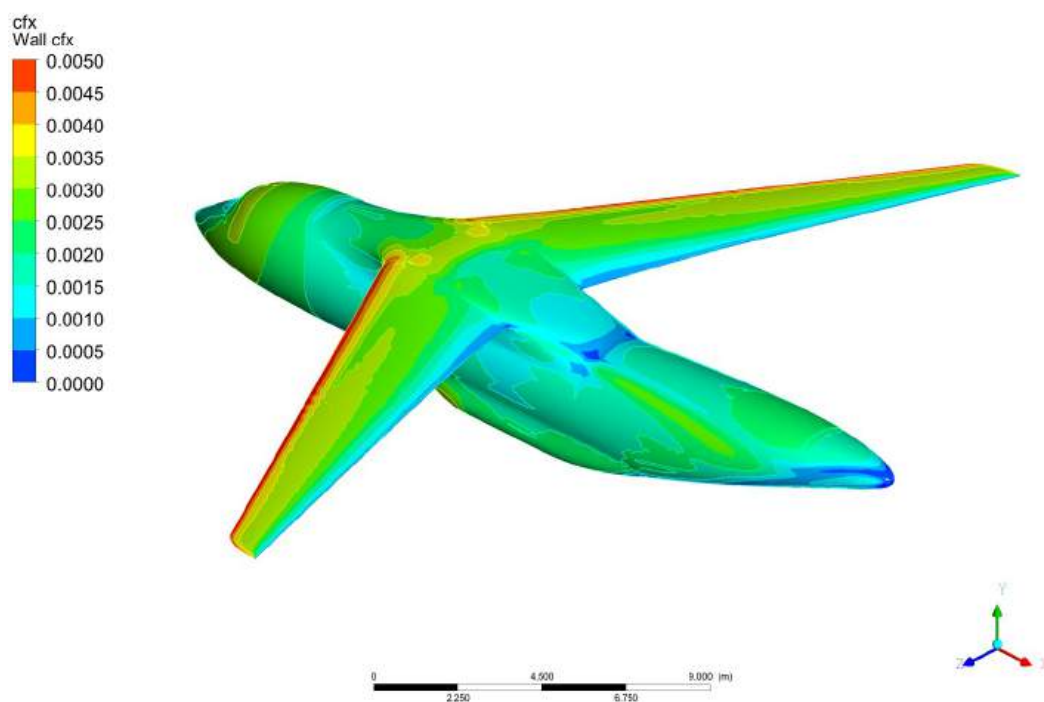


Рисунок 4.41 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

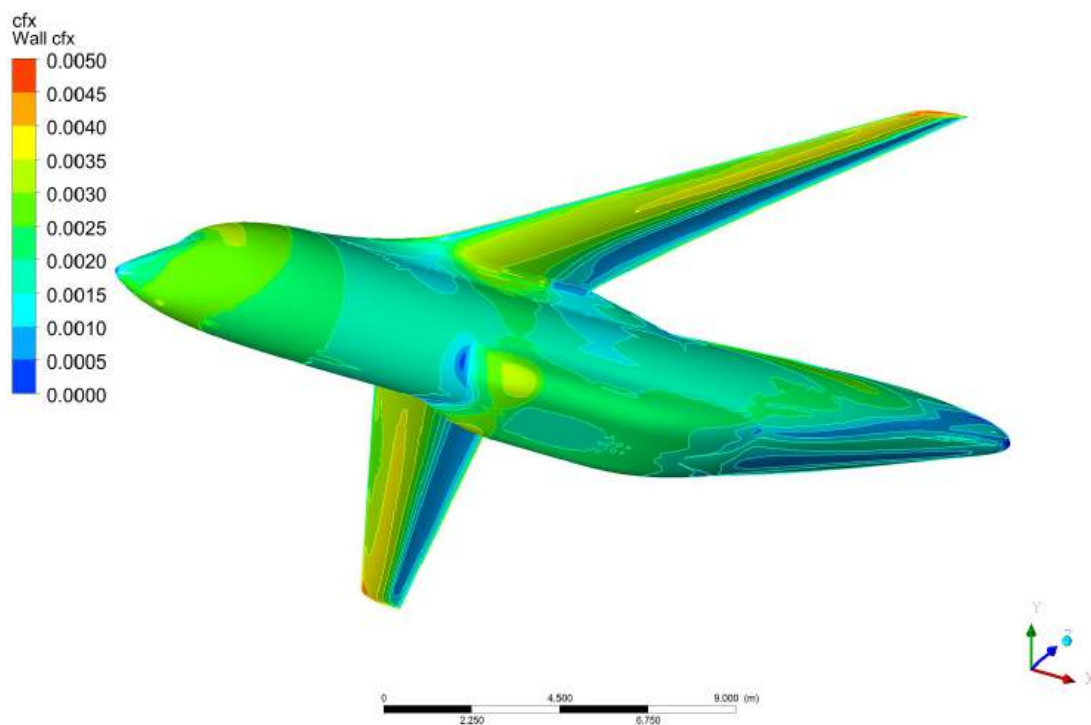


Рисунок 4.42 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

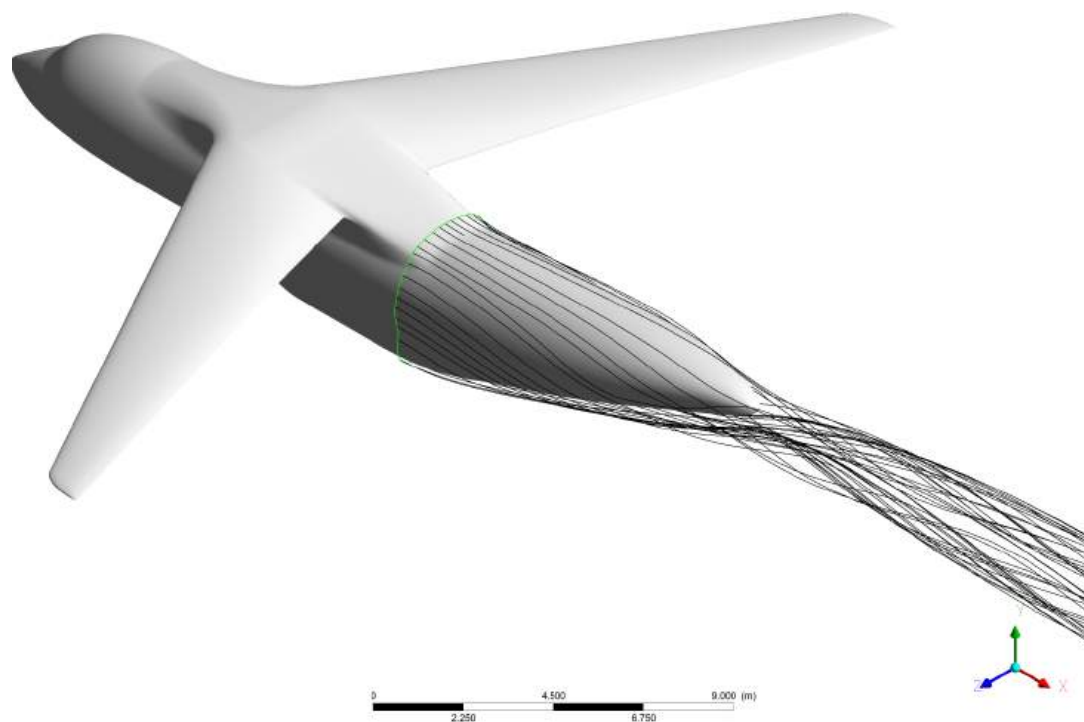


Рисунок 4.43 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

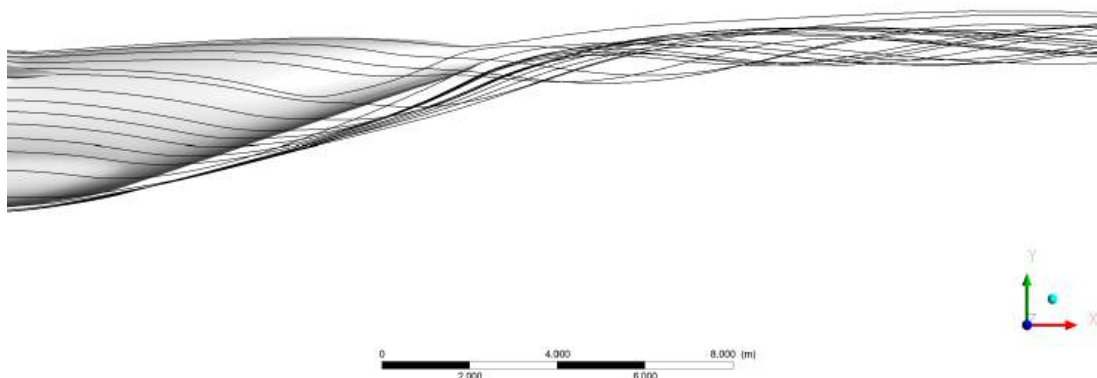


Рисунок 4.44 - Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «В» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид збоку)

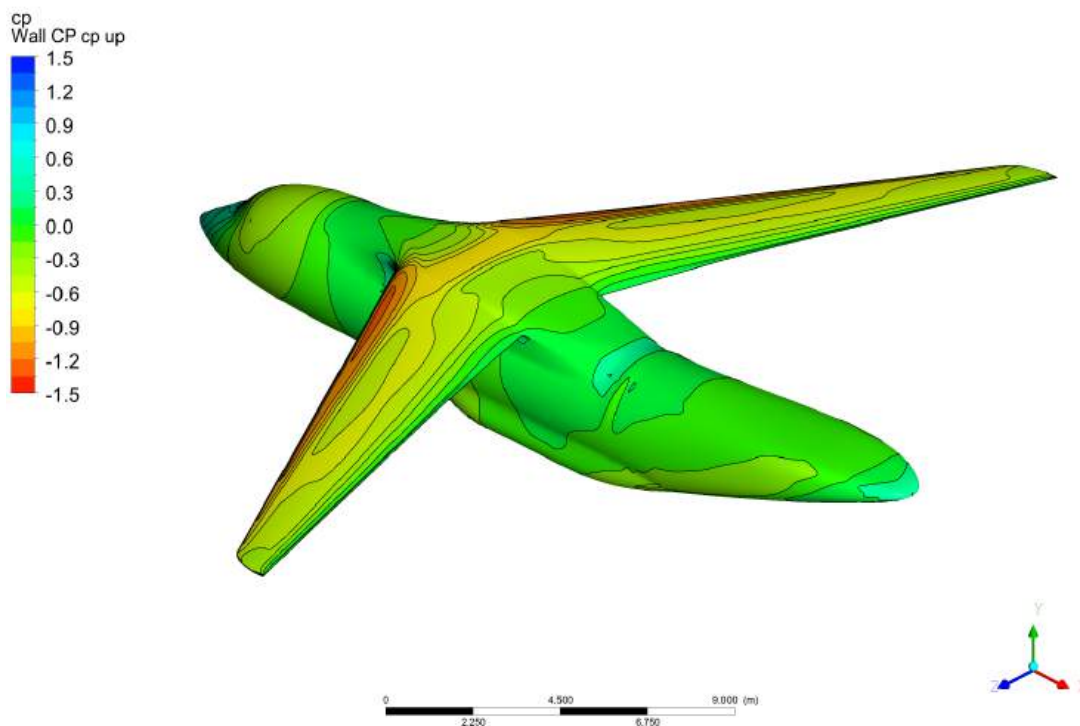


Рисунок 4.45 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

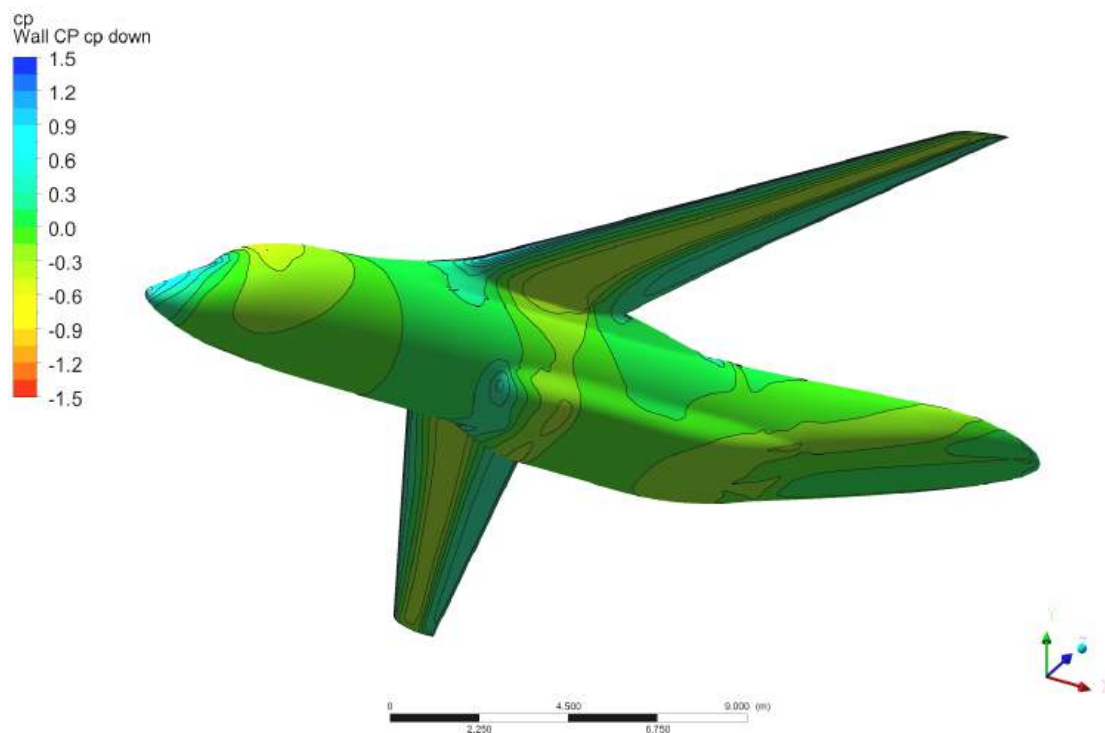


Рисунок 4.46 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тиску (C_p) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

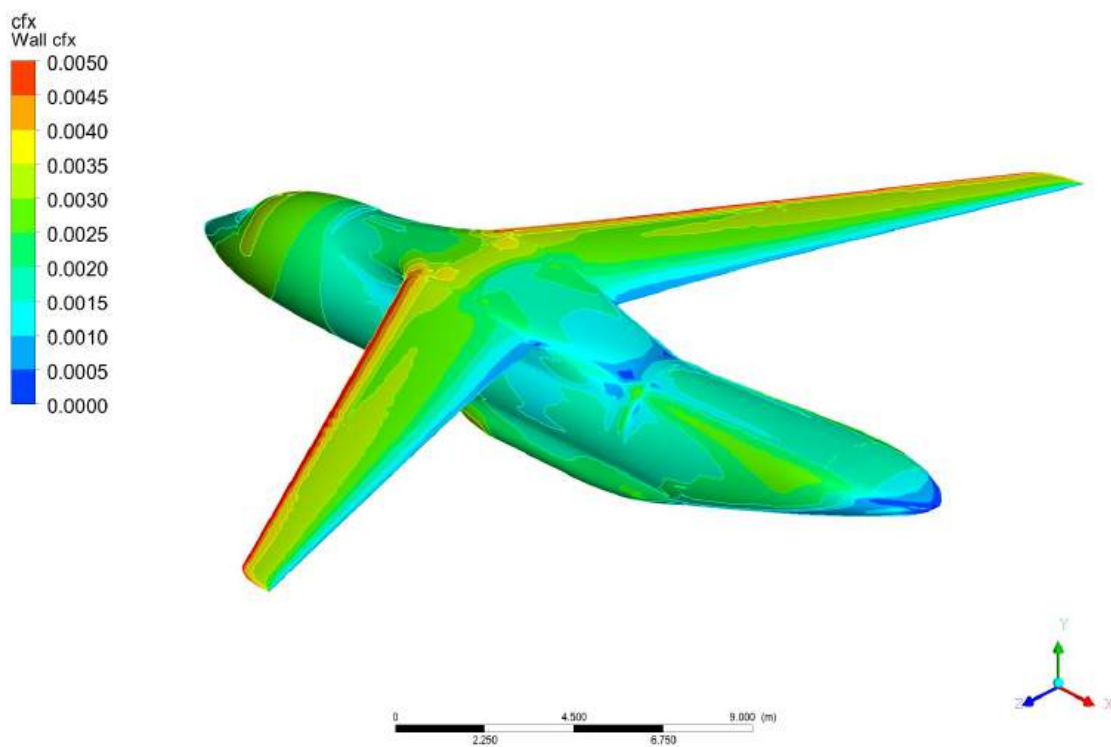


Рисунок 4.47 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

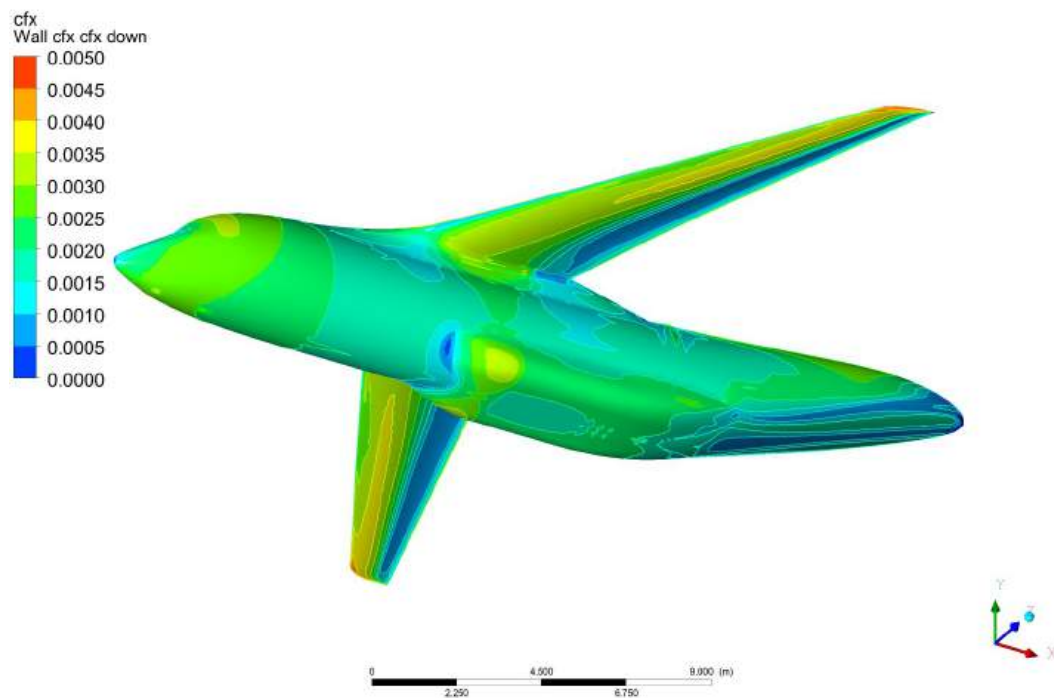


Рисунок 4.48 – Загальний вигляд розподілу коефіцієнта тертя (C_{fx}) на поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид знизу)

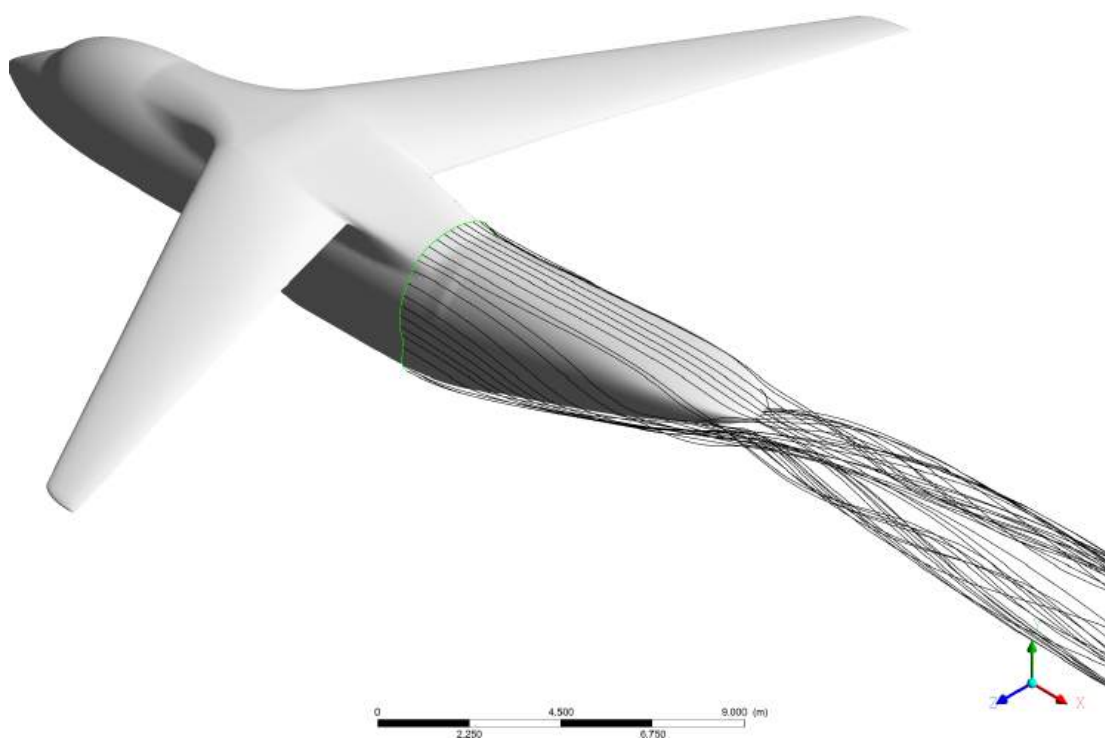


Рисунок 4.49 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид зверху)

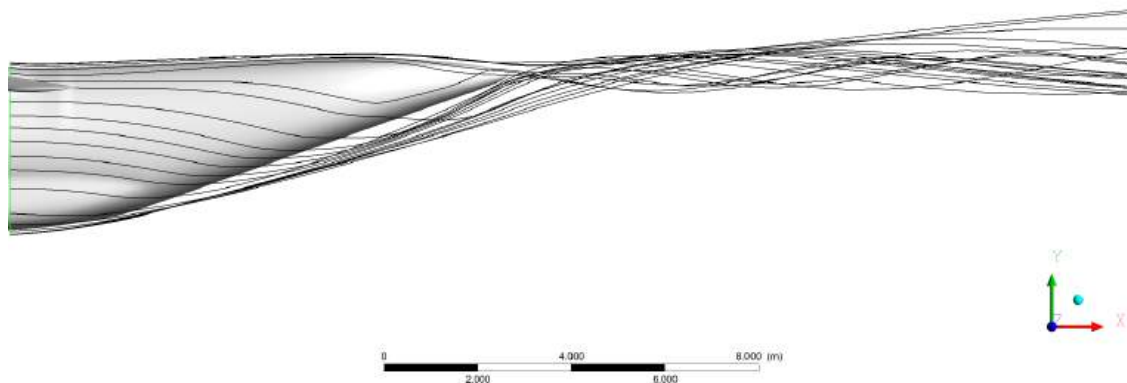


Рисунок 4.50 – Загальний вигляд розподілу ліній току на відстані 100 мм від поверхні літака з хвостовою частиною фюзеляжу типу «Е» при $M = 0,75$, $C_y = 0,5$, $H = 11000$ м (вид збоку)

Для підтвердження правильності методу результати були порівняні з реальними дослідженнями в аеродинамічній трубці літака Ан-148, що можна візуально оцінити на рисунках 4.51-4.52.

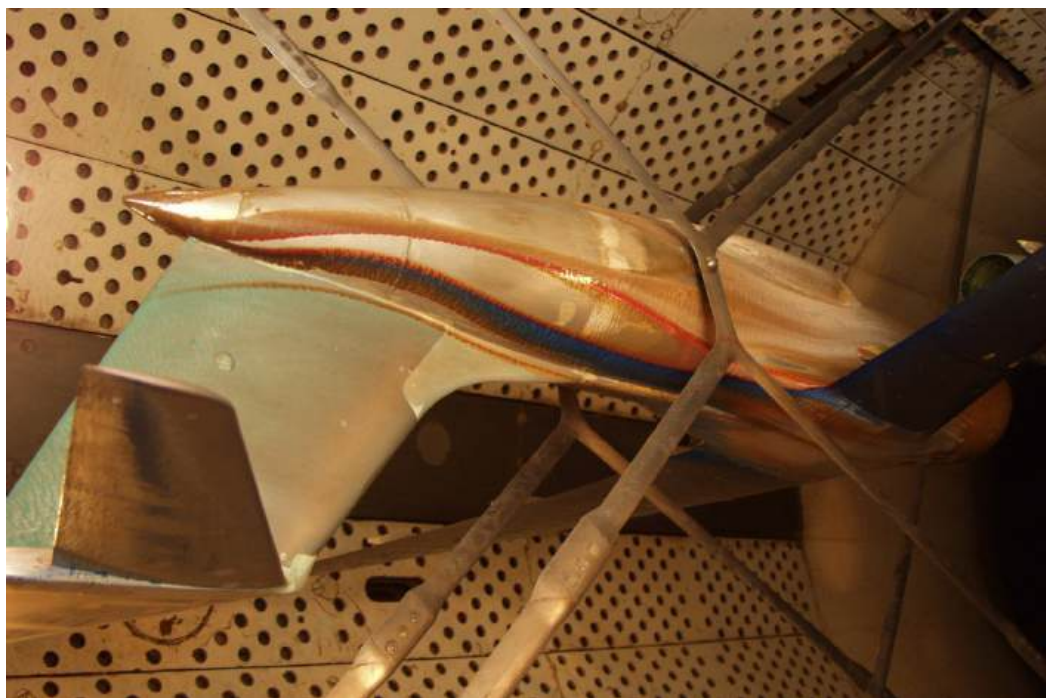


Рисунок 4.51 – Зовнішній вигляд фізичних досліджень обтікання моделі

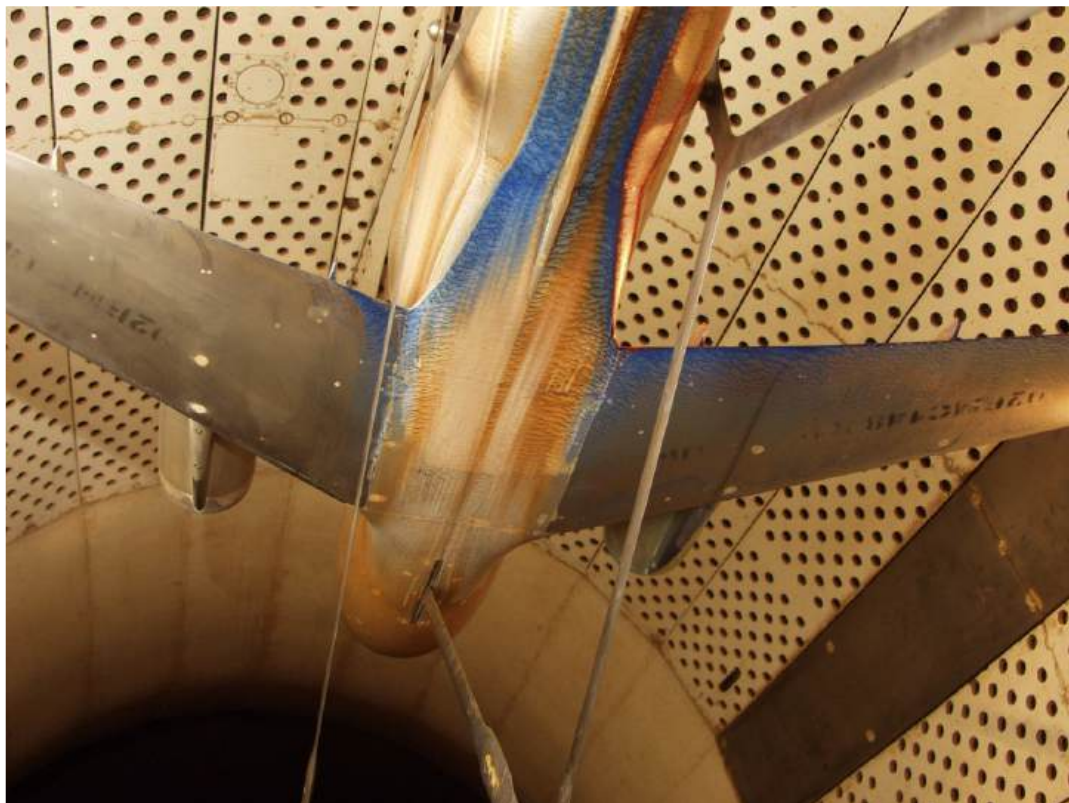
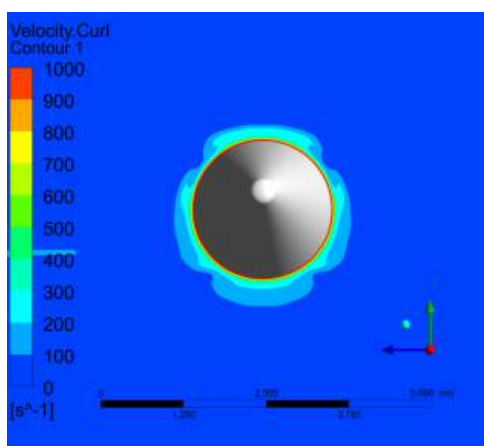
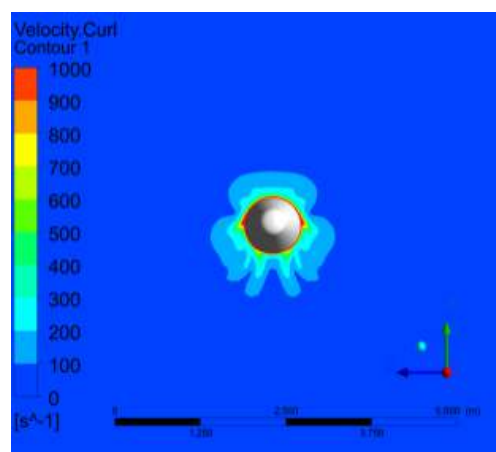


Рисунок 4.52 – Зовнішній вигляд фізичних досліджень обтікання моделі

Також було виконано дослідження та порівняння інтенсивності вихрів в ФЗ (рис.4.53) та геометрії хвостової частини фюзеляжу у різних виконаннях (рис. 4.54, 4.55).



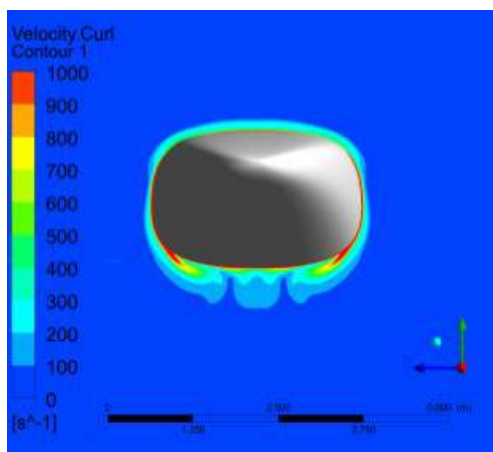
$x = 22$ (м)



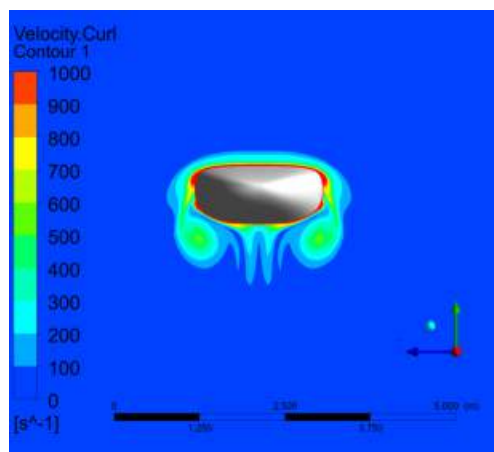
$x = 25$ (м)

Ан-148 з існуючою формою хвостової частини

Рисунок 4.53 – Порівняння інтенсивності вихрів в перерізі пендикулярному ПСЛ (відстань перерізу задається від носу літака), аркуш 1

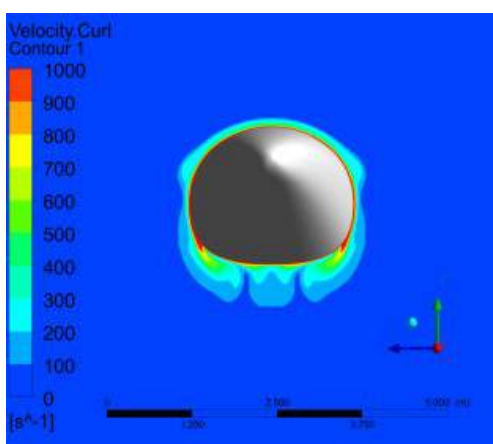


$x = 22 \text{ (м)}$

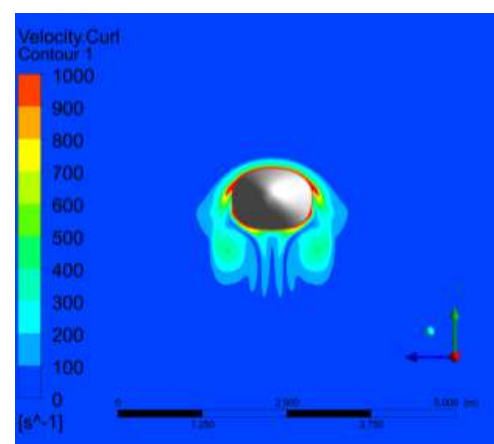


$x = 25 \text{ (м)}$

АН-1Х8 з варіантом хвостової частини "Тип А"

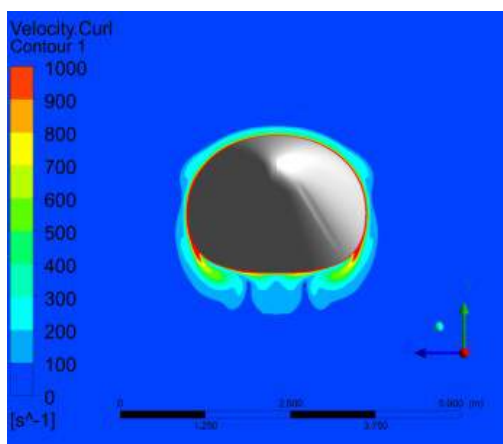


$x = 22 \text{ (м)}$

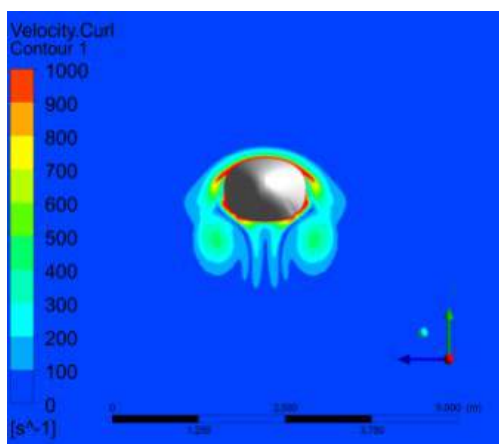


$x = 25 \text{ (м)}$

АН-1Х8 з варіантом хвостової частини "Тип Б" і "Тип Д"

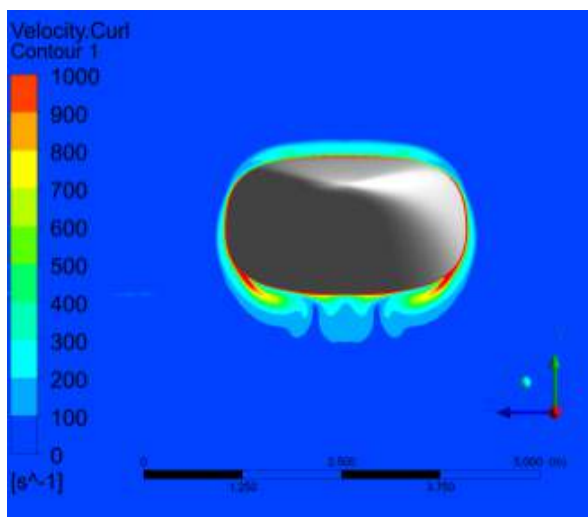


$x = 22 \text{ (м)}$

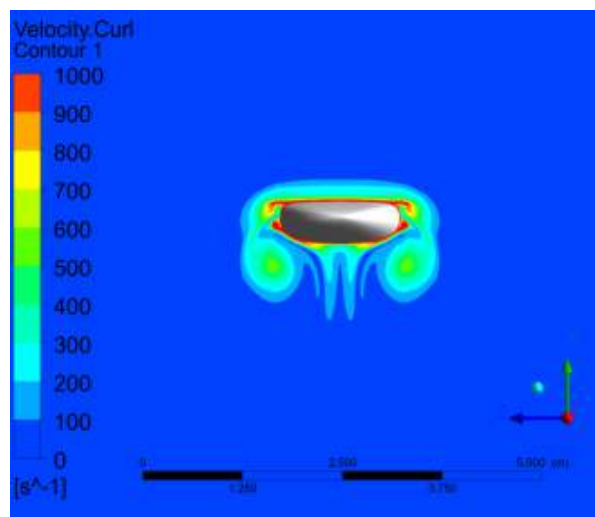


$x = 25 \text{ (м)}$

АН-1Х8 з варіантом хвостової частини "Типу В"



$x = 22$ (м)



$x = 25$ (м)

Ан-1Х8 з варіантом хвостової частини "Типу Е"

Рисунок 4.53, аркуш 3

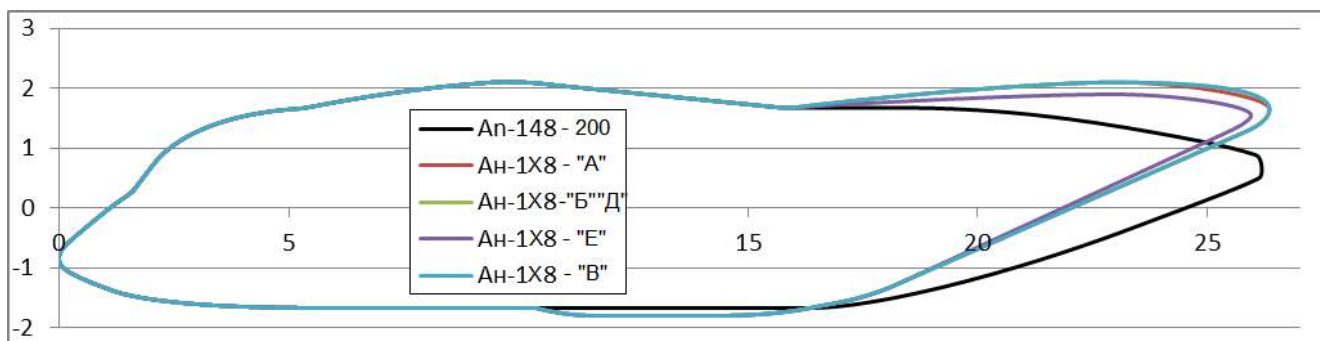


Рисунок 4.54 – Перерізи площини симетрії літака з різними формами хвостових частин

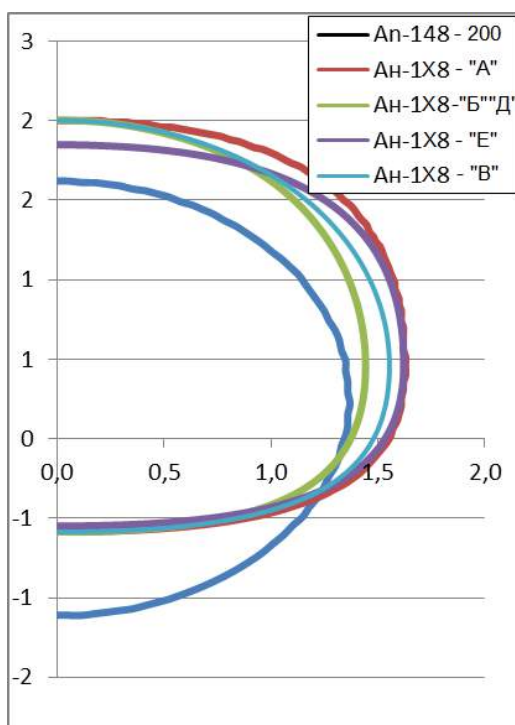


Рисунок 4.55 – Перерізи хвостової частини фюзеляжу літака Ан-1Х8 на відстані

$$X = 20m$$

$$H = 11000 \text{ m}$$

$$M = 0.75$$

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

Рисунок 4.56 – Скріншот результатів програмних розрахунків аеродинамічних характеристик літака Ан-1Х8 з різними варіантами хвостової частини фюзеляжу

Після проведення аеродинамічних розрахунків літака з різними типами хвостових частин [127], які були виконані на режимі крейсерського польоту на висоті 11000 метрів на швидкості $M = 0,75$, можна зробити наступні висновки. Найбільшу аеродинамічну якість, яка в розрахунковій конфігурації складає 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» складає 20,02 одиниці, що на 5,35 % гірше, ніж у базового варіанта. Слідом за цим типом йде 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. 4.56).

4.4 Розрахунок масових характеристик літака з різними типами хвостових частин фюзеляжу

4.4.1 Алгоритм розрахунку омиваємої площі S_{om}

Омиваєма площа літака визначається як сума омиваємих площ його частин:

$$S_{om} = S_f + S_{kr} + S_{mg} + S_{op} + S_{kap}. \quad (4.1)$$

Визначення омиваємої площі фюзеляжу S_f :

$$S_f = \left(\frac{l_f}{D_f} - 1 \right) \times 3.039 \times D_f^2, \quad (4.2)$$

де D_f – діаметр фюзеляжу (початкові дані);

l_f – довжина фюзеляжу (початкові дані).

Визначення омиваємої площі крила S_{kr} :

$$S_{kr} = S_{wing} \times 2 - (b_0 + b_{\text{борт}}) \times D_f/2, \quad (4.3)$$

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

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

b_0 – осьова хорда;

$b_{\text{борт}}$ – бортова хорда.

Визначення омиваємої площі КАП:

$$S_{\text{кап}} = S_{\text{wing}} \times 0.02 \times 2. \quad (4.4)$$

Визначення омиваємої площі гондол двигунів S_{mg} :

а) якщо двигун турбогвинтовий:

$$S_{mg} = N_{mg} \times (2 \times S_{pil} + 3.14 \times D_{mg} \times l_{mg} \times 0.85 \times 0.9); \quad (4.5)$$

б) якщо двигун турбореактивний:

$$S_{mg} = N_{mg} \times (2 \times S_{pil} + 3.14 \times D_{mg} \times l_{mg} \times 0.85); \quad (4.6)$$

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 омиваємої площі оперення S_{op} :

а) Т-подібне оперення:

$$S_{op} = 2 \times S_{vo} + S_{go} \times 2; \quad (4.7)$$

б) палубне оперення:

$$S_{op} = 2 \times S_{vo} + S_{go} \times 1.65, \quad (4.8)$$

де S_{vo} – площа проєкції вертикального оперення.

S_{go} – площа проєкції горизонтального оперення.

Якщо відомі довжина носової частини фюзеляжу $L_{f\text{нос}}$ і хвостової частини фюзеляжу $L_{f\text{хвост}}$, то омиваєма площа фюзеляжу може бути оцінена за наступними формулами:

1. ЦАГІ:

$$S_f = D_f^2 \times \pi \times \left(\lambda_f - 0.183 \times \frac{L_{f\text{НОС}}}{D_f} - 0.314 \times \frac{L_{f\text{ХВОСТ}}}{D_f} \right). \quad (4.9)$$

2. AIRBUS:

$$S_f = D_f^2 \times \pi \times \left(\lambda_f - 0.26 \times \left(\frac{L_{f\text{НОС}}}{D_f} + \frac{L_{f\text{ХВОСТ}}}{D_f} \right) \right). \quad (4.10)$$

3. Торенбик:

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

$$\lambda_f = \frac{l_f}{D_f}. \quad (4.11)$$

4.4.2 Статистична оцінка питомих характеристик фюзеляжу

У залежності від значення омиваємої площі фюзеляжу ($S_{\text{ом}}$, м^2) і попередньо вибраної злітної ваги літака (M_0 , т) проводиться розрахунок маси (M_f , кг) і питомої маси (Q , кг/м^2) конструкції фюзеляжу для транспортного літака згідно статистичних даних літаків «Ан».

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

Формула розрахунку омиваємої площі фюзеляжу:

$$S_{\Phi} = \left(\frac{l_{\Phi}}{D_{\Phi}} - 1 \right) \times 3.039 \times D_f^2, \quad (4.12)$$

де D_{Φ} – діаметр фюзеляжу (початкові дані);

l_{Φ} – довжина фюзеляжу (початкові дані).

Усі наступні формули отримані шляхом апроксимації статистичних даних (табл. 4.3).

Формула розрахунку маси фюзеляжу для транспортного літака:

$$M_{\Phi} = 8.0357 \times M_0^{0.2326} \times S_{\text{ом}}. \quad (4.13)$$

Таблиця 4.3 – Статистичні данні

Літак	Злітна маса M_0 , т	Питома вага фюзеляжу Q , кг/м ²
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):

$$M_{\Phi} = 7,4775 \times M_0^{0,2519} \times S_{\text{ом}}. \quad (4.14)$$

4.4.3 Розрахунок маси фюзеляжу вантажного літака схеми високоплан

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

$$M_{\Phi} = M_{\text{обол.}} + M_{\text{вир.}} + M_{\text{під.}} + M_{\text{цск}} + M_{\text{обт.ш.}} + M_{\text{вир.зад.}} + M_{\text{зал.дод.}} \quad (4.15)$$

Визначення маси оболонки фюзеляжу $M_{\text{обол.}}$:

$$M_{\text{обол.}} = M_{\text{взл.}}^{0,25} \times M_{\text{вант}}^{0,17} \times D_{\Phi}^{1,5} \times \lambda_{\Phi} \times (P_{\text{експ.}} \times 0.3 + 1) \times 11.5 \times k, \quad (4.16)$$

де $k = 1$, якщо $M_{\text{взл.}} > 80$ т, інакше $k = M_{\text{взл.}}^{0,1755} \times 0.4617$.

Визначення маси вирізів. Даною методикою [23] передбачено врахування маси таких елементів вирізів у фюзеляжі:

D – двері пасажирська 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;

котрі характеризуються кількістю n_b , висотою h_b і шириною вирізу b_b . Наступні формули приведені для всіх елементів вирізів у випадках герметичних ($P_{\text{експ.}} > 0$) і не герметичних ($P_{\text{експ.}} = 0$) відсіків фюзеляжу відповідно.

Маса двері пасажирської і екіпажу (D):

а) герметичний відсік:

$$M_D = P_{\text{експ.}}^{0.5} \times 44.2 \times h_b \times b_b + 22.3 \times (h_b \times b_b)^{0.5} \times 1.4; \quad (4.17)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_D = 9,765 \times h_b \times b_b + 14,9 \times (h_b \times b_b)^{0.5}. \quad (4.18)$$

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

а) герметичний відсік:

$$M_{LP} = P_{\text{експ.}}^{0.5} \times 48.8 \times h_b \times b_b + 35.7 \times (h_b \times b_b)^{0.5}; \quad (4.19)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_{LP} = 9,765 \times h_b \times b_b + 14,9 \times (h_b \times b_b)^{0.5}. \quad (4.20)$$

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

а) герметичний відсік:

$$M_{LZ} = P_{\text{експ.}}^{0.5} \times 48.8 \times h_b \times b_b + 50.6 \times (h_b \times b_b)^{0.5}; \quad (4.21)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_{LZ} = 9,765 \times h_b \times b_b + 14,9 \times (h_b \times b_b)^{0.5}. \quad (4.22)$$

Маса аварійного виходу (AV):

а) герметичний відсік:

$$M_{AV} = P_{\text{експ.}}^{0.5} \times 32.2 \times h_b \times b_b + 26.8 \times (h_b \times b_b)^{0.5} \times 1.25; \quad (4.23)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_{AV} = 9,765 \times h_b \times b_b + 11.2 \times (h_b \times b_b)^{0.5}. \quad (4.24)$$

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

а) герметичний відсік:

$$M_I = 23.8 \times h_b \times b_b \times B_\phi^{0.5}; \quad (4.25)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_I = 12.2 \times h_B \times b_B. \quad (4.26)$$

Маса вантажної двері (DG):

а) герметичний відсік:

$$M_{DG} = P_{\text{експ.}}^{0.5} \times 55.24 \times h_B \times b_B; \quad (4.27)$$

б) не герметичний відсік:

$$M_{DG} = 9,765 \times h_B \times b_B + 14,9 \times (h_B \times b_B)^{0.5}. \quad (4.28)$$

Важливо із загальної маси оболонки $M_{\text{обол.}}$ вирахувати масу оболонки під кожний виріз:

$$M_{\text{вир.обол.}} = h_B \times b_B \times Q_{\text{обол.}}, \quad (4.29)$$

$$Q_{\text{обол.}} = \frac{M_{\text{обол.}}}{S_{\text{ом.обол.}}}. \quad (4.30)$$

Якщо омиваєма площа фюзеляжу не задана, то омиваєма площа оболонки фюзеляжу рахується за формулою:

$$S_{\text{ом.фюз}} = S_{\text{ом.обол.}} = \left(\frac{l_{\Phi}}{D_{\Phi}} - 1 \right) \times 3.039 \times D_f^2. \quad (4.31)$$

Визначення маси підлоги. Дана методика враховує наступні конфігурації підлоги:

PB – вантажна підлога з наявністю багажників під підлогою;

PN – вантажна підлога на низинках шпангоутів;

PM – вантажна підлога для перевезення важких моновантажів.

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

$$M_{\text{під}} = M_{\text{підл.вант}} + M_{\text{підл.екіп.}} \quad (4.32)$$

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

$$M_{\text{підл.вант}} = 81.8 \times b_{\text{підл}} \times m_{\text{вант}}^{0.5}, \quad (4.33)$$

$$M_{\text{підл.екіп.}} = l_{\text{каб.}} \times b_{\text{підл}} \times 0,8 \times 0,5 \times Q_{\text{під}}, \quad (4.34)$$

$$Q_{\text{під}} = \frac{l_{\text{підл}} \times b_{\text{підл}}}{M_{\text{підл.вант.}}} \quad (4.35)$$

Маса вантажної підлоги на низинках шпангоутів (PN):

$$M_{\text{підл.вант}} = (l_{\text{підл}} \times b_{\text{підл}})^{1,045} \times 15, \quad (4.36)$$

$$M_{\text{підл.екіп.}} = l_{\text{каб.}} \times b_{\text{підл}} \times 0,8 \times 0,5 \times Q_{\text{під}}, \quad (4.37)$$

$$Q_{\text{під}} = \frac{l_{\text{підл}} \times b_{\text{підл}}}{M_{\text{підл.вант}}} \quad (4.38)$$

Маса вантажної підлоги для перевезення важких моновантажів (PM):

$$M_{\text{підл.вант}} = (l_{\text{підл}} \times b_{\text{підл}})^{1,045} \times 20, \quad (4.39)$$

$$M_{\text{підл.екіп.}} = l_{\text{каб.}} \times b_{\text{підл}} \times 0,8 \times 0,5 \times Q_{\text{під}}, \quad (4.40)$$

$$Q_{\text{під}} = \frac{M_{\text{підл.вант}}}{l_{\text{підл}} \times b_{\text{підл}}} \quad (4.41)$$

Маса ЦСК:

$$M_{\text{ЦСК}} = (\chi_{0.25} + 2)^{0,17} \times 6,8 \times M_0. \quad (4.42)$$

Маса обтічників шасі:

$$M_{\text{обт.ш.}} = S_{\text{обт.ш.}} \times Q_{\text{обт.ш.}} \quad (4.43)$$

Якщо омиваєма площа обтічників шасі $S_{\text{обт.ш.}}$ не задана, то вона рахується за наступною формулою:

$$S_{\text{обт.ш.}} = 2,097 \times n_{\text{стієк}}^{0,487} \times M_0^{0,572}. \quad (4.44)$$

Питома вага обтічників шасі $Q_{\text{обт.ш.}}$ рахується по формулі:

$$Q_{\text{обт.ш.}} = (V_{kr \max} + 100)^{0,7529} \times 0,0401, \quad (4.45)$$

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

Маса заднього вирізу:

$$M_{\text{вир.}} = (2 \times P_{\text{експ.}} + 1) \times L_{\text{вир.хв}} \times b_{\text{пол}}^2 \times M_0^{0,25} \times 9,4/D_{\Phi}. \quad (4.46)$$

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

$$M_{\text{інш.}} = 2.8 \times D_{\phi}^2 \times \lambda_{\phi} \times 1.26 + \left(1 + \frac{100}{340} \times \frac{Q_{\text{обт.ш.}}}{5} - \frac{100}{340}\right), \quad (4.47)$$

$$M_{\text{інш.}} = 3.528 \times D_{\phi} \times l_{\phi} \times (0.705882 + 0.058824 \times Q_{\text{обт.ш.}}). \quad (4.48)$$

Результатом стали розрахунки маси хвостової частини фюзеляжу для всіх варіантів та їх порівняння, які зведені в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Відомість мас та омиваємих поверхонь

	ФЗ Ан-148	ФЗ Тип А	ФЗ Тип Б	ФЗ Тип В	ФЗ Тип Д	ФЗ Тип Е
$\sum S_{\text{ом. ФЗ}},$ м^2	74,4	90,1206	79,9572	82,3855	79,9572	85,0073
m ФЗ, 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 в першому приближенні було прийнято, що найбільш оптимальною схемою вантажного люка і хвостовою частиною фюзеляжу для транспортної модифікації літака Ан-1Х8 є тип «Д». Це пов'язано з тим, що він на ряду з типом «Б» має найвищі показники аеродинамічної якості, дещо гірші вагові показники, ніж у типу «Б», але кращі, ніж у решти варіантів [55]. Крім цього, дана схема забезпечує високі експлуатаційні показники за рахунок невеликої кількості рухомих агрегатів і, як результат, простішої системи керування, зручності завантаження колісної техніки за рахунок розкладки гермотрапа.

Для прийняття кінцевого рішення необхідно виконати розрахунок центрування літака.

Розрахунок центрування літака проведено в певній послідовності [94].

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

Центрувальні відомості складено для таких випадків:

1) порожній літак, $m_{\text{пор}} = 21$ т;

- 2) зліт, шасі випущено, максимальне комерційне навантаження, $m_0 = 40$ т;
- 3) набір висоти, шасі прибрано, політ на максимальну дальність, $m_0 = 40$ т;
- 4) посадка, шасі випущено, вантаж в передній частині вантажної кабіни, $m_0 = 33$ т;
- 5) зниження, шасі прибрано, вантаж в хвостовій вантажній кабіні, $m_0 = 33$ т.

Координати центра маси літака визначають як $x_{ц.м} = \frac{\sum m_i \times x_i}{\sum m_i}$.

Центрування літака розраховують за формулою

$$x = \frac{x_{ц.м} - x'_a}{b_a}, \quad (4.49)$$

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

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

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

Складаємо центрувальні відомості для всіх агрегатів. У таблиці 4.5 наведено значення мас і координати для злітної конфігурації. У інших конфігураціях положення центра мас шасі і маса палива змінюються відповідно до випадку компонування. Розглянемо найбільш характерні випадки завантаження літака. Результати розрахунків наведено в таблиці 4.6.

Результати розрахунків центрування показані на рисунку 4.57 у вигляді діаграми експлуатаційного центрування.

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

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

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

Таблиця 4.5 – 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	2340	13,6	31824	2,35	5499

Закінчення табл. 4.5

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 4.6 – 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

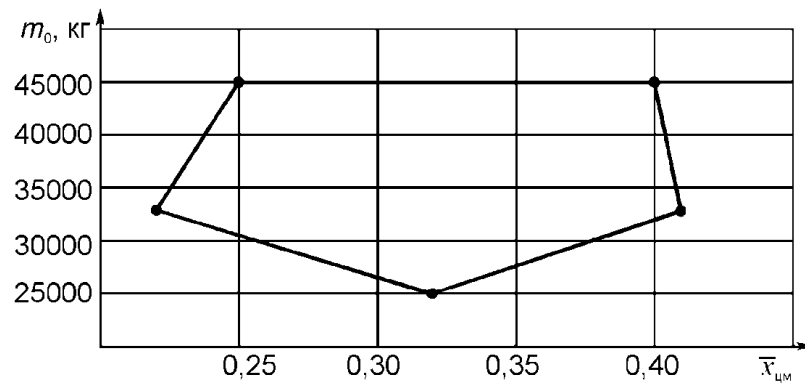


Рисунок 4.57 – Діапазон центрувань

Для літака, що проєктується, параметри стійкості становлять:

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

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

4.5 Впровадження

Результати виконаної роботи було використано і впроваджено в практиці проєктування хвостових частин фюзеляжу літаків транспортної категорії на АТ «АНТОНОВ», а також в навчальних процесах Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» (Додаток Є).

4.6 Висновки по розділу 4

Запропоновано метод попереднього проєктування хвостових частин фюзеляжу для транспортних літаків. Виконано попереднє проєктування регіонального транспортного літака як варіант розширення сімейства літаків Ан-1Х8.

Актуальність робіт зі створення ряду нових пасажирських літаків підтверджена постановою КМУ в межах «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України на період до 2020 року».

Метод проєктування випробувано з використанням параметрів літаків АТ «Антонов» сімейства Ан-1Х8 та інших транспортних літаків. Порівняння результатів розрахунків за методом, що пропонується, із параметрами існуючих

літаків сімейства Ан-1Х8 свідчить про коректність розробленого методу й результатів розрахунків.

Модифікація літака характеризується сучасною аеродинамічною конфігурацією, застосуванням економічних двигунів. 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 дозволяє перевозити велику номенклатуру вантажів та, як результат, забезпечує багатофункціональне використання літака. Літак повністю відповідає нормам льотної придатності АПУ-25, FAR-25, CS-25.

У порівнянні з Ан-74Т-200 літак має:

- швидкість польоту та продуктивність вище на 36...38 %;
- витрати палива для польоту 10 т х 1000 км, на 15 % менше;
- дальність польоту з 10 т навантаження, в 2,3 рази більше;
- більші габарити вантажної кабіни.

Результати розрахунків свідчать про те, що всі основні технічні характеристики літака є кращими за характеристики літаків-аналогів. Крім того, літак має багато переваг, зокрема можливість експлуатації на аеродромах з малопідготовленими і ґрунтовими ЗПС, наявність дверей-трапа, висока захищеність двигунів від пошкодження сторонніми предметами, високий рівень комфорту екіпажу та технічного персоналу. Ці переваги забезпечують високий рівень конкурентоспроможності літака на світовому ринку.

Основні наукові результати, наведені у четвертому розділі, опубліковано у працях автора [3, 4, 6, 7].

ВИСНОВКИ

Відповідно до мети та завдань у роботі отримано такі результати.

1. Уперше при створенні літаків транспортної категорії з хвостовим вантажним люком розроблено та подано метод інтегрованого проєктування та конструювання хвостової частини фюзеляжу, який за допомогою математично описаних параметрів дає змогу створення тієї чи іншої майстер-геометрії хвостової частини фюзеляжу під конкретно вибрану схему вантажного люка.

2. Удосконалено метод, що дає змогу проєктування транспортних літаків не тільки на етапі створення принципіально нового концепту літака, а й як можливості виконання модифікації наявного пасажирського типу літака шляхом його глибокої модернізації.

3. Розроблено систематизацію і класифікацію наявних типів вантажних люків транспортної категорії за їх конструктивними особливостями. Виділено окрему групу хвостових вантажних люків. Сформовано п'ять типових схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу.

4. Створено універсальний параметричний метод задання майстер-геометрії хвостової частини фюзеляжу, що дає змогу реалізації будь-якої із наведених схем вантажних люків у хвостовій частині фюзеляжу, у тому числі й унікальну, реалізовану тільки на літаках марки «Ан», з відкатною рампою;

5. Описано взаємозв'язок параметрів вантажного люка і транспортних характеристик літака, які залежать від номенклатури та типів вантажів для перевезення, методів їх завантаження-розвантаження, десантування.

6. Набули подальшого розвитку методи тривимірною параметричного моделювання як хвостових частин фюзеляжу, так і транспортних літаків у цілому при створенні майстер-геометрії, моделі розподілу простору, аналітичних еталонів елементів конструкції планера і моделі повного визначення геометричних параметрів літака з використанням технологій систем CAD/CAM/CAE/PLM.

7. Подані результати впроваджено в практику проєктування літаків

транспортної категорії АТ «АНТОНОВ», а також у Національному аерокосмічному університеті «Харківський авіаційний інститут» в навчальному процесі при підготовці фахівців авіаційної галузі.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Abueidda, D. W. Topology optimization of 2D structures with nonlinearities using deep learning / D. W. Abueidda, S. Koric, N. A. Sobh // Computers and Structures. – 2020. – Vol. 237. – P. 1–14. – DOI: [10.1016/j.compstruc.2020.106283](https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2020.106283).
2. Advanced Aircraft Analysis [Electronic resource] : website. – URL: <http://darcorp.com/Software/AAA/> (21.03.2026).
3. Ahuja, V. Aero-Propulsive Analysis for Contemporary Conceptual Design / R. J. Hartfield, V. Ahuja, I. Chakraborty // AIAA Aviation Forum : proceedings, 17–21 June 2019, Dallas, Texas. – [S. l.], 2019. – P. 1–15. – DOI: 10.2514/6.2019-3019.
4. Airbus launches Sharklet retrofit for in-service A320 Family aircraft [Electronic resource] : website. – URL: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2013/10/airbus-launches-sharklet-retrofitfor-in-service-a320-family-aircraft.html> (21.04.2026).
5. Alberghini, K. W. The Application of FAA Handling Qualities Rating Method for Certification of Transport Category Airplane System Failures / K. W. Alberghini, B. P. Lee // Flight Testing Conference (AIAA AVIATION Forum'2018) : proceedings, June 25–29, 2018, Atlanta, Georgia. – [S. l.], 2018. – P. 1–23. – DOI: 10.2514/6.2018-4170.
6. Al-Mukhtar, A. M. Aircraft Fuselage Cracking and Simulation Procedia Structural Integrity / A. M. Al-Mukhtar // Procedia Structural Integrity. – 2020. – Vol. 28. – P. 124–131. – DOI: 10.1016/j.prostr.2020.10.016.
7. Anderson, J. D. The Grand Designers: The Evolution of the Airplane in the 20th Century / J. D. Anderson. – New York : Cambridge University Press, 2018. – 306 p.
8. Methodology to Aircraft Design – Market Study & Design Optimization / S. Attarkar, D. Ahire, T. Pawar, S. Kumar // Graduate Research in Engineering and Technology. – 2022. – Vol. 1, № 5. – P. 86–93. – DOI: 10.47893/GRET.2022.1106.

9. Integrated collaboration capabilities for competitive aircraft design / E. Baalbergen, W. Lammen, P. D.Noskov, E. Moerland // MATEC Web of Conferences. – 2018. – Vol. 233. – P. 1–8. – DOI: 10.1051/mateconf/201823300015.
10. Becerril, L. Simulation-Supported Participative Processes Improvement In Engineering Design / L. Becerril, U. Lindemann // 15th International Design Conference (DESIGN'2018) : proceedings, 21–24 May 2018, Zagreb, Chorwacja. – [S. l.], 2018. – P. 725–734. – DOI: 10.21278/idc.2018.0315.
11. Belobaba, P. The Global Airline Industry / P. Belobaba, A. Odoni, C. Barnhart. – 2nd ed. – Hoboken : Wiley, 2015. – 509 p.
12. Calado, E. A. Selecting composite materials considering cost and environmental impact in the early phases of aircraft structure design / E. A. Calado, M. Leite, A. Silva // Journal of Cleaner Production. – 2018. – Vol. 186. – P. 113–122. – DOI: 10.1016/j.jclepro.2018.02.048.
13. Cao, Q. Ontologies for Manufacturing Process Modeling: A Survey / Q. Cao, C. Zanni-Merk, C. Reich // Sustainable Design and Manufacturing (KES-SDM'18): proc. of the 5th Intern. conf. – Switzerland, 2018. – P. 61–70. – (Smart Innovation, Systems and Technologies. SIST ; vol. 130).
14. Future aircraft concepts and design methods / R. A. McDonald, B. J. German, T. Takahashi, C. Bil, W. Anemaat, A. Chaput, R. Vos, N. Harrison // The Aeronautical Journal. – 2022. – Vol. 126, № 1295. – P. 92–124. – DOI: 10.1017/aer.2021.110.
15. Celek, O. E. Development and comparison of airplane fuselage panel assembly system alternatives using axiomatic design principles and simulation methodology / O. E. Celek, M. Yurdakul, Y. Tansel // International Journal on Interactive Design and Manufacturing. – 2022. – Vol. 16, № 1. – P. 1175–1186. – DOI:10.1007/s12008-021-00835-4.
16. Champasak, P. Aircraft Conceptual Design using Multi-Objective Evolutionary Optimization: Comparative study [Electronic resource] / P. Champasak // Warasan Witthayasat Lae Theknoloji Mahawitthayalai Mahasarakham / Mahasarakham Uni-

versity. – 2019. – Vol. 38, № 5. – P. 470–478. – URL: <https://www.doaj.org/article/40da1bbe646240ca8d1be80948987117> (21.03.2026).

17. Aircraft conceptual design using metaheuristic-based reliability optimization / P. Champasak, N. Panagant, N. Pholdee, G. A. Vio, S. Bureerat, B. S. Yildiz, A. R. Yildiz // *Aerospace Science and Technology*. – 2022. – Vol. 129. – P. 1–13. – DOI: 10.1016/j.ast.2022.107803.

18. Christos, K. Design and Analysis of Composite Structures: With Applications to Aerospace Structures / K. Christos. – 2nd ed. – Chichester : John Wiley & Sons Inc., 2013. – 390 p.

19. Transport Category Airplane Fuselage Master Geometry Parametrical Modeling Method / A. Chumak, L. Buival, A. Humennyi, O. Grebenikov, D. Konyshchuk // *Mathematical Modeling and Simulation of Systems (MODS'2020) : sel. papers of 15th Intern. sci.-pract. conf., 29 June – 1 July 2020, Chernihiv, Ukraine*. – Cham, 2021. – P. 101–110. – (Lecture Notes in Networks and Systems ; vol. 1391). – DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4_10.

20. Coburn, T. Aerospace Strength Handbook. Vol. 1. Practical Structural Mechanics for Aerospace Engineers / T. Coburn. – North Charleston : Independently Published, 2021. – 262 p. – DOI: 10.1016/j.ast.2022.107803.

21. Automatic modeling of aircraft external geometries for preliminary design workflows / A. De Marco, M. Di Stasio, P. Della Vecchia, V. Trifari, F. Nicolosi // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 98. – DOI: 10.1016/j.ast.2019.105667.

22. Dinisa, D. A supporting framework for maintenance capacity planning and scheduling: development and application in the aircraft MRO industry / D. Dinisa, A. Barbosa-Póvoa, Â. Palos Teixeira // *International Journal of Production Economics*. – 2019. – Vol. 218. – P. 1–15. – DOI: 10.1016/j.ijpe.2019.04.029.

23. Extreme value oriented random field discretization based on an hybrid polynomial chaos expansion – Kriging approach / S. Dubreuil, N. Bartoli, C. Gogu, T. Lefebvre, J. M. Colomer // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. – 2018. – Vol. 332. – P. 540–571. – DOI: 10.1016/j.cma.2018.01.009.

24. Durmus, S. Relationship between wingspan and fuselage length in aircraft according to engine types / S. Durmus // Journal of Aviation. – 2023. – Vol. 7, iss. 1. – P. 1–6. – DOI: 10.30518/jav.1163494.

25. Eddazi, A. Nondestructive Testing Evaluation of Aircraft Fuselage Corrosion by Infrared Thermography and Finite Element Method / A. Eddazi, S. Belattar // IEEE 14th International Conference on Computer Graphics, Imaging and Visualization (CGiV'2017) : proceedings, 23–25 May 2017, Marrakesh, Morocco. – [S. l.], 2017. – P. 56–61. – DOI: 10.1109/CGiV.2017.13.

26. Elmshaikhi, M. Rear Fuselage Structural Optimization Using Genetic Algorithm / M. Elmshaikhi, A. Abdallah // Journal of Karary University for Engineering and Science. – 2021. – Vol. 1, № 2 : The 1st Scientific Conference for Aerospace Researches & Applications Sudan (SCARA'2021). – P. 1–4. – DOI: 10.54388/jkues.v1i2.61.

27. Evren, F. N. Optimization of connection analysis in aircraft structures / F. N. Evren, I. Ozkol // IEEE 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE'2017) : proceedings, 22–25 July 2017, Prague, Czech Republic. – [S. l.], 2017. – P. 552–555. – DOI: 10.1109/ICMAE.2017.8038707.

28. Conceptual Design for Assembly in Aerospace Industry: Sensitivity Analysis of Mathematical Framework and Design Parameters / G. Formentini, C. Favi, C. Cuiller, P. Dereux, F. Bouissiere, C. Jurbert // Proceedings of the Design Society. – London, 2021. – Vol. 1 : ICED'2021. – P. 731–740. – DOI: 10.1017/pds.2021.73.

29. Franzén, L. K. Ontology-Assisted Aircraft Concept Generation [Electronic resource] / L. K. Franzén, R. C. Munjulury, P. Krus // 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS'2022) : proceedings, 4–9 Sept., 2022, Stockholm, Sweden. – P. 1–17. – URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2022/index.html (21.03.2026).

30. Fregnani, J. Integrated Aircraft Design And Air Transport Network Optimization [Electronic resource] : PhD Qualify Presentation / J. Fregnani ; Technological Institute of Aeronautics. – 141 p. – URL: https://www.academia.edu/37824894/INTEGRATED_AIRCRAFT_DESIGN_AND_AIR_TRANSPORT_NETWORK_OPTIMIZATION (21.04.2026).

31. Garcia, G. L. Mass prediction models for air cargo challenge aircraft / G. L. Garcia, P. V. Gamboa // *The Aeronautical Journal*. – 2022. – Vol. 126, № 1296. – P. 249–296. – DOI: 10.1017/aer.2021.68.
32. Devising a Concept of Integrated Design and Modeling of Aircraft / O. Grebenikov, A. Humennyi, O. Dveirin, O. Soboliev, L. Buival // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2021. – Vol. 5, № 1 (113) : Engineering technological systems. – P. 15–23. – DOI: 10.15587/1729-4061.2021.240108.
33. Gudmundsson, S. The Anatomy of the Fuselage / S. Gudmundsson // *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. – 2nd ed. – Oxford : Butterworth-Heinemann, 2022. – Chap. 12. – P. 517–539. – DOI: 10.1016/B978-0-12-818465-3.00012-4.
34. Gudmundsson, S. Aircraft Configuration Layout / S. Gudmundsson // *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. – 2nd ed. – Oxford : Butterworth-Heinemann, 2022. – Chap. 4. – P. 93–111. – DOI: 10.1016/B978-0-12-818465-3.00004-5.
35. Halila, G. L. O. Adjoint-Based Aerodynamic Shape Optimization Including Transition to Turbulence Effects / G. L. O. Halila, J. R. R. A. Martins, K. J. Fidkowski // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 107. – P. 1–31. – DOI: 10.1016/j.ast.2020.106243.
36. Linear Stability-Based Smooth Reynolds-Averaged Navier-Stokes Transition Model for Aerodynamic Flows / G. Halila, A. Yildirim, C. A. Mader, K. J. Fidkowski, J. R. R. A. Martins // *AIAA Journal*. – 2022. – Vol. 60, № 2. – P. 1077–1090. – DOI: 10.2514/1.J060481.
37. Optimization Design of an Aircraft Wing Structure based on Response Surface Method / A. A. G. Hanif, H. S. Li, M. A. Raza, M. Kamran, M. Abdullah // *4th International Conference on Aeronautical Materials and Aerospace Engineering (AMAE'2020) : proceedings, 14–17 May 2020, Chengdu, China*. – [S. l.], 2020. – P. 1–7. – (IOP Conference Series: Materials Science and Engineering ; vol. 887). – DOI: 10.1088/1757-899X/887/1/012024.

38. Fostering Prototyping Mindsets in Novice Designers With the Prototyping Planner / C. A. Hansen, L. S. Jensen, A. G. Özkil, N. M. Martins Pacheco // *Proceedings of the Design Society: Design Conference* : 26–29 Oct. 2020, Cambridge. – London, 2020. – P. 1725–1734. – DOI: 10.1017/dsd.2020.132.
39. Hijazi, A. Residual Strength Prediction of Aluminum Panels with Multiple Site Damage Using Artificial Neural Networks / A. Hijazi, S. Al-Dahidi, S. Altarazi // *Materials*. – 2020. – Vol. 13, № 22. – P. 1–15. – DOI: 10.3390/ma13225216.
40. Aerodynamic and Structural Aspects of a Distributed Propulsion System for Commuter Airplane // P. Hospodar, J. Klesa, D. Demovic, N. Žižkovský // *Aerospace*. – 2022. – Vol. 9, № 11. – DOI: 10.3390/aerospace9110712.
41. Jeom Kee Paik. Aircraft Impact Engineering. Ship-Shaped Offshore Installations / Kee Paik Jeom. – 2nd ed. – London : Cambridge University Press, 2022. – P. 347–373. – DOI: 10.1017/9781009024471.014.
42. Jeyaraj, A. K. Connecting Model-based Systems Engineering and Multidisciplinary Design Analysis and Optimization for Aircraft System Architecting / A. K. Jeyaraj, N. Tabesh, S. Liscouet-Hanke // *AIAA Aviation Forum* : proc. virtual event, 2–6 Aug. 2021. – [S. l.], 2021. – DOI: 10.2514/6.2021-3077.
43. Movement mechanisms for transport aircraft during severe clear-air turbulence encounter / W. Jiang, R. C. Chang, N. Yang, M. Ding // *The Aeronautical Journal*. – 2022. – Vol. 127, № 1310. – P. 537–561. – DOI: 10.1017/aer.2022.77.
44. Research on Aircraft/Engine Integrated Method of Civil Aircraft Products Development Oriented to System Engineering / Yu Jinhai, Fu Jilei, Lu Yi, Fu Shan, Huang Dan, Xin-Ai Zhang // *4th International Conference on Traffic Engineering and Transportation System (ICTETS'2021)* : proceedings, 21–23 Aug. 2020, Dalian, China. – [S. l.], 2020. – P. 1–9. – (IOP Conference Series: Earth and Environmental Science ; vol. 587). – DOI: 10.1088/1755-1315/587/1/012027.
45. Johnson, W. NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft / W. Johnson, C. Silva // *Aeronautical Journal-New Series*. – 2021. – Vol. 126 (1295). – P. 59–91. – DOI: 10.1017/aer.2021.92.

46. Kasbi, B. Conceptual Design of a Transport Aircraft [Electronic resource] / B. Kasbi. – Stockholm, 2017. – URL: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1130068/FULLTEXT01.pdf> (21.04.2026).
47. Optimisation of aero-manufacturing characteristics of aircraft ribs / T. Kim, T. Kipouros, A. Brintrup, J. Farnfield, D. Pasquale // *The Aeronautical Journal*. – 2022. – Vol. 126, № 1299. – P. 866–888. – DOI: 10.1017/aer.2021.113.
48. Kumar, M. Stress Analysis of Fuselage Stiffened Panel with and Without a Door Cutout / M. Kumar // *International Journal of Scientific Research in Engineering and Management*. – 2023. – Vol. 7, № 1. – DOI: 10.55041/IJSREM17480.
49. An Estimator for Aircraft Actuator Characteristics Using Singular Value Decomposition / F. Larsson, L. K. Franzén, C. Reichenwallner, A. Dell'Amico // 6th Workshop on Innovative Engineering for Fluid Power (WIEFP'2022) : proceedings, Nov. 22–23, 2022, Sao Paulo, Brazil. – [S. l.], 2022. – P. 1–19. – DOI: 10.3384/ecp196004.
50. Aeroelastic Optimization Design of the Global Stiffness for a Joined Wing Aircraft / X. Li, Z. Wan, X. Wang, C. Yang // *Applied Sciences*. – 2021. – Vol. 11, № 24. – DOI: 10.3390/app112411800.
51. Aerodynamic Intelligent Topology Design (AITD)-A Future Technology for Exploring the New Concept Configuration of Aircraft / P. Liao, W. Song, P. Du, F. Feng, Y. Zhang // *Aerospace*. – 2023. – Vol. 10, № 1. – P. 2–11. – DOI: 10.3390/aerospace10010046.
52. Lit, P. Product Family and Assembly Line Design Methodology // *Integrated Design of a Product Family and Its Assembly System* / P. Lit, A. Delchambre. – Berlin, 2018. – P. 85–104.
53. Liu, H. Thoughts on the Application of System Engineering Method in the Development of Civil Aviation Products / H. Liu // *Civil Aircraft Design and Research. J.* – 2018. – Vol. 4. – P. 71–74. – DOI: 10.1088/1755-1315/587/1/012027.
54. Liu, M. Damage Tolerance Analysis of Double Hole-Opposite Crack at the Wing-Fuselage Joint of Civil Aircraft / M. Liu // *IEEE 2nd International Conference on Artificial Intelligence and Advanced Manufacture (AIAM'2020) : proceedings*, 15–17

Oct. 2020, Manchester, United Kingdom. – [S. l.], 2020. – P. 201–205. – DOI: 10.1109/AIAM50 918.2020.00047.

55. Liu, Z. Research on Aircraft Test Methods Before Shipment to the Customer / Z. Liu, I. Voronko // Грааль науки. – 2023. – № 24. – С. 371–374. – DOI: 10.36074/grail-of-science.17.02.2023.067.

56. Drop test and crash simulation of a civil airplane fuselage section / X. Liu, J. Guo, C. Bai, X. Sun, R. Mou // Chinese Journal of Aeronautics. – 2015. – Vol. 28, № 2. – P. 447–456. – DOI: 10.1016/j.cja.2015.01.007.

57. Lo Shih-Che. A Particle Swarm Optimization Approach to Solve the Vehicle Routing Problem with Cross-Docking and Carbon Emissions Reduction in Logistics Management / Lo Shih-Che // Logistics. – 2022. – Vol. 6, iss. 62. – P. 1–15. – DOI: 10.3390/logistics6030062.

58. Luen, D. Design trade studies and assessment for advanced quiet aircraft concepts [Electronic resource] : dis. of master of science / D. Luen ; Massachusetts Institute of Technology. – [S. l.], 2005. – 104 p. – URL: <https://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/27863/60458825-MIT.pdf?sequence=2&isAllowed=y> (21.04.2026).

59. Luiz, F. Tibério Fernandez. Applying mdo to classical conceptual aircraft design methodologies [Electronic resource] : dis. of master of science / Luiz F. Tibério Fernandez ; Instituto Tecnológico de Aeronáutica. – [S. l.], 2019. – 109 p. – URL: <https://ru.scribd.com/document/633919894/APPLYING-MDO-TO-CLASSICAL-CONCEPTUAL-AIRCRAFT-DESIGN-METHODOLOGIES#> (20.04.2026).

60. Makarov, I. A. Selection and Optimization of Fuselage Components for Modern Airplanes / I. A. Makarov, S. R. Ignatovich // Aerospace Technic and Technology. – 2019. – № 7 (159). – P. 12–20. – DOI: 10.32620/aktt.2019.7.02.

61. Non-Axisymmetrical Fuselage Shape Modification for Drag Reduction of a Low Sonic-Boom Airplane / Y. Makino, M. Noguchi, K. Suzuki, K. Yoshida // AIAA Journal. – 2003. – Vol. 41, № 8. – P. 1413–1420. – DOI: 10.2514/2.2109.

62. Manca, A. G. Integration of CAD, MBD, and FEA Programs for the Topology Optimization of Aircraft Components / A. G. Manca, C. M. Pappalardo // *New Technologies, Development and Application III (NT'2020)* : proc. of the 6th Intern. conf., June 25–27, 2020, Sarajevo, Bosnia and Herzegovina. – Berlin, 2020. – P. 59–65. – (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS ; vol. 128). – DOI: 10.1007/978-3-030-46817-0_6.

63. Manca, A. G. Topology Optimization Procedure of Aircraft Mechanical Components Based on Computer-Aided Design, Multibody Dynamics, and Finite Element Analysis / A. G. Manca, C. M. Pappalardo // *Advances in Design, Simulation and Manufacturing III (DSMIE'2020)* : proc. of the 3rd Intern. conf., June 9–12, 2020, Kharkiv, Ukraine. – Berlin, 2020. – Vol. 2 : Mechanical and Chemical Engineering. – P. 159–168. – (Lecture Notes in Mechanical Engineering. LNME). – DOI: 10.1007/978-3-030-50491-5_16.

64. Automatic modeling of aircraft external geometries for preliminary design workflows / A. Marco, M. Stasio, P. Vecchia, V. Trifari, F. Nicolosi // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 98. – P. 11–48. – DOI: 10.1016/j.ast.2019.105667.

65. A Simulation-Based Performance Analysis Tool for Aircraft Design Workflows / A. Marco, V. Trifari, F. Nicolosi, M. Ruocco // *Aerospace*. – 2020. – Vol. 7, № 11. – DOI: 10.3390/aerospace7110155.

66. Martins, J. R. R. A. Perspectives on aerodynamic design optimization / J. R. R. A. Martins // *AIAA Scitech 2020 Forum. Special Session: Aerodynamic Design Optimization Discussion Group I* : proceedings, 6–10 Jan. 2020, Orlando, FL. – [S. l.], 2020. – P. 1–21. – DOI: 10.2514/6.2020-0043.

67. Mason, W. H. Some High Alpha and Handling Qualities Aerodynamics : Configuration Aerodynamics Class [Electronic resource] : online presentation / W. H. Mason. – [S. l.], 2018. – URL: https://archive.aoe.vt.edu/mason/Mason_f/HiAlphaBasicsPres.pdf (20.04.2026).

68. Analysis of possible SDN use in the rapid prototyping process as part of the Industry 4.0 / D. Mazur, A. Paszkiewicz, M. Bolanowski, G. Budzik, M. Oleksy // *Bul-*

letin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences. – 2019. – Vol. 67, iss. 1. – P. 21–30. – DOI: 10.24425/bpas.2019.127334.

69. Future aircraft concepts and design methods / R. A. McDonald, B. J. German, T. Takahashi, C. Bil, W. Anemaat, A. Chaput, R. Vos, N. Harrison // *Aeronautical Journal-New Series*. – 2021. – Vol. 126 (1295). – P. 1–33. – DOI: 10.1017/aer.2021.110.

70. Megson, T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students* / T. H. G. Megson. – Amsterdam ; Boston : Butterworth-Heinemann, 2017. – 891 p.

71. Megson, T. H. G. *Structural components of aircraft and spacecraft* / T. H. G. Megson // *Aircraft Structures for Engineering Students: Aerospace Engineering* / T. H. G. Megson. – 7th ed. – Oxford : Butterworth-Heinemann, 2021. – Chap. 12. – P. 421–445. – DOI: 10.1016/B978-0-12-822868-5.00012-7.

72. Miah, H. A flexible and efficient tooling design technology for aircraft fuselage panel assembly / H. Miah, J. Zhang // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2022. – Vol. 95, № 1. – P. 265–275. – DOI: 10.1108/AEAT-09-2021-0292.

73. Moir, I. *Design and Development of Aircraft Systems* / I. Moir, A. Seabridge. – 3rd ed. – Hoboken : Wiley, 2020. – 400 p.

74. Mou, H. Research status and future development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: An overview / H. Mou, J. Xie, Z. Feng // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2020. – Vol. 119. – DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100644.

75. Mou, H. Impact test and numerical simulation of typical sub-cargo fuselage section of civil aircraft / H. Mou, J. Xie, Y. Liu, K. Cheng, Z. Feng // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 107. – DOI: 10.1016/j.ast.2020.106305.

76. Crashworthiness Analysis and Evaluation of Fuselage Section with Sub-floor Composite Sinusoidal Specimens / H. L. Mou, T. C. Zou, Z. Y. Feng, J. Xie // *Latin American Journal of Solids and Structures*. – 2016. – Vol. 13, iss. 6. – P. 1186–1202. – DOI: 10.1590/1679-78252446.

77. Naim, M. M. An exploration of future air cargo logistics: Insights from a Delphi study / M. M. Naim, J. Gosling // *International Journal of Production Economics*. – 2019. – Vol. 215. – P. 1–11.

78. Nicholas, B. G. Innovations in Automotive and Aerospace Assembly / B. G. Nicholas. – [S. l.] : SAE International, 2018. – 179 p. – DOI: 10.4271/R-453.

79. Fuselage aerodynamic prediction methods / F. Nicolosi, P. D. Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati // Aerospace Science and Technology. – 2016. – Vol. 55. – P. 332–343. – DOI: 10.1016/j.ast.2016.06.012.

80. Aerodynamic design and analysis of an innovative regional turboprop configuration [Electronic resource] / F. Nicolosi, S. Corcione, P. Della Vecchia, V. Trifari, M. Ruocco // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS'2018) : proceedings, 9–14 Sept. 2018, Belo Horizonte, Brazil. – [S. l.], 2018. – P. 1–14. –

URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0191_paper.pdf (20.04.2026).

81. Noise, Emissions and Costs trade factors for regional jet platforms using a new software for aircraft preliminary design / F. Nicolosi, P. Della Vecchia, V. Trifari, M. Di Stasio, F. Marulo, A. De Marco, V. Marciello, V. Cusati // AIAA Aviation Forum : proc. virtual event, 15–19 June 2020. – P. 1–21. – DOI: 10.2514/6.2020-2638.

82. Ogunwa, T. Modeling and Control of an Articulated Multibody Aircraft / T. Ogunwa, E. Abdullah, J. Chahl // Applied Sciences. – 2022. – Vol. 12, iss. 3. – P. 1–36. – DOI: 10.3390/app12031162.

83. Oliveira, A. A. Multiscale aircraft fuselage fatigue analysis by the dual boundary element method / A. A. Oliveira, G. Gomes, F. Evangelista // Engineering Analysis with Boundary Elements. – 2019. – Vol. 104. – P. 107–119. – DOI: 10.1016/j.enganabound.2019.03.032.

84. Paik, J. K. Ultimate Limit State Analysis and Design of Plated Structures / J. K. Paik. – 2nd ed. – Hoboken (NJ) : John Wiley, 2018. – 672 p.

85. Application of Multidisciplinary Design Optimization on Advanced Configuration Aircraft / Y. Pan, J. Ma, F. Li, C. Yan // Journal of Aerospace Technology and Management. – 2017. – Vol. 9, iss. 1. – P. 63–70. – DOI: 10.5028/jatm.v8i4.736.

86. Pasaribu, H. M. Analysis of flight performance and stability of family of transport airplane designs with fuselage commonalities [Electronic resource] /

H. M. Pasaribu, B. Wijanarko // 23rd International congress of aeronautical sciences (ICAS'2002) : CD-ROM proceedings, 8–13 Sept. 2002, Toronto, Canada. – P. 1–8. – URL: <http://www.icas.org/ICAS2002/PAPERS/R49.PDF> (20.04.2026).

87. Process of Creating an Integrated Design and Manufacturing Environment as Part of the Structure of Industry 4.0 / A. Paszkiewicz, M. Bolanowski, G. Budzik, Ł. Przeszłowski, M. Oleksy // Processes. – 2020. – Vol. 8, № 9. – DOI: 10.3390/pr8091019.

88. Product Lifecycle Management Approach for Integration of Engineering Design and Lifecycle Engineering / D. Penciu, J. Duigou, J. Daaboul, B. Eynard, F. Vallet // Artificial Intelligence for Engineering Design Analysis and Manufacturing. – 2016. – Vol. 30, № 4. – P. 379–389. – DOI: 10.1017/S089006041600036.

89. Pragadheswaran, S. Fatigue Analysis of a Panel Consisting of Window Cut-out and Frames in the Fuselage of a Transport Airframe / S. Pragadheswaran, P. K. Balguri // Materials Today: Proceedings. – 2017. – Vol. 4, iss. 2, pt. A. – P. 477–485. – DOI: 10.1016/j.matpr.2017.01.048.

90. Prasetyo, E. The Aircraft Family Concepts for an Advanced Technology Regional Aircraft / E. Prasetyo // International Journal of Mechanics. – 2022. – Vol. 6, № 3. – P. 195–202.

91. An adaptive feasibility approach for constrained Bayesian optimization with application in aircraft design [Electronic resource] / R. Priem, N. Bartoli, Y. Diouane, S. Dubreuil, T. Lefebvre // 6th International Conference on Engineering Optimization (EngOpt'2018) : proceedings, 17–19 Sept. 2018, Lisbon, Portugal. – [S. l.], 2018. – P. 1–3. URL: https://oatao.univ-toulouse.fr/21347/1/Priem_21347.pdf (20.04.2026).

92. Geometry Calibrations for the Double-position 4-PPPS Aircraft Fuselage Docking System / R. Qi, K. Zhang, J. Zhao, R. Mu // Journal of Mechanical Engineering. – 2021. – Vol. 57, iss. 7. – P. 33–43. – DOI: 10.3901/JME.2021.07.033.

93. Raymer, D. Aircraft Design: A Conceptual Approach / D. Raymer. – 6th ed. – Playa del Rey (California, USA) : AIAA Education Series, 2018. – 1062 p. – DOI: 10.2514/4.104909.

94. Reissner, H. Aerodynamic Center, Control and Stability of Airplanes / H. Reissner // Transactions of the ASME. – 1943. – Vol. 65, iss. 6. – P. 625–628. – DOI: 10.1115/1.4018865.
95. Ren, J. Reliability based aircraft maintenance optimization and applications / J. Ren, X. Chen, Y. Chen. – Liverpool : Academic Press, 2017. – 239 p.
96. Riccio, A. Crashworthiness of a general aviation fuselage section: 3D FEM numerical modelling and validation / A. Riccio, S. Saputo, A. Sellitto // Materials Today: Proceedings. – 2021. – Vol. 34, pt. 1. – P. 69–73. – DOI: 10.1016/j.matpr.2020.01.190.
97. Rizzi, A. Introduction to Aircraft Aerodynamic Design / A. Rizzi, J. Oppelstrup // Aircraft Aerodynamic Design with Computational Software / A. Rizzi, J. Oppelstrup. – London : Cambridge University Press, 2021. – P. 1–44. – DOI:10.1017/9781139094672.003.
98. Sadraey, M. H. Aircraft design : a systems engineering approach / M. H. Sadraey. – Chichester : Wiley, 2013. – 778 p.
99. Sadrehaghighi, I. Conceptual Aero-Design Analysis [Electronic resource] / I. Sadrehaghighi. – Annapolis, 2023. – 120 p. – (CFD Open Series ; vol. 45, № 2). – URL: https://www.academia.edu/44339886/Conceptual_Aero_Design_Analysis (21.04.2026).
100. Sales, M. Air Cargo Management: Air Freight and the Global Supply Chain / M. Sales. – London : Routledge, 2019. – 244 p.
101. Sanchez, F. Improving aircraft conceptual design through parametric CAD modellers – A case study for thermal analysis of aircraft systems / F. Sanchez, S. Liscouet-Hanke, A. Tfaïly // Computers in Industry. – 2021. – Vol. 130. – P. 1–16. – DOI: 10.1016/j.compind.2021.103467.
102. Schmollgruber, P. Enhancement of the conceptual aircraft design process through certification constraints management and full mission simulations [Electronic resource] : PhD thesis / P. Schmollgruber. – Toulouse, 2018. – 223 p. – URL: <https://hal.science/tel-02146110/file/DTIS19091.1558348214.pdf> (20.04.2026).

103. Schweigert-Recksiek, S. Evaluation of Improvement Opportunities for the Collaboration of Design and Simulation – An Industrial Multi-Method Study / S. Schweigert-Recksiek, N. Hagenow, U. Lindemann // Proceedings of the Design Society (ICED'2021) : 16–20 Aug. 2021, Cambridge. – London, 2021. – Vol. 1. – P. 1421–1430. – DOI: 10.1017/pds.2021.142.

104. Conception of a Digital Twin in Mechanical Engineering – a Case Study in Technical Product Development / S. Schweigert-Recksiek, J. Trauer, C. Engel, K. Spreitzer // Proceedings of the Design Society: Design Conference : 26–29 Oct. 2020, Cambridge. – London, 2020. – P. 383–392. – DOI: 10.1017/dsd.2020.23.

105. Secco, N. Artificial neural networks to predict aerodynamic coefficients of transport airplanes / N. Secco, B. Mattos // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2017. – Vol. 89, № 2. – P. 211–230. – DOI: 10.1108/AEAT-05-2014-0069.

106. Scoring Approach to Assess Maintenance Risk for Aircraft Systems in Conceptual Design / S. Sélim, S. Liscouet-Hanke, A. Tfaily, A. Butt // Journal of Aircraft. – 2023. – № 4. – P. 1–11. – DOI: 10.2514/1.C037142.

107. Sheng, R. Systems Engineering for Aerospace / R. Sheng. – London : Academic Press, 2019. – P. 24–168.

108. TiGL: An Open Source Computational Geometry Library for Parametric Aircraft Design / M. Siggel, J. Kleinert, T. Stollenwerk, R. Maierl // Mathematics in Computer Science. – 2019. – Vol. 13. – P. 367–389. – URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11786-019-00401-y> (20.04.2026).

109. Spain, C. J. Reduction of Airplane Noise and Vibration / C. J. Spain, D. P. Loye, E. W. Templin // Transactions of the ASME. – 1936. – Vol. 58, № 6. – P. 423–431. – DOI: 10.1115/1.4020323.

110. Stanford Aerospace Design Lab [Electronic resource] : website. – URL: <http://suave.stanford.edu/> (20.03.2026).

111. Stannard, A. Hybrid Mesh Deformation for Aerodynamic-Structural Coupled Adjoint Optimization / A. Stannard, N. Qin // AIAA Journal. – 2022. – № 6. – P. 3438–3451. – DOI: 10.2514/1.J061293.

112. Sterkenburg, R. Aircraft Maintenance and Repair / R. Sterkenburg. – 8th ed. – New York : McGraw-Hill Education, 2019. – 708 p.

113. Szklarek, K. Optimisation of the Thin-Walled Composite Structures in Terms of Critical Buckling Force / K. Szklarek, J. Gajewski // Materials. – 2020. – Vol. 13, № 17. – P. 1–19. DOI: 10.3390/ma13173881.

114. Parametric Studies of the Fuselage Geometry of a Double-Bubble Aircraft Configuration / K. Takahashi, R. Furuya, T. Nomura, D. Kwak, K. Fukiba // Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT'2021) : proceedings. – Singapore : Springer Nature, 2021. – Vol. 1. – P. 245–256. – (Lecture Notes in Electrical Engineering. LNEE ; vol. 912). – DOI: 10.1007/978-981-19-2689-1_18.

115. Takami, H. A Formulation of the Industrial Conceptual Design Optimization Problem for Commercial Transport Airplanes / H. Takami, S. Obayashi // Aerospace. – 2022. – Vol. 9, № 9. – DOI: 10.3390/aerospace9090487.

116. Tan, L. Research on the Aerodynamic Failure Load for Civil Aircraft / L. Tan // Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT'2021) : proceedings. – Singapore : Springer Nature, 2021. – Vol. 1. – P. 857–867. – (Lecture Notes in Electrical Engineering. LNEE ; vol. 912). – DOI: 10.1007/978-981-19-2689-1_65.

117. Tansel, Y. Development of an automated reconfigurable robotic airplane fuselage panel final assembly system using state-of-the-art automation technologies / Y. Tansel, M. Yurdakul, E. O. Çelek // International Journal of Computer Integrated Manufacturing. – 2023. – P. 1–9. – DOI: 10.1080/0951192X.2023.2177743.

118. Tfaily, A. Aircraft Systems Physics-Based Weight Estimation Methods for Conceptual Design [Electronic resource] / A. Tfaily, S. Liscouet-Hanke // 76th SAWE International Conference on Mass Properties Engineering : proceedings, May 20–25, 2017, Montreal, Canada. – [S. l.], 2017. – P. 1–12. – URL: <https://www.sawe.org/papers/3692> (21.03.2026).

119. Thuis, H. G. S. J. Development a composite cargo door for an aircraft / H. G. S. J. Thuis // Composite Structures. – 1999. – Vol. 47. – P. 813–819.

120. Tooley, M. Aircraft Communications and Navigation Systems / M. Tooley, D. Wyatt. – 2nd ed. – London : Routledge, 2017. – 362 p.

121. Trabasso, L. G. Light automation for aircraft fuselage assembly / L. G. Trabasso, G. Mosqueira // The Aeronautical Journal. – 2020. – Vol. 124, № 1272. – P. 216–236. – DOI: 10.1017/aer.2019.117.

122. Using the Design Structure Matrix for Space System Design / J. Tran, M. Stowe, M. Plattner, M. Zimmermann // Proceedings of the 21st International DSM Conference : 23–25 Sept. 2019, Monterey, California. – [S. l.], 2019. – P. 179–188. DOI: 10.35199/dsm2019.17.

123. Criteria for Selecting Design Process Modelling Approaches / J. Trauer, F. Wöhr, C. Eckert, U. Kannengiesser, S. Knippenberg, O. Sankowski, M. Zimmermann // Proceedings of the Design Society : International Conference on Engineering Design (ICED'2021) : 16–20 Aug. 2021, Cambridge. – [S. l.], 2021. – Vol. 1. – P. 791–800. – DOI: 10.1017/pds.2021.79.

124. Java Framework for Parametric Aircraft Design – Ground Performance / V. Trifari, M. Ruocco, V. Cusati, F. Nicolosi, A. De Marco // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2017. – Vol. 89, № 4. – P. 599–608. – DOI: 10.1108/AEAT-11-2016-0209.

125. Tsukanov, R. Transport category airplane flight range calculation accounting center-of-gravity position shift and engine throttling characteristics / R. Tsukanov, V. Riabkov // Aerospace Technic and Technology. – 2021. – № 5. – P. 4–14. – DOI: 10.32620/aktt.2021.5.01.

126. Htet, T. L. Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure / T. L. Htet // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 709, № 4. – P. 1–6. – DOI: 10.1088/1757-899X/709/4/044113.

127. Tse, T. S. Aerodynamics and Power Balance of a Distributed Aft-Fuselage Boundary Layer Ingesting Aircraft / T. S. Tse, C. A. Hall // Aerospace. – 2023. – Vol. 10, № 2. – P. 3–23. – DOI: 10.3390/aerospace10020122.

128. Multidisciplinary Modelling, Analysis and Optimization for Aircraft and System Level Design and Validation / W. J. Vankan, W. F. Lammen, E. Baalbergen // *Advances in Computational Methods and Technologies in Aeronautics and Industry*. – Cham : Springer, 2022. – P. 145–157. – DOI: 10.1007/978-3-031-12019-0_11.

129. Fail-Safe Design Analysis of an Aircraft Fuselage with Crack Stopper Strap / K. Veeranjanyulu, M. S. Gupta, Omprakash, G. Sravanthi, S. Prakash // *International Journal of Recent Technology and Engineering*. – 2019. – Vol. 8, № 4. – P. 9858–9864. – DOI: 10.35940/ijrte.D9149.118419.

130. Static analysis of conventional aircraft fuselage with different materials / K. Veeranjanyulu, G. Sravanthi, K. S. Kiran, K. Khushal, G. Kumar // *AIP Conference Proceedings*. – 2022. – Vol. 2446, № 1. – P. 1–4. – DOI: 10.1063/5.0109231.

131. Features of Integration Management Tools in the Aviation Industry / D. R. Vieira, R. K. Vieira, M. C. Chain, A. K. Vieira // *International Journal of Product Lifecycle Management*. – 2020. – Vol. 12, № 1. – P. 20–36. – DOI: 10.1504/IJPLM.2019.104355.

132. Chavan, S. V. The modified design of aeroplane fuselage to overcome drag resistance acting due to flow of air / S. V. Chavan, S. S. Pawar // *Materials Today: Proceedings*. – 2018. – Vol. 5, № 5, pt 2. – P. 13383–13391. – DOI: 10.1016/j.matpr.2018.02.331.

133. Walther, J. Extensible aircraft fuselage model generation for a multidisciplinary, multi-fidelity context [Electronic resource] / J. Walther, C. Hesse, J. Biedermann, B. Nagel // 33th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS'2022) : proceedings, Stockholm, Sweden, 4–9 Sept. 2022. – NY, 2022. – P. 1–8. – URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2022/index.html. (21.04.2026).

134. Identification and Modeling Method of Longitudinal Stall Aerodynamic Parameters of Civil Aircraft Based on Improved Kirchhoff Stall Aerodynamic Model / L. Wang, R. Zhao, K. Xu, Y. Zhang, T. Yue // *Aerospace*. – 2023. – Vol. 10, № 4. – DOI: 10.3390/aerospace10040333.

135. Wang, Y. Analysis of emergency landing load of civil aircraft with single main landing gear extended landing / Y. Wang // [CSAA/IET International Conference](#)

[on Aircraft Utility Systems \(AUS'2022\)](#) : proceedings, 17–20 Aug. 2022, Nanchang, China. – [S. l.], 2022. – P. 336–339. – DOI: 10.1049/icp.2022.1550.

136. Wang, Y. Multi-crack study on fuselage of civil aircraft / Y. Wang, Y. Wang, Y. Jiang // [IEEE 2nd International Conference on Artificial Intelligence and Advanced Manufacture \(AIAM'2020\)](#) : proceedings, 26 Dec. 2020, Shanghai, China. – [S. l.], 2020. – P. 216–221. – DOI: 10.1109/AIAM50918.2020.00049.

137. Preliminary Aircraft Design within a Multidisciplinary and Multifidelity Design Environment [Electronic resource] / S. Wöhler, G. Atanasov, D. Silberhorn, B. Fröhler, T. Zill // Aerospace Europe Conference : proceedings, 25–28 Febr. 2020, Bordeaux, France. – [S. l.], 2020. – P. 1–12. – URL: https://elib.dlr.de/140902/1/AE2020_032_woehler.pdf (20.04.2026).

138. Global Aero-Structural Design Optimization of More Flexible Wings for Commercial Aircraft / T. F. Wunderlich, S. Dähne, L. Reimer, A. Schuster // Journal of Aircraft. – 2021. – Vol. 58, № 6. – P. 1254–1271. – DOI: 10.2514/1.C036301.

139. Aeropropulsive Design Optimization of a Boundary Layer Ingestion System / A. Yildirim, J. S. Gray, C. A. Mader, J. R. R Martins // AIAA Aviation Forum : proceedings, 17–21 June 2019, Dallas, Texas. – [S. l.], 2019. – P. 1–14. DOI: 10.2514/6.2019-345.

140. Yongze, Y. Design Research of Fuselage Structure with Specified Stiffness Properties / Y. Yongze, X. Yuexi, J. He // IEEE [9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering \(ICMAE'2018\)](#) : proceedings, 10–13 July 2018, Budapest, Hungary. – [S. l.], 2018. – P. 68–72. – DOI: 10.1109/ICMAE.2018.8467614.

141. Virtual assembly and residual stress analysis for the composite fuselage assembly process / Y. Wang, X. Yang, J. H. Hunt, J. Shi // Journal of Manufacturing Systems. – 2019. – Vol. 52. – P. 55–62. – DOI: 10.1016/j.jmsy.2019.04.001.

142. Yurdakul, M. Design of the Assembly Systems for Airplane Structures / M. Yurdakul, Y. Tansel, E. C. Osman // Design Engineering and Science. – Cham : Springer, 2021. – P. 521–541. – DOI: 10.1007/978-3-030-49232-8_18.

143. Failure mechanism and reliability analysis of the rear cargo door lock of transport aircraft / S. Zhongchao, Y. Tianxiang, P. Huan, S. Bifeng // Engineering Failure Analysis. – 2020. – Vol. 122. – P. 1–9. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2020.105182.

144. Авиационные материалы : справочник. В 9 т. Т. 4. Алюминиевые и бериллиевые сплавы. Ч. 1. Деформируемые алюминиевые сплавы и сплавы на основе бериллия. Кн. 1 / под общ. ред. Р. Е. Шалина. – М. : ОНТИ, 1982. – 627 с.

145. Авіаційні правила України. Ч. 25 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-25 (Part-25) [Електронний ресурс]. – URL: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-25Part-25_27_06_2019.pdf (27.04.2026).

146. Авіаційні правила України. Ч. 21 «Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника» АПУ-21 (Part-21) [Електронний ресурс]. – URL: https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-21Part-21_27_06_2019.pdf (27.04.2026).

147. Автоматизированное конструирование в системе UNIGRAPHICS : учеб. пособие / А. Г. Гребеников, М. В. Синькевич, В. Н. Желдоченко, В. Н. Клименко, В. А. Урбанович. – Харьков : ХАИ, 1994. – 99 с.

148. Анализ характеристик общего НДС в элементах фитингового стыка крыла с центропланом / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2004. – Вып. 24. – С. 78–89.

149. Андренко, Г. И. Расчет летных характеристик самолета / Г. И. Андренко. – Харьков : ХАИ, 1969. – 68 с.

150. Андренко, Г. И. Устойчивость и управляемость самолета в продольном боковом движении : учеб. пособие по курсовому и диплом. проектированию / Г. И. Андренко, Л. Ф. Калитиевский. – Харьков : ХАИ, 1976. – 85 с.

151. Андриенко, Ю. Г. Метод формирования совокупности технико-экономических характеристик в процедуре выбора проектных решений при разработке транспортных самолетов / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2002. – Вып. 12. – С. 125–138.

152. Андриенко, Ю. Г. Необходимость совершенствования методов проектирования и основные положения процедуры выбора проектных решений по совокупности технико-экономических характеристик при разработке транспортных самолетов / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2002. – Вып. 11. – С. 118–124.

153. Андриенко, Ю. Г. Особенности расчета топливной эффективности самолетов гражданского назначения как одного из критериев оценки принимаемых решений / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2001. – Вып. 9. – С. 87–92.

154. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г. С. Бюшгенса. – М. : Изд. отдел ЦАГИ ; Пекин : АВИА-Изд-во КНР, 1995. – 772 с.

155. Балабуев, П. В. Стратегия и практика АНТК «Антонов» в создании самолетов «Ан» на основе полного электронного определения изделия / П. В. Балабуев, В. И. Матусевич // Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса : сб. ст. / под общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев : Техника, 2001. – С. 84–97.

156. Баринов, В. А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов / В. А. Баринов // Труды ЦАГИ. – Жуковский, 1983. – Вып. 2205. – 28 с.

157. Применение метода конечных элементов к исследованию местной прочности элементов авиационных конструкций / В. И. Барышников, В. И. Гришин, В. Ю. Донченко, Ю. В. Тихонов // Ученые записки ЦАГИ. – 1983. – Т. XIV, вып. 1. – С. 66–73.

158. Болотин, В. В. Ресурс машин и конструкций / В. В. Болотин. – М. : Машиностроение, 1990. – 446 с.

159. Большая энциклопедия транспорта. В 8 т. Т. 2. Авиационный транспорт / под ред. А. Г. Братухина, А. Л. Гильберга. – М. : Машиностроение, 1995. – 399 с.

160. Бондар, Ю. І. Дослідження пружно-деформованого стану жорсткого та пружного крила великого подовження / Ю. І. Бондар, О. О. Птіцин // Механіка гіроскопічних систем : наук.-техн. зб. / Нац. техн. ун-т України «Київ. політехн. ін-т». – Київ, 2018. – Вип. 35. – С. 120–137.

161. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход / В. С. Брусов, С. К. Баранов. – М. : Машиностроение, 1989. – 230 с.

162. Бычков, С. А. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники / С. А. Бычков, А. Г. Гребеников // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 60–67.

163. Василевский, Е. Т. Современные методы исследования напряженно-деформируемого состояния планера самолета / Е. Т. Василевский, О. В. Шутовский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2005. – Вып. 27. – С. 42–50.

164. Галкина, Н. С. Исследование напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций и их соединений / Н. С. Галкина, В. И. Гришин, В. Ю. Донченко // Труды ЦАГИ. – М., 1979. – Вып. 2012. – С. 3–50.

165. Гаража, В. В. Конструкция самолетов : учебник / В. В. Гаража. – Киев : КМУГА, 1998. – 524 с.

166. Гевко, Б. А. Методи визначення аеродинамічних навантажень під час польоту у безперервній турбулентності / Б. А. Гевко, Ю. І. Бондар // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – № 38. – С. 48–59.

167. Гражданское самолетостроение в начале XXI столетия. Деятельность ведущих мировых производителей / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, А. А. Щербак, Т. Н. Щедрина. – Киев : КИТ, 2008. – 168 с.

168. Особливості інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 37–60. – DOI: 10.32620/oikit.2019.86.03.

169. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2019. – Вып. 85. – С. 4–31. – DOI: 10.32620/oikit.2019.85.01.

170. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций / А. Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2000. – Вып. 7. – С. 15–37.

171. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования самолетных конструкций / А. Г. Гребеников, В. С. Кривцов // Информационные технологии в наукоемком машиностроении / ред. А. Г. Братухин. – Киев : Техника, 2001. – С. 154–177.

172. Гребеников, А. Г. Методология создания поверхностной модели пассажирского самолета с ТВД в системе параметрического моделирования CADDSS / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, А. Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. /

Гос. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 1998. – Вып. 2. – С. 256–265.

173. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография / А. Г. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2006. – 532 с.

174. Гребеников, В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений : монография / В. А. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2010. – 180 с.

175. Давыдов, Ю. В. Геометрия крыла. Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей / Ю. В. Давыдов, В. А. Злыгарев. – М. : Машиностроение, 1987. – 131 с.

176. Данилов, Ю. В. Практическое использование NX / Ю. В. Данилов. – М. : ДМК Пресс, 2011. – 331 с.

177. Дитрих, Я. Проектирование и конструирование. Системный подход : пер. с пол. / Я. Дитрих ; пер. с пол. Л. В. Левицкого, Ю. А. Чванова ; под ред. В. М. Бродянского. – М. : Мир, 1981. – 454 с.

178. Екобори, Т. Научные основы прочности и разрушения материалов / Т. Екобори ; пер. с яп. Ю. Е. Бусалова, А. Ю. Червякова ; под ред. Г. С. Писаренко. – Киев : Наук. думка, 1978. – 351 с.

179. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета : монография / А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. А. Матвиенко, А. М. Гуменный, С. П. Светличный. – Харьков : ХАИ, 2011. – 192 с.

180. Информационные технологии в наукоемком машиностроении. Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса : сб. ст. / под ред. А. Г. Братухина. – Киев : Техника, 2001. – 728 с.

181. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность : учеб. для авиац. втузов / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М. : Оборонгиз, 1940. – 638 с.

182. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2014. – Ч. 1–3.

183. Концепция создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов : монография / П. В. Балабуев, В. А. Богуслаев, А. Д. Донец, А. Г. Гребеников, А. З. Двейрин, В. Н. Казуров, Е. Т. Василевский, А. М. Гуменный. – Харьков : ХАИ, 2020. – 271 с.

184. Комплекс технических, системных и программных средств для проектирования и анализа авиационных конструкций / Г. Б. Варшавьяк, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. В. Заозерский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Харьков. авиац. ин-т им. Н. Е. Жуковского. – Харьков, 1998. – Вып. 1. – С. 42–46.

185. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий / Д. С. Кива, Г. А. Кривов, В. Ф. Семенцов, А. Г. Гребеников, В. А. Матвиенко, Е. Т. Василевский, А. М. Гуменный. – Киев : КВИЦ, 2015. – 188 с.

186. Конструкция и прочность самолетов : учеб. пособие / В. Н. Зайцев, Г. Н. Ночевкин, В. Л. Рудаков, Ж. С. Черненко. – Киев : Вища шк., 1974. – 544 с.

187. Краснов, Н. Ф. Основы аэродинамического расчета / Н. Ф. Краснов. – М. : Высш. шк., 1981. – 496 с.

188. Летные испытания самолетов : учебник / К. К. Васильченко, В. А. Леонов, И. М. Пашковский, Б. К. Поплавский. – 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1996. – 720 с.

189. Лавриненко, В. А. Развитие интегрированного программного средства формирования массы фюзеляжа пассажирского самолета / В. А. Лавриненко, В. Д. Первак, В. М. Рябченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Гос. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 1999. – Вып. 5. – С. 106–110.

190. Матусевич, В. И. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования / В. И. Матусевич, Ю. Р. Бойко // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 77–82.

191. Машиностроение : энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 2 / под ред. А. М. Матвеевко. – М. : Машиностроение, 2004. – 754 с.

192. Машиностроение : энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1 / под ред. Г. С. Бюшгенса. – М. : Машиностроение, 2002. – 800 с.

193. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолета / А. М. Гуменный, В. Н. Николаенко, В. А. Гребеников, А. Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – 2005. – Вып. 27. – С. 8–30.

194. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM / А. Г. Гребеников, А. З. Двейрин, Ю. Н. Геремес, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2006. – Вып. 30. – С. 10–30.

195. Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкций по условиям прочности при длительной эксплуатации. – М. : Минтранс, 1996. – 29 с.

196. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолета методом конечных элементов / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, П. О. Науменко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2006. – Вып. 33. – С. 5–15.

197. Методика определения характеристик локального НДС в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом /

Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2005. – Вып. 28. – С. 177–193.

198. Методика создания управляющих программ на станки с ЧПУ для изготовления формовочных приспособлений с использованием системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS / А. К. Мялица, С. А. Филиппов, А. Г. Гребеников, С. А. Лихачев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Гос. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 1998. – Вып. 2. – С. 96–101.

199. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. для студентов вузов. Ч. 1 / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников [и др.]. – Харьков : ХАИ, 2003. – 454 с. – ISBN 966-662-037-5.

200. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. для студентов вузов. Ч. 2 / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников [и др.]. – Харьков : ХАИ, 2003. – 390 с. – ISBN 966-662-037-5.

201. Механіка руйнування і міцність матеріалів : довід. посіб. Т. 9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О. П. Остап [та ін.] ; за заг. ред. В. В. Панасюка. – Львів : Сполом, 2007. – 1068 с.

202. Острославский, И. В. Аэродинамика самолета / И. В. Острославский. – М. : ГИОП, 1957. – 560 с.

203. Павленко, П. М. Математичне моделювання процесів інтеграції виробничих даних / П. М. Павленко, Б. С. Ахметов, В. В. Трейтак // Технологический аудит и резервы производства. – 2016. – № 2/3 (28). – С. 29–33.

204. Пиявский, С. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов / С. А. Пиявский, В. С. Брусов, Е. А. Хвилон. – М. : Машиностроение, 1974. – 168 с.

205. Проектирование гражданских самолетов: теории и методы / И. Я. Катырев [и др.] ; под ред. Г. В. Новожилова. – М. : Машиностроение, 1991. – 672 с.
206. Проектирование самолетов : учеб. для вузов / под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
207. Проектирование самолётов : лаб. практикум для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король, В. Н. Желдоченко, В. А. Урбанович, Е. В. Цегельник. – Харьков : ХАИ, 2002. – 176 с.
208. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21). – М. : МАК, 1994. – 40 с.
209. Разработка аванпроекта самолета : учеб. пособие для студентов вузов / А. К. Мялица, Л. А. Малащенко, А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. Н. Клименко, А. А. Сердюков. – Харьков : ХАИ, 2010. – 233 с. – ISBN 978-966-662-199-6.
210. Семенчин, В. А. Аэродинамика и динамика полета : конспект лекций / В. А. Семенчин, В. А. Захаренко, В. В. Чмовж. – Харьков : ХАИ, 2003. – 381 с.
211. Сопротивление усталости элементов конструкций / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебенев, Т. С. Родченко. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.
212. Стригунов, В. М. Расчет самолета на прочность : учеб. для авиац. вузов / В. М. Стригунов. – М. : Машиностроение, 1984. – 376 с.
213. Тейлор, Д. Нагрузки, действующие на самолет / Д. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 372 с.
214. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов / под ред. Г. В. Новожилова. – М. : Наука, 1976. – 440 с.
215. Толмачев, В. И. Методика весового расчета транспортных самолетов : учеб. пособие / В. И. Толмачев, С. А. Бычков. – Харьков : ХАИ, 1983. – 23 с.
216. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик ; пер. с англ. Е. П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

217. Хейвуд, Р. Б. Проектирование с учетом усталости : пер англ. / Р. Б. Хейвуд ; под ред. И. Ф. Образцова. – М. : Машиностроение, 1969. – 504 с.
218. Херцберг, Р. В. Деформация и механика разрушения конструкционных материалов / Р. В. Херцберг. – М. : Metallurgia, 1989. – 576 с.
219. Холявко, В. И. Расчет аэродинамических характеристик самолета / В. И. Холявко. – Харьков : ХАИ, 1991. – 71 с.
220. Гребеников, А. Г. Метод параметрического моделирования носовой части фюзеляжа самолета / А. Г. Гребеников, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2012. – Вып. 57. – С. 213–228.
221. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков авиац. ин-т». – Харьков, 2014. – Вып. 64. – С. 18–46.
222. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков авиац. ин-т». – Харьков, 2015. – Вып. 67. – С. 31–57.
223. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа массы фюзеляжа самолета / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков авиац. ин-т». – Харьков, 2015. – Вып. 69. – С. 23–49.
224. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа влияния геометрии остекления / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков авиац. ин-т». – Харьков, 2016. – Вып. 72. – С. 19–26.

225. Шмырев, В. Ф. Современные аспекты защиты бортового оборудования / В. Ф. Шмырев, К. Ф. Фомичев // Системи обробки інформації : зб. наук. пр. / Харків. нац. ун-т Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. – Харків, 2011. – Вип. 4. – С. 99–105.

226. Шульженко, М. Н. Курс конструкций самолетов : учебник / М. Н. Шульженко, А. И. Мостовой. – 2-е изд., доп. и перераб. – М. : Машиностроение, 1965. – 563 с.

227. Систематизация и классификация типов грузовых люков самолетов транспортной категории по основным конструктивным признакам / А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. И. Рабичев, А. В. Балун, Д. С. Конышев. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2015. Вип. 70. С. 33–53. (Фахове видання, Index Copernicus)

228. Структурный анализ основных конструктивных элементов грузовых люков самолетов транспортной категории / А. З. Двейрин, С. А. Бычков, В. А. Костюк, А. В. Балун, А. И. Рабичев, Д. С. Конышев. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2016. Вип. 74. С. 22–48. (Фахове видання, Index Copernicus)

229. 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 = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2017. Вип. 78. С. 5–17. (Фахове видання, Index Copernicus)

230. Конышев Д. С. Метод определения основных параметров грузового люка в хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории. Открытые

информационные и компьютерные интегрированные технологии =
Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2020. Вип. 87. С. 52–71. DOI: 10.32620/oikit.2020.87.02 (Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)

231. Конишев Д. С. Интегрированное проектирование хвостовой части фюзеляжа лайнеров транспортной категории. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 101. С. 4–21. DOI: 10.32620/oikit.2024.101.01 (Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)

232. Метод проектирования модификации лайнера на базе существующего семейства лайнеров транспортной категории / О. О. Бойко, О. Г. Гребеніков, Д. С. Конишев, С. А. Філь, М. І. Філіппов. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2024. Вип. 102. С. 4–31. DOI: 10.32620/oikit.2024.102.01 (Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)

233. О. Г. Гребеніков, Д. С. Конишев. Развитие методов проектирования лайнеров транспортной категории // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2025. Вип. 104. С. 11–24. (Фахове видання, категорія «Б», Index Copernicus)

234. Design of the parametric appearance of the power plant for modifications of the regional passenger aircraft An-158 / V. Loginov, Y. Ukrainets, A. Humennyi, O. Yelans'ky, D. Konyshchev, Ye. Spirkin, V. Bezdielnyi. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2023. Vol. 4, № 1 (124). P. 35–52. DOI: 10.15587/1729-4061.2023.284806 (Фахове видання, категорія «А», Scopus, Q3)

235. Design method for pressurized and non-pressurized tail cargo door's fairings compartment in transport category aircraft / O. Grebenikov, A. Humennyi, V. Loginov, O. Dveirin, D. Konyshchev. Transaction on Aerospace Research. 2023. Vol. 2023, № 3. P. 55–71. DOI: 10.2478/tar-2023-0017. (Scopus)

236. Transport Aircrafts Rear Cargo Door Ramp with Sealed Floor Main Parameters and Components Description and Determination / D. Konyshev, A. Humennyi, O. Grebenikov, A. Chumak, L. Buival. International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering. ICTM'2020 : proceedings, 29–30 Oct. 2020, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 588–597. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS ; vol. 188, ISSN 2367-3370). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4_10 (Scopus, Q4)

237. Design of high fatigue life joins of fuselage structures considering fracture mechanics / D. Zhyriakov, O. Grebenikov, A. Humennyi, D. Konyshev. International Scientific and Technical Conference on Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. ICTM'2022 : proceedings, 18–19 Nov. 2022, Kharkiv, Ukraine. Cham : Springer, 2022. P. 159–173. (Lecture Notes in Networks and Systems. LNNS, ISSN 2367-3370 ; vol. 657). DOI: 10.1007/978-3-031-36201-9_14. (Scopus, Q4)

238. Долгих В. С., Конышев Д. С., Филь С. А. Перспективы развития беспилотной транспортной авиации. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии = Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2018. Вип. 80. С. 23–28. (Фахове видання, Index Copernicus)

239. Transport Category Airplane Fuselage Master Geometry Parametrical Modeling Method / A. Chumak, L. Buival, A. Humennyi, O. Grebenikov, D. Konyshev. Mathematical Modeling and Simulation of Systems. MODS'2020 : sel. papers 15th Intern. sci.-pract. conf., June 29 – July 01, 2020. Chernihiv, Ukraine. Cham : Springer, 2021. P. 101–110. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; vol. 1265, ISSN 2194-5357). DOI: 10.1007/978-3-030-58124-4_10 (Scopus, Q4)

ДОДАТОК А

Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «А»

А.1 Особливості задання теоретичних обводів фюзеляжу зі схемою вантажного люка типу «А»

Розглянемо процес проєктування вантажних люків типу «А». Основною ознакою таких схем є розташування всього люка в герметичній зоні. Виріз в фюзеляжі формується рампою, шарнірно закріпленою на порозі вантажної кабіни і стулкою, шарнірно навішеною в задній частині вантажного люка. Стулка повинна бути виконана цільною для можливості сприйняття надлишкового тиску у вантажній кабіні літака. Необхідність прибирання цільної стулки всередину фюзеляжу при відкритті вантажного люка визначає особливості геометрії фюзеляжу для схем вантажних люків типу «А».

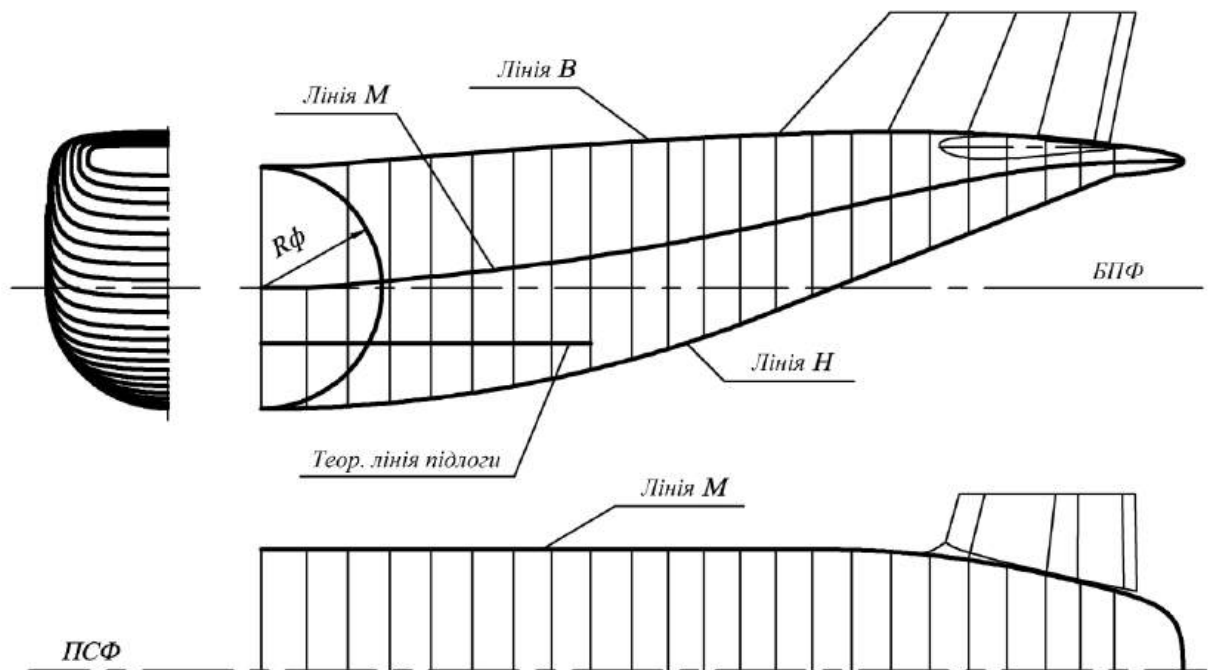


Рисунок А.1 – Теорія хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком, виконаним по схемі «А»

На рисунку А.1 зображена теорія хвостовій частини фюзеляжу для легкого десантно-транспортного літака з вантажним люком, виконаним за схемою «А». З

рисунка видно, що така теорія не має високої аеродинамічної досконалості, оскільки підйом лінії В починається в середній частині фюзеляжу, а на вигляді в плані звуження бічної лінії відбувається лише в кінці фюзеляжу. Поперечні перерізи фюзеляжу мають форму кола тільки на дистанції, обмеженій початком підйому верхньої лінії В.

Зрозуміло, що така теорія буде програвати і по міцності, оскільки перетини, утворені кривими за допомогою дискримінантів F_v і F_H , не будуть наближені до форми кола. І для сприйняття надлишкового тиску всередині вантажної кабіни необхідне додаткове посилення шпангоутів. Однак такі витрати, виправдані в тих випадках, коли збільшення маси літака компенсується відносною простотою системи вантажного люка і зменшенням кількості його рухомих агрегатів.

На рисунку А.2 зображений спосіб побудови поперечного перерізу теорії хвостової частини фюзеляжу, зображеної на рисунку А.1. Графіки величин F_v і F_H вибираються при побудові геометричної форми фюзеляжу і узгоджуються з вимогами до прорізу вантажного люка.

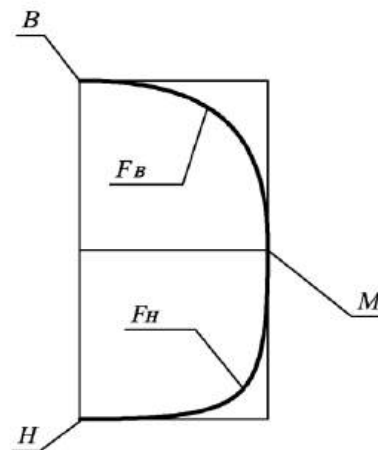


Рисунок А.2 – Поперечний перетин хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком виконаним по схемі «А»

А.2 Рампа вантажного люка. Тип 1

При визначенні геометричних параметрів рампи необхідно вибирати найбільшу її довжину, яка обмежується аеродинамікою літака при скиданні максимального вантажу з кінця рампи. Чим більше довжина рампи L_p , тим кращі

вихідні дані для проєктування вантажного люка. Збільшити довжину рампи при інших рівних умовах можна шляхом зменшення довжини горизонтальної підлоги вантажної кабіни літака.

Навішування рампи, її геометрична форма і конструктивні особливості залежать від способу утворення вирізу в районі рампи.

На рисунку А.3 зображені геометричні параметри рампи на вигляді збоку і вигляді в плані.

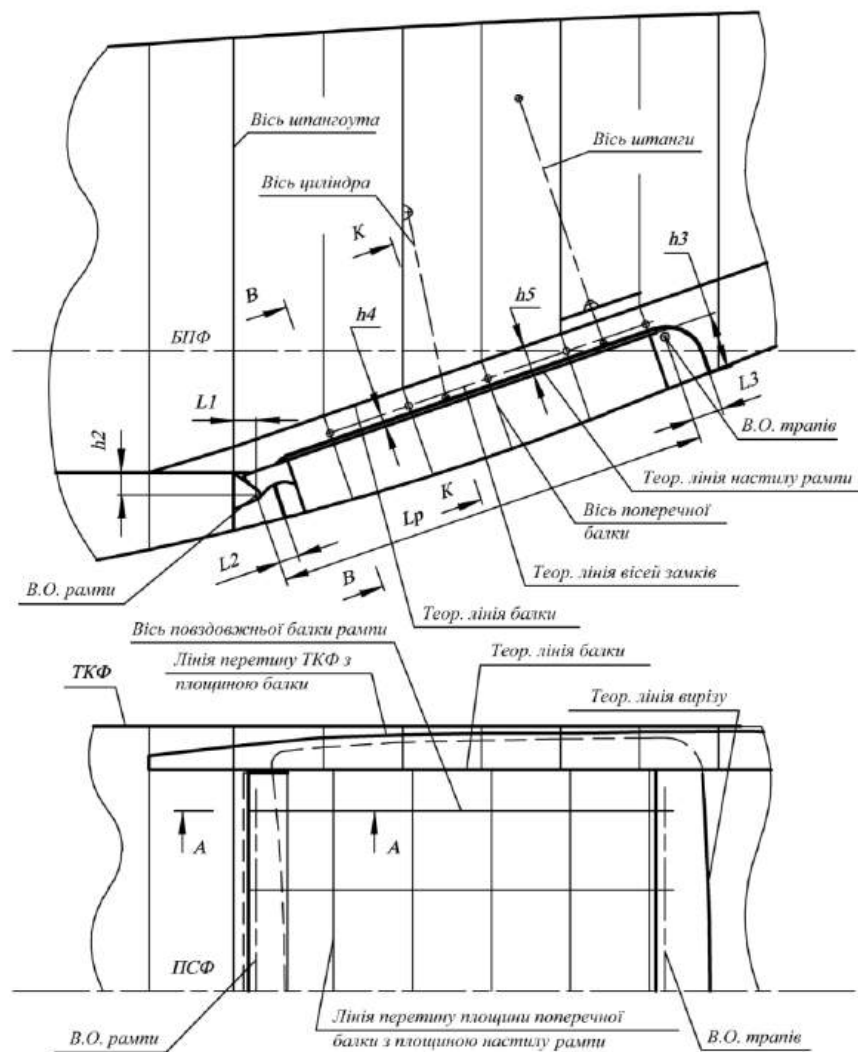


Рисунок А.3 – Схема розташування силових конструктивних елементів рампи

Виріз у фюзеляжі в поздовжньому напрямку виконано паралельно теоретичній лінії настилу рампи. У поперечному напрямку виріз виконаний

перпендикулярно поздовжній лінії. Поздовжні і поперечні лінії вирізу з'єднані радіусами $R1$ і $R2$.

Виріз у передній частині може бути виконаний в різних варіантах. На рисунку А.1 поперечна лінія вирізу виконана вертикально і попереду осі обертання рампи. При відхиленні рампи передній торець рампи входить всередину фюзеляжу літака. Це дозволяє встановлювати кронштейни навіски рампи рівномірно по висоті передньої балки рампи, але ускладнює герметизацію рампи в зв'язку з не однаковим підходом рампи до вирізу в фюзеляжі при її закритті.

Виріз, виконаний за віссю обертання рампи на дистанції $L2$ (рис. А.3 і А.5), дозволяє виконати безперервну лінію герметизації на фюзеляжі, оскільки на всьому його протязі рампа підходить до нього в одному напрямку. Це спрощує герметизацію і підвищує її надійність.

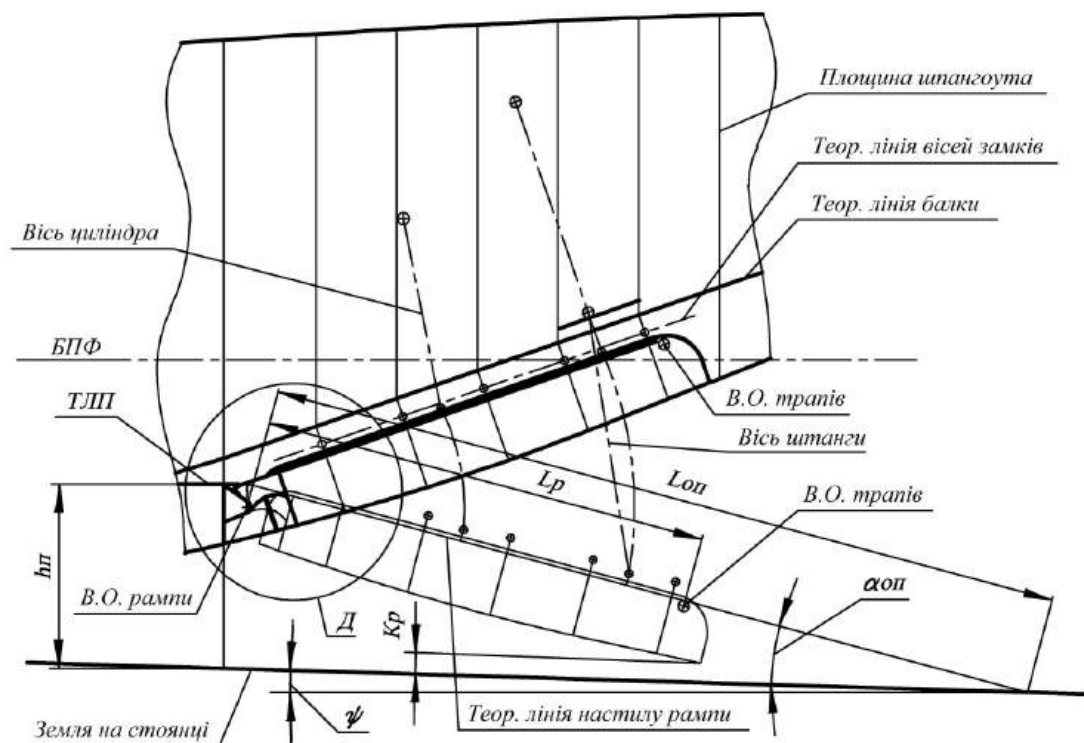


Рисунок А.4 – Схема рампи у відкритому положенні

Розміри h_2 і L_1 вибираються з умови навішування рампи, розмір L_3 визначається в залежності від конструкції і навішування трапів. Задавши розмір h_3 , можна визначити виріз у фюзеляжі в районі рампи і конфігурацію рампи.

Теоретична лінія балки вантажного люка на вигляді збоку проводиться паралельно теоретичній лінії настилу рампи на відстані h_5 . Величина h_5 визначається в залежності від конструкції бічних замків рампи.

Зкоординувавши відстань між шпангоутами в районі рампи з її довжиною, необхідно визначитися з розбивкою несучих поперечних балок рампи, площини яких встановлюються перпендикулярно теоретичній лінії балки вантажного люка в місці її перетину зі шпангоутами фюзеляжу.

Після розробки конфігурації рампи, можна приступати до визначення довжини похилої підлоги $L_{оп}$ і її кута нахилу до землі $\alpha_{оп}$. Розрахунковою величиною $h_{п}$ є висота порога вантажної кабіни для порожнього спорядженого літака з навігаційним запасом палива. Кут ψ визначає розрахунковий рівень землі (рис. А.4).

Відстань від землі до заднього торця рампи K_p визначає характер її фіксації в відхиленому положенні. У даному виконанні рампа спирається на штанги рампи. При більшій величині L_p рампа може бути забезпечена нерухомими опорами, виконаними на її задньому кінці.

На вигляді в плані (рис. А.3) показано розташування поздовжніх балок рампи, осі яких вибираються в залежності від колії завантажуваної техніки і можливості конструктивного виконання вузлів навіски рампи.

Таким чином, геометричні параметри рампи й її конструктивно-силова схема дозволяють приступити до розробки конструкції вузлів навішування рампи, її поздовжніх і поперечних балок, конструкції силових замків рампи, вузлів навішування циліндрів управління і штанг рампи, а також герметизації рампи.

На рисунку А.5 зображений винос Д рисунка А.4. Для забезпечення плавного сполучення настилу рампи з підлогою вантажної кабіни при її відхиленні в будь-якому проміжному положенні, передня частина рампи виконана

радіусно, при цьому $R = h_2$. Кронштейни навіски рампи 1 шарнірно навішені на кронштейнах 16, закріплених на нижній частині порогового шпангоута.

Розмір $k_{\max}$ встановлює максимально допустимий просвіт між підлогою вантажної кабіни і настилом рампи.

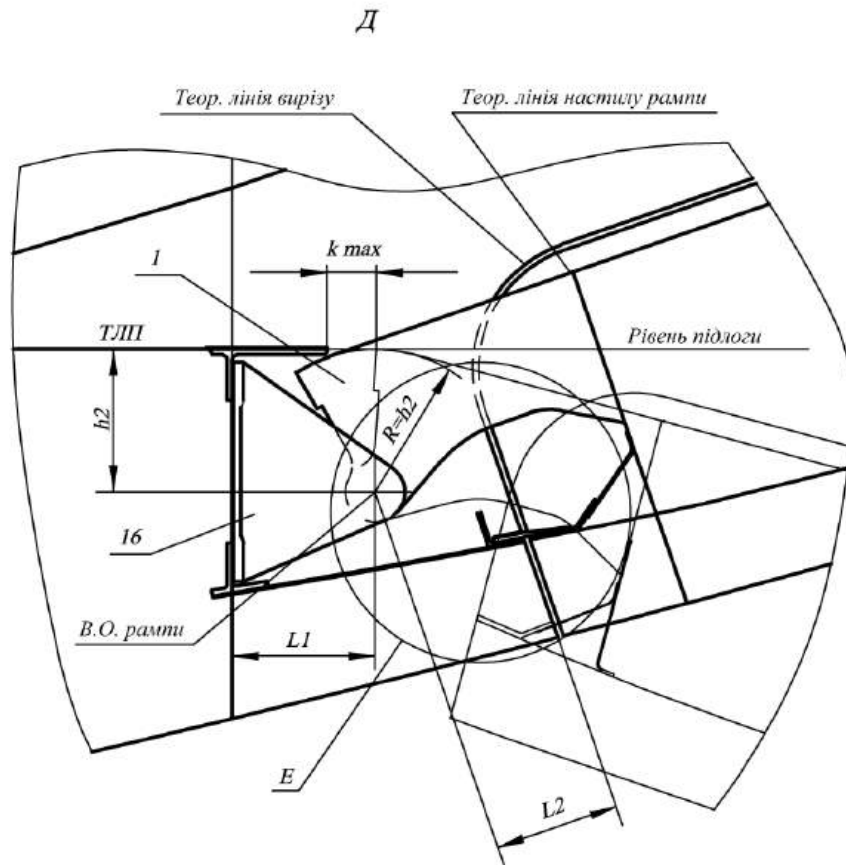


Рисунок А.5 – Схема вузла навіски рампи

На рисунку А.6 зображено винос Е рисунка А.5. Як видно з рисунків А.5 і А.6, розміри h_2 , L_1 і L_2 вибираються з умови забезпечення необхідної форми кронштейнів 1, що додає їм несучу здатність, забезпечення мінімального зазору від конструкції фюзеляжу $k_{\min}$ при відкритті рампи, забезпечення зазору k_3 від кронштейна навішування 1 до конструкції фюзеляжу (кутника 32, на якому встановлений профіль герметизації 33). Необхідно також забезпечення достатнього перехльосту профілю герметизації 33 з косинцем 34, встановленим на передньому торці рампи.

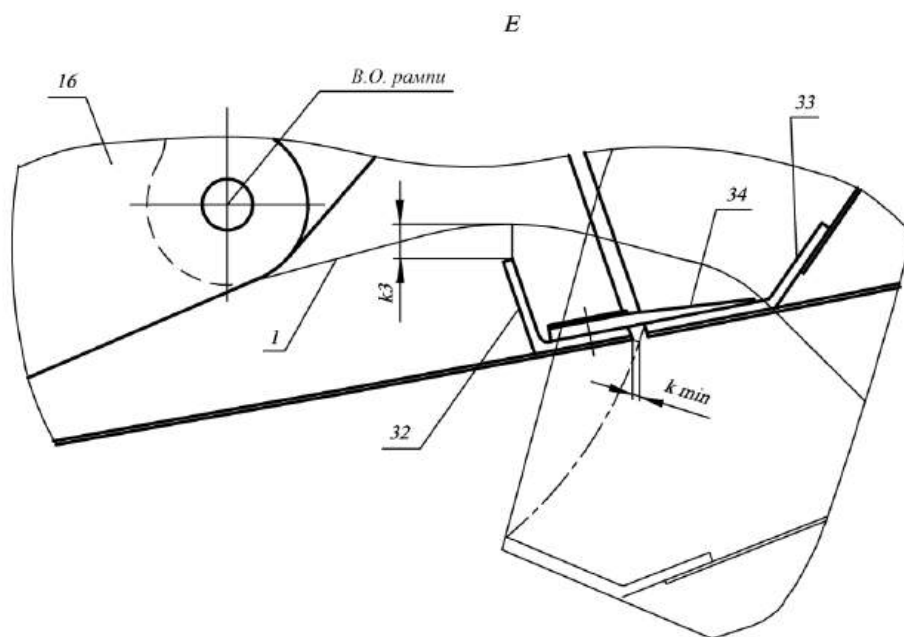


Рисунок А.6 – Схема ущільнення вирізу рампи

На рисунку А.7 зображено перетин А-А рисунка А.3. На рисунку показана конструкція передньої частини поздовжньої балки рампи із закріпленням на ній кронштейном навіски рампи 1.

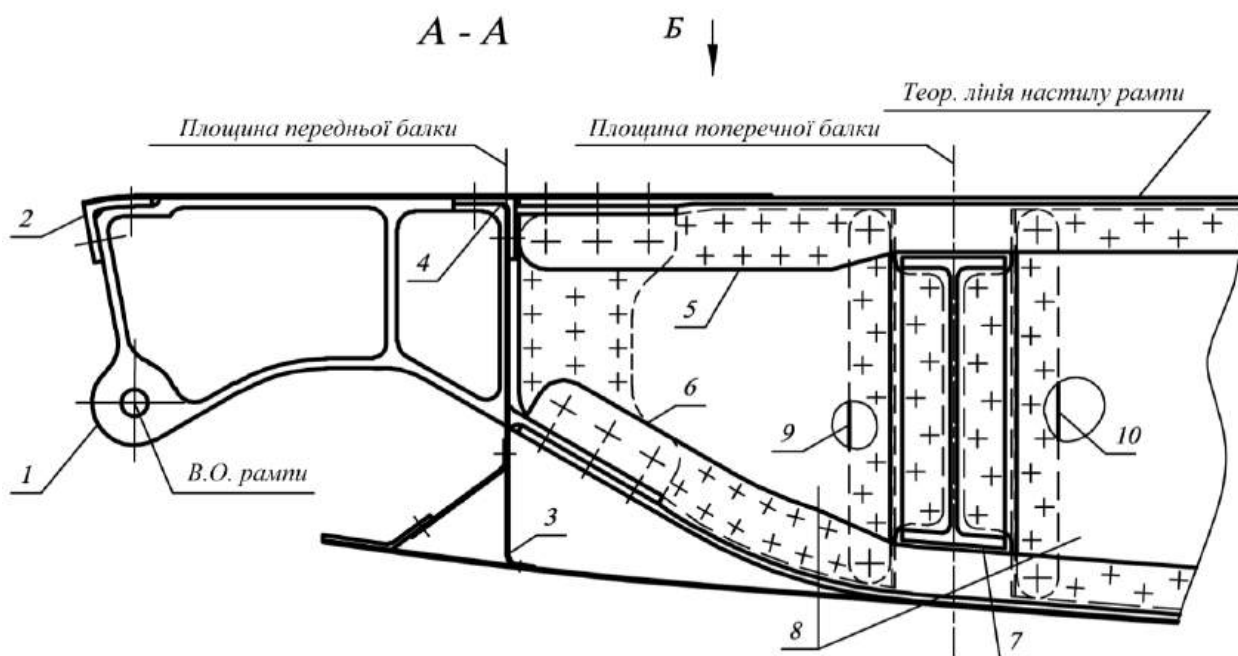


Рисунок А.7 – Схема конструкції передньої частини поздовжньої балки рампи

Поздовжня балка рампи виконана з верхнього і нижнього поясів 5 і 6 таврового перетину і стінки 8, яка виконана розрізною для забезпечення проходу цільної поперечної балки рампи 7 і перестиковується на ребрах балки 7 стійками 9 і 10.

Передня балка виконана з профілів 4, що спираються на кронштейни 1 і стінки 3, які виходять на обшивку рампи. Профіль 2, що спирається на кронштейни 1, окантовує передню частину рампи. Кронштейн 1 своїм ребром скріплений зі стінкою 8 поздовжньої балки рампи і вертикальними полками її поясів 5 і 6. Горизонтальні полки кронштейна 1 скріплені з горизонтальними полками поясів 5 і 6 (рис. А.8, на якому зображений вид Б рисунка А.7, обшивка настилу рампи умовно не показана).

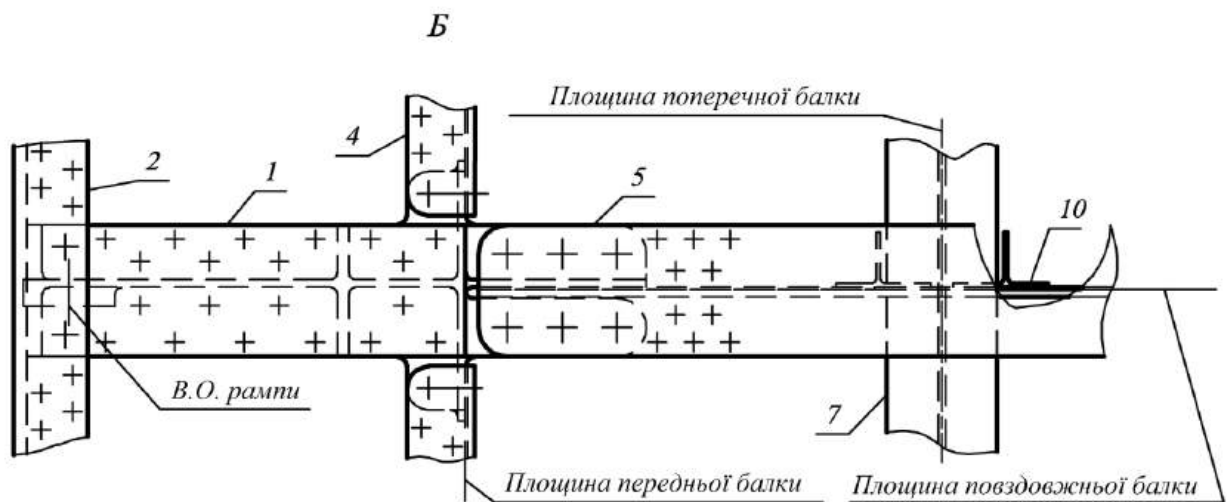


Рисунок А.8 – Схема з'єднання поздовжньої та поперечних балок рампи

Частина навантаження від наддуву перерозподіляється через поздовжні балки і за допомогою кронштейнів навішування рампи передається на поріг вантажної кабіни літака.

На рисунку А.9 зображено перетин В-В рисунка А.8. Стійки поздовжньої балки рампи умовно не показані.

На поперечній балці рампи 7 встановлено кронштейн з віссю бічного замка рампи. Балка 7 виконана у верхній частині з внутрішнім карманом для

забезпечення проходу верхнього пояса 5 поздовжньої балки рампи і установки на верхній пояс поперечної балки стрингерів 12 настилу рампи.

B - B

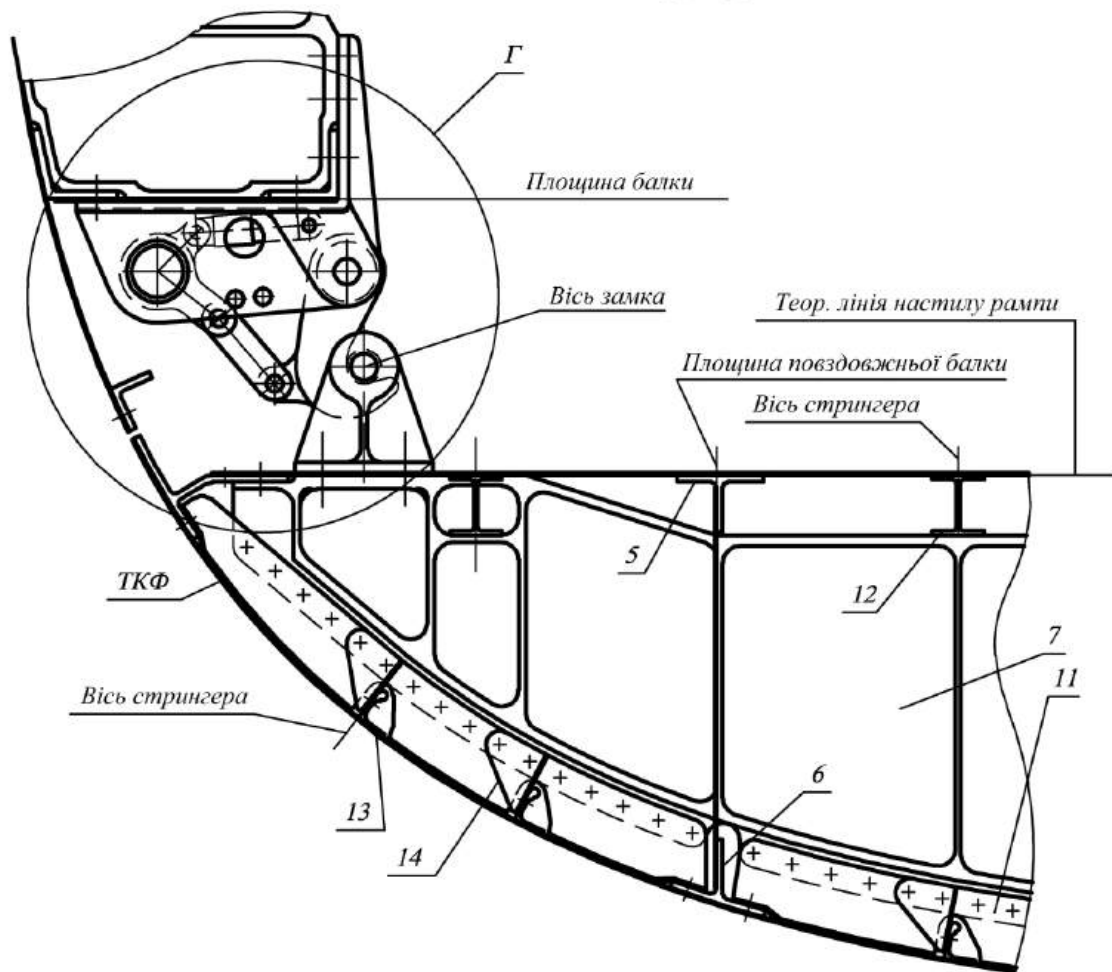


Рисунок А.9 – Схема запирання замками рампи

Нижня частина поперечної балки рампи виконана з ребрами, до яких кріпиться компенсатор 11, що виходить на обшивку рампи. Компенсатор 11 забезпечений просічками для проходу стрингерів 13. Стрингери і компенсатор скріплені кницями 14. Частина верхнього пояса поперечної балки рампи, верхній пояс 5 поздовжньої балки і стрингери 12 скріплені з настилом рампи. Нижній пояс 6 поздовжньої балки рампи, компенсатор 11 і стрингери 13 скріплені з обшивкою рампи, що виходить на теоретичний контур фюзеляжу.

З рисунка А.10 видно, що шарнірно з'єднані важіль 27, ланка 28 і гак 23 утворюють рухливий триланник. При обертанні важеля 27 на валу 26, гак 23 через качалку 28 виводиться з зачеплення з віссю 21 до установки на упор 31. У закритому і відкритому положенні важіль 27 підпружинений амортизатором 29. Амортизатор виконаний у вигляді двох циліндричних порожнин, одна з яких шарнірно з'єднана з важелем 27, а інша шарнірно закріплена в корпусі 25. У середині циліндричних порожнин встановлена пружина стиснення.

У закритому положенні для запобігання мимовільному відкриттю замка необхідно забезпечити поворот гака 27 на величину розміру a_1 від лінії, що з'єднує осі шарнірів важеля 27 і шарніра качалки 28 на гаку 23. Для вільного переміщення в розрахункове положення у важелі 27 виконаний паз.

Навантаження, яке сприймається бічним замком рампи, передається на фюзеляж літака, а кінематичний замок, що утворився в результаті установки важеля 27 на упор 30, запобігає мимовільному відкриттю замка під навантаженням. Відкриття замка можливе лише при обертанні вала 26. При цьому гак 23 за допомогою амортизатора 29 фіксується на упорі 31 і при відкритті рампи переміщається з зазором k_1 від осі 21.

На рисунку А.11 зображений вид рисунка А.10, на якому показано кріплення підшви кронштейна 22 до верхнього поясу поперечної балки 7. Обшивку настилу рампи умовно не відображено.

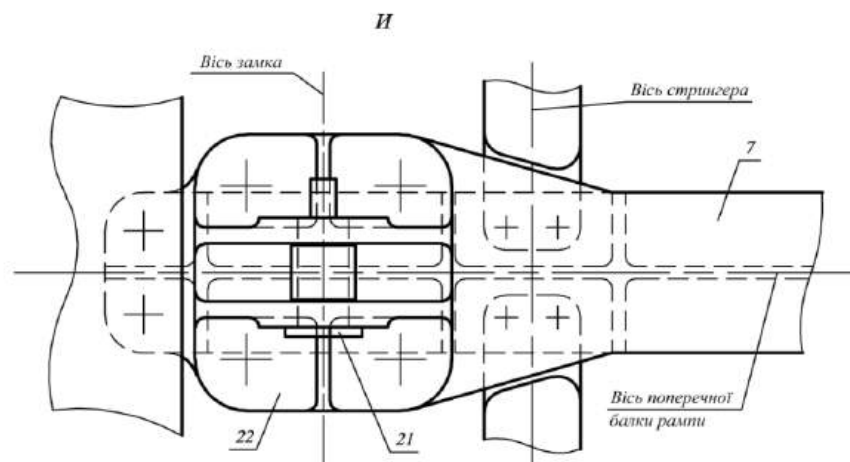


Рисунок А.11 – Схема установки кронштейна штанги рампи

А.4 Штанги і циліндри керування рампою

Основне призначення штанг – утримання рампи у відкритому положенні на рівні підлоги вантажної кабіни літака. Штанги можуть також використовуватися для фіксації рампи при відхиленні в крайнє положення, коли вона не спирається на землю. Максимальне навантаження, що діє на штанги і вузли їх кріплення до рампи і фюзеляжу, залежить від маси скидуваного вантажу при повітряному десантуванні і маси техніки, що завантажується в вантажну кабіну літака.

При навантаженні штанга рампи працює на розтяг, тому вона може бути виконана зі смуги, шарнірно закріпленої на рампі, з можливістю її переміщення в гнізді, встановленому на борту фюзеляжу. Фіксація штанги забезпечується легкозйомним або стаціонарним упором, шарнірно закріпленим на штанзі. При цьому необхідна попередня перестановка упорів вручну в закритому положенні вантажного люка, якщо не передбачена автоматизована установка штанг для фіксації рампи в залежності від робочої конфігурації вантажного люка.

На рисунку А.12 наведено вид Ж рисунка А.11 (обшивка фюзеляжу і зовнішня обшивка рампи умовно не показані) і перетин К–К до рисунка А.3 (перетин повернуто за годинниковою стрілкою).

Циліндри управління рампою при її відкритті і закритті встановлені на борту фюзеляжу. На рисунку А.12 на перетині К-К рисунка А.3 показано кріплення циліндра до рампи вантажного люка.

При установці штанг і циліндрів в каркасі рампи передбачаються додаткові елементи конструктивного силового набору. Потужність циліндрів визначається в залежності від маси рампи і маси вантажу, що піднімається на рампі. Оптимальне співвідношення потужності циліндра і його ходу встановлюється підбором плеча циліндра щодо вісі обертання рампи при її відхиленні на максимальний кут.

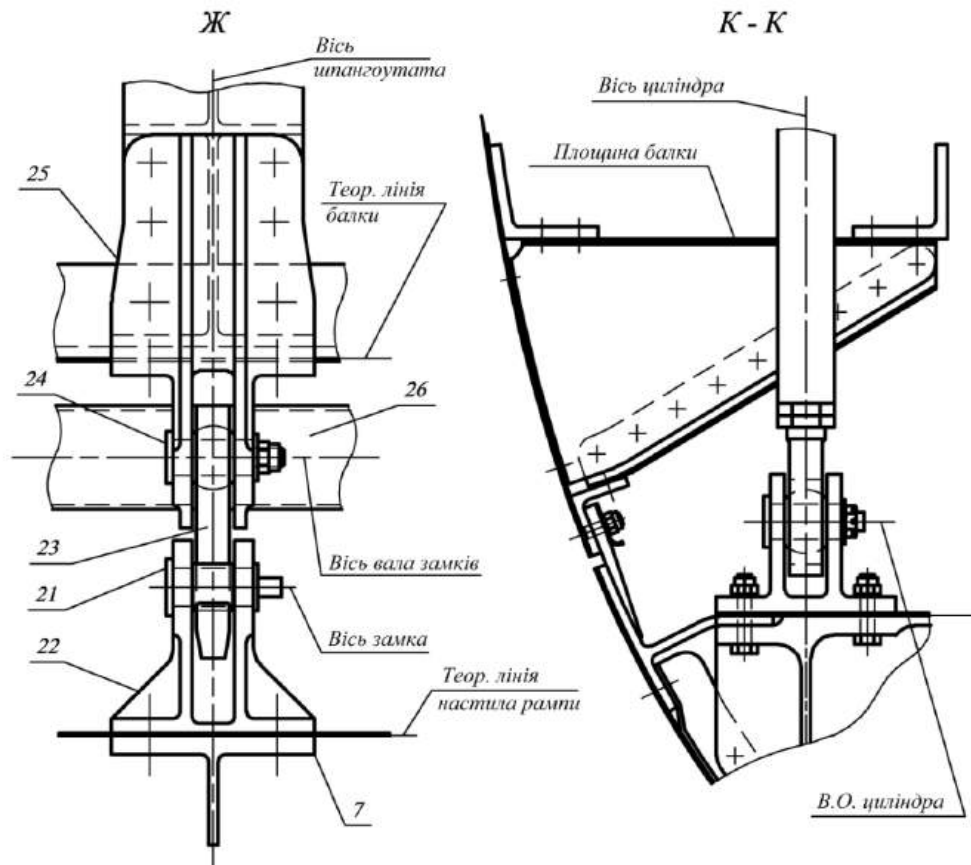


Рисунок А.12 – Схема встановлення кронштейнів замків та циліндрів керування рампи

А.5 Герметизація рампи

Герметизація вантажного люка в районі рампи здійснюється шляхом установки профілів герметизації. Профілі герметизації виготовляються з гуми. Як було показано вище, від способу вирізу в передній частині вантажного люка і навішування рампи залежить прокладка профілів герметизації і утворення їх привалкової поверхні.

При виконанні вирізу за віссю обертання рампи, як показано на рисунках А.5 і А.6, профіль герметизації може бути закріплений безперервною лінією на фюзеляжі. Такий спосіб герметизації найбільш ефективний і надійний. При закритті рампа підходить до профілю герметизації одномоментно по всій привалковій поверхні. Якщо виріз виконаний, як показано на рисунку А.1, відбувається розрив лінії герметизації, оскільки торець рампи входить всередину

фюзеляжу, і в цьому місці профіль герметизації на фюзеляжі встановити неможливо.

На рисунку А.10 показано кріплення профілю герметизації 35 до борткутника фюзеляжу. Розмір h_7 вибирається з умови забезпечення необхідного перехльоста між профілем герметизації і конструктивним поздовжнім елементом рампи, який плавно переходить в конструктивний елемент на її передньому торці.

Конфігурація профілю герметизації і спосіб його кріплення до фюзеляжу, а також утворення привалкової поверхні на рампі визначаються в залежності від особливостей конструктивних виконань рампи.

А.6 Рампа вантажного люка. Тип 2

На рисунку А.13 зображена рампа вантажного люка у виконанні 2. Конфігурація рампи і вирізу відрізняється від виконання 1. У даному випадку виріз в поздовжньому напрямку здійснюється січною вертикальною площиною, проведеною на відстані b_6 від теоретичної лінії балки.

Зміна конфігурації рампи приводить до зміни її конструкції і конструкції бічних замків рампи.

Як видно на рисунку А.14, бічні замки рампи встановлені під настилом рампи і кріпляться до торця поперечної балки рампи. Відповідно до цього, поперечні балки рампи у виконанні 1 відрізняються від виконання 2 і в своїх торцях скріплені поздовжніми балками.

Розмір b_4 встановлює відстань від СПФ до осі бічної балки. Розміри b_2 і b_3 визначають відстань до осей подовжніх балок рампи. Розміром b_5 встановлюється відстань між ПБФ і обрізом настилу рампи. Розміром b_6 встановлюється відстань від вісі балки вантажного люка до січної в вертикальній площині, яка формує виріз у фюзеляжі і конфігурацію рампи. Для забезпечення герметизації рампи і її одноманітності в районі навішування циліндра і штанги, конфігурація вирізу і рампи утворена сполучними кривими другого порядку. Розмір b_7 встановлює відстань між теоретичною лінією балки і теоретичною лінією вісей замків.

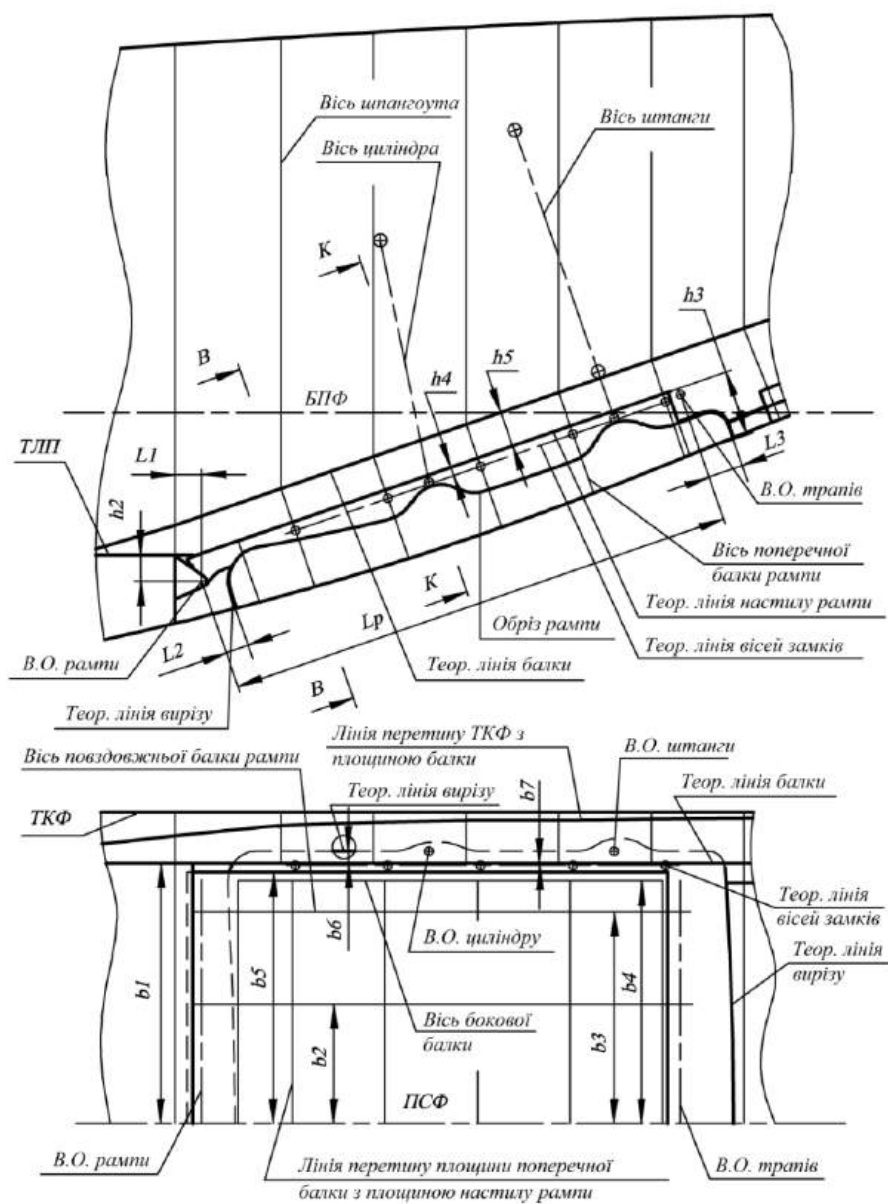


Рисунок А.13 – Схема рампи типу 2

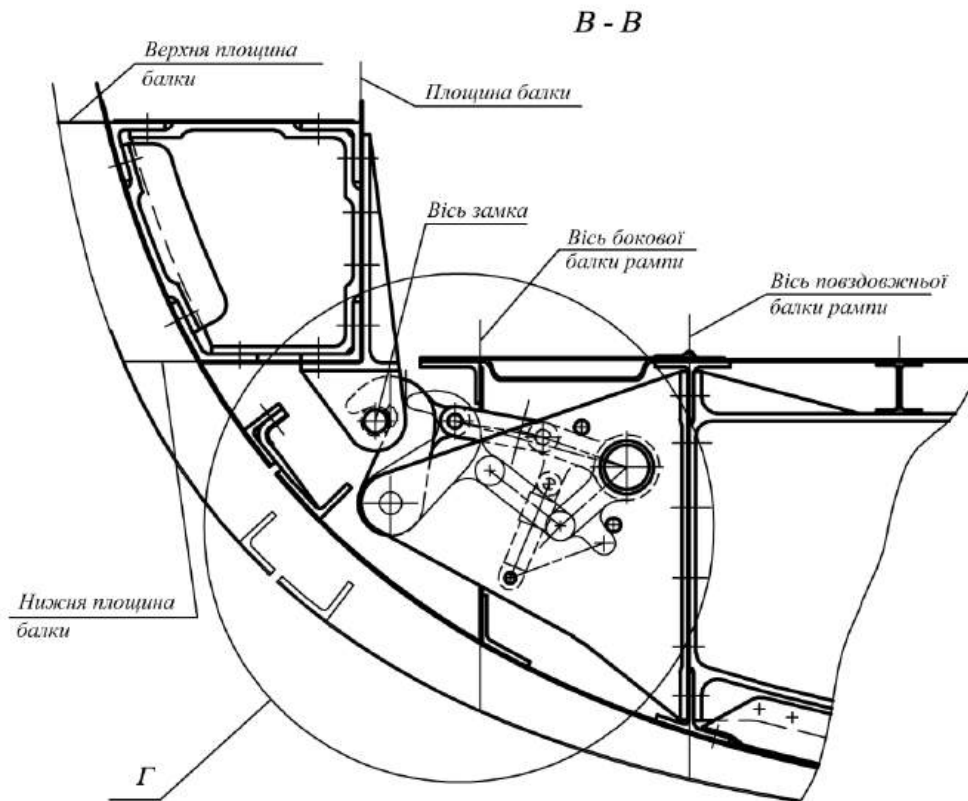


Рисунок А.14 – Схема встановлення замків рапи типу 2

На рисунку А.15, де показаний винос Г рисунка А.14, зображена конструктивно-силова схема бічних замків, що сприймають основне навантаження від масових сил і надлишкового тиску у вантажній кабіні літака при закритому положенні вантажного люка. Кінематика замків подібна кінематиці бічних замків рапи типу 1.

Кронштейни 40, несучі вісі 41 замків закріплені на балці вантажного люка. Складові частини замка встановлені в корпусі 44, закріпленому на торці поперечної балки рапи. На осі 42 шарнірно закріплений гак 43, який в закритому положенні взаємодіє з віссю замка 41. Гак 43 шарнірно з'єднаний з важелем 46 ланкою 45. Важіль 46 встановлений на валу 47, з'єднаному з циліндром управління замками. У закритому положенні важіль 46 підпружинений амортизатором 48 і стоїть на упорі 50. Шарнірний триланцюг, що складається з гаку 43, ланки 45 і важелю 46, утворює кінематичний замок, що перешкоджає

мимовільному виходу із зачеплення гака 43. Для забезпечення конфігурації триланцюга з необхідним розміром a_1 у важелі 46 виконаний паз.

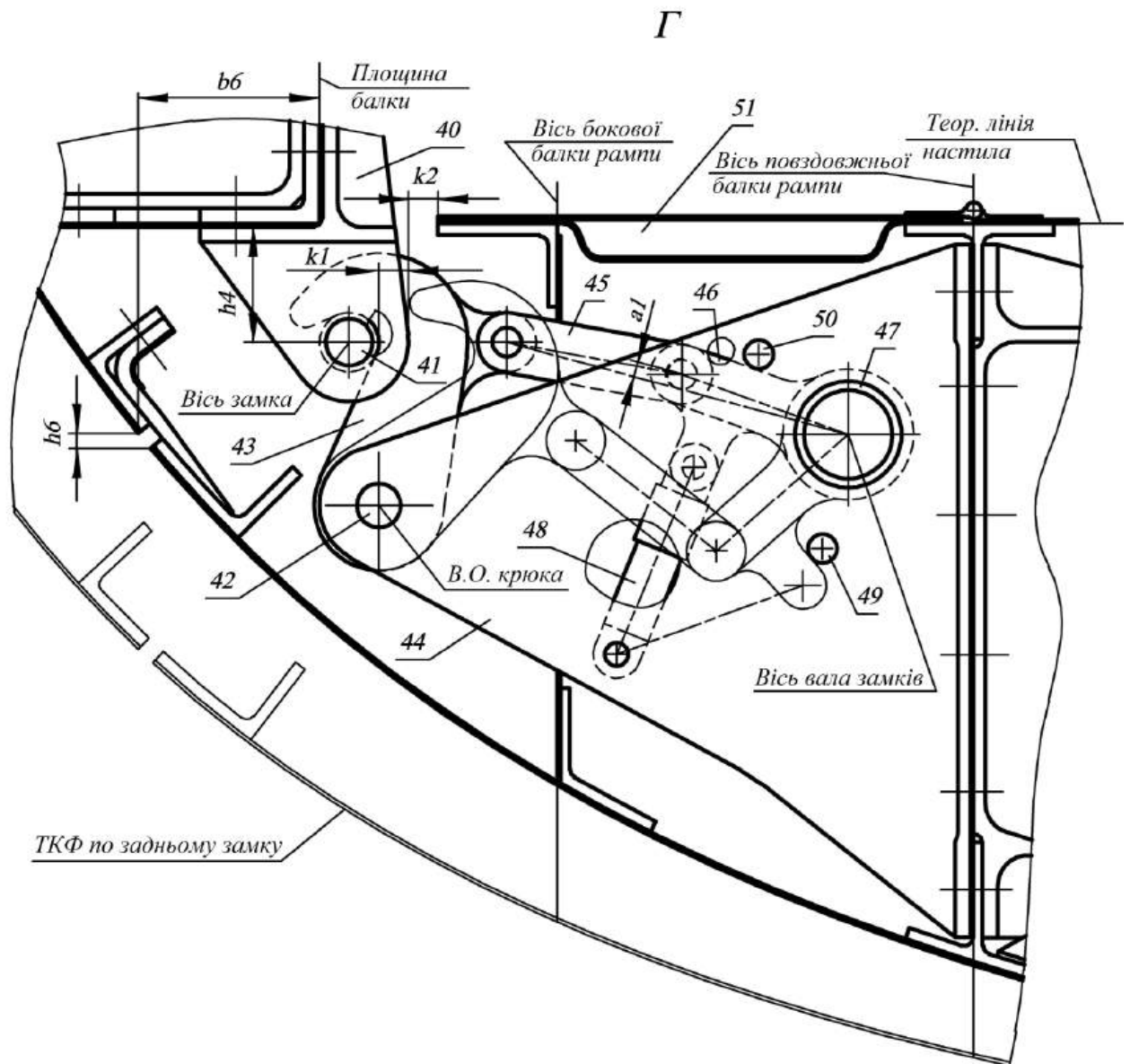


Рисунок А.15 – Кінематична схема замків рампи типу 2

При відкритті замків спочатку відбувається підтяг рампи її циліндрами. Після цього під впливом циліндрів відбувається поворот валу 47 з закріпленими на ньому важелями 46 до спирання на упори 49. Ланка 45 виводить гак 43 із зачеплення з віссю 41 і фіксується на упорі 49 амортизатором 48. Закриття замків відбувається в зворотній послідовності.

Розміри k_1 і k_2 встановлюють необхідні зазори при відкритті рампи між віссю 41 і гаком 43, а також між обрізом настилу рампи і кронштейном 40.

Порівняння типів рампи показує, що у виконанні 2 при однакових параметрах забезпечується менший виріз в оболонці фюзеляжу, при цьому можливе виконання об'ємної балки вантажного люка нижче рівня теоретичної лінії балки у виконанні 1. Однак у рампі з'являється додаткова бічна балка, а також погіршуються умови для установки замків і огляду їх при експлуатації, що вимагає виконання спеціальних лючків (на рисунку А.15 показана кришка 51 такого люка). При виборі виконання рампи необхідно також враховувати виникаючі при цьому умови кріплення до рампи її циліндрів і штанг, а також можливість забезпечення герметичності рампи по її настилу або зовнішній обшивці. Так, у виконанні 2 герметизація рампи може здійснюватись тільки на її зовнішній обшивці. У виконанні 1 герметизація можлива і по зовнішній обшивці, і по настилу рампи.

На рисунку А.16 зображені перетин К-К рисунка А.13 і вид Д перетину К-К. Кріплення циліндра до рампи здійснюється за допомогою кронштейна, встановленого на бічній балці рампи. На вигляді Д балка вантажного люка умовно не відображена.

А.7 Стулка вантажного люка

Конфігурація рампи і стулки, шарнірно навішеній в хвостовій частині фюзеляжу, визначають виріз вантажного люка в схемах типу «А». Особливістю стулки в цій схемі є її розташування в герметичній зоні вантажної кабіни, і вона, як і рампа, повинна сприймати навантаження від надлишкового тиску. Тому стулка виконується цільною з можливістю її прибирання всередину фюзеляжу при відкритті вантажного люка. Ця умова вимагає побудови відповідної геометричної форми фюзеляжу.

Конструктивно-силова схема стулки передбачає наявність зовнішньої і внутрішньої обшивки і каркаса у вигляді набору поперечних балок, пов'язаних конструктивними поздовжніми елементами. Для сприйняття і передачі

надлишкового тиску балки забезпечуються некерованими замками, взаємодіючими з вісями кронштейнів, установлених на борту фюзеляжу.

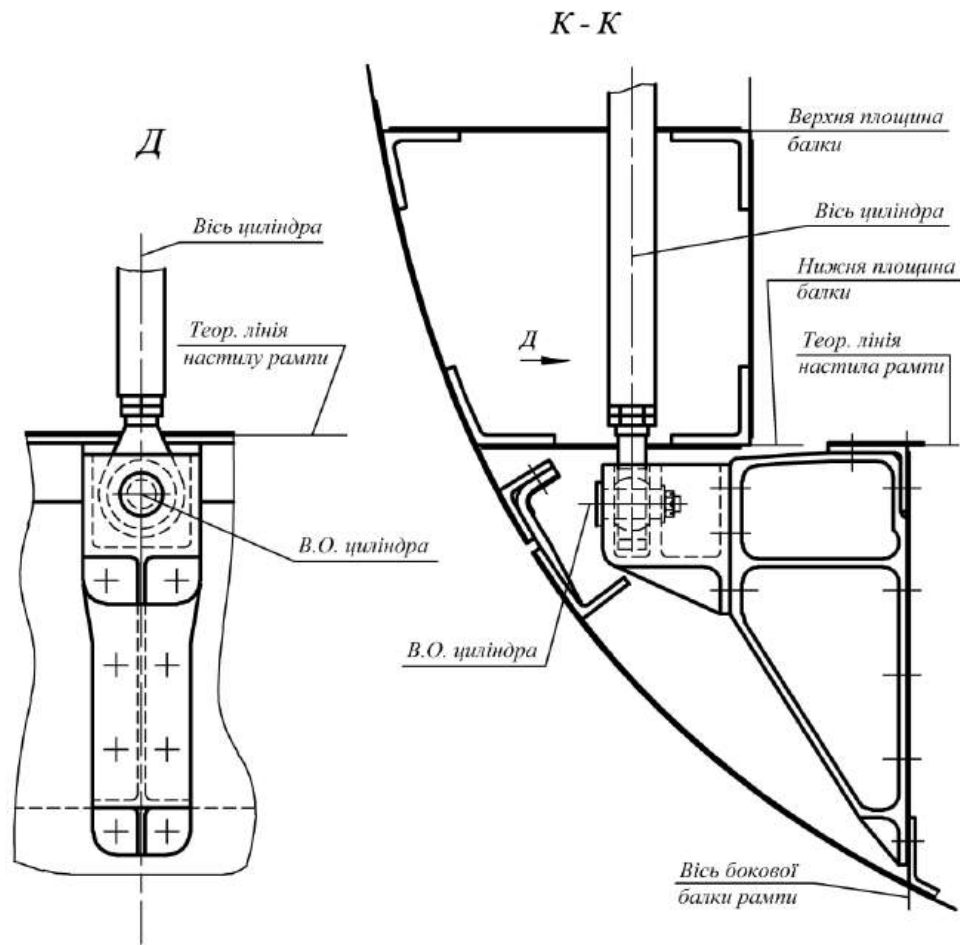


Рисунок А.16 – Схема кронштейнів навіски циліндрів рампи типу 2

На рисунку А.17 зображена стулка вантажного люка на вигляді збоку і вигляді в плані. Розмір h_1 встановлює будівельну висоту стулки. Розмірами h_2 і b_2 задана теоретична лінія вісей замків щодо теоретичної лінії настилу стулки і теоретичної лінії балки вантажного люка. Розмір b_1 визначає теоретичну лінію вирізу, від якої з заданим зазором виконується обріз стулки. Обрана вісь обертання стулки задається розмірами L_1 і h_3 .

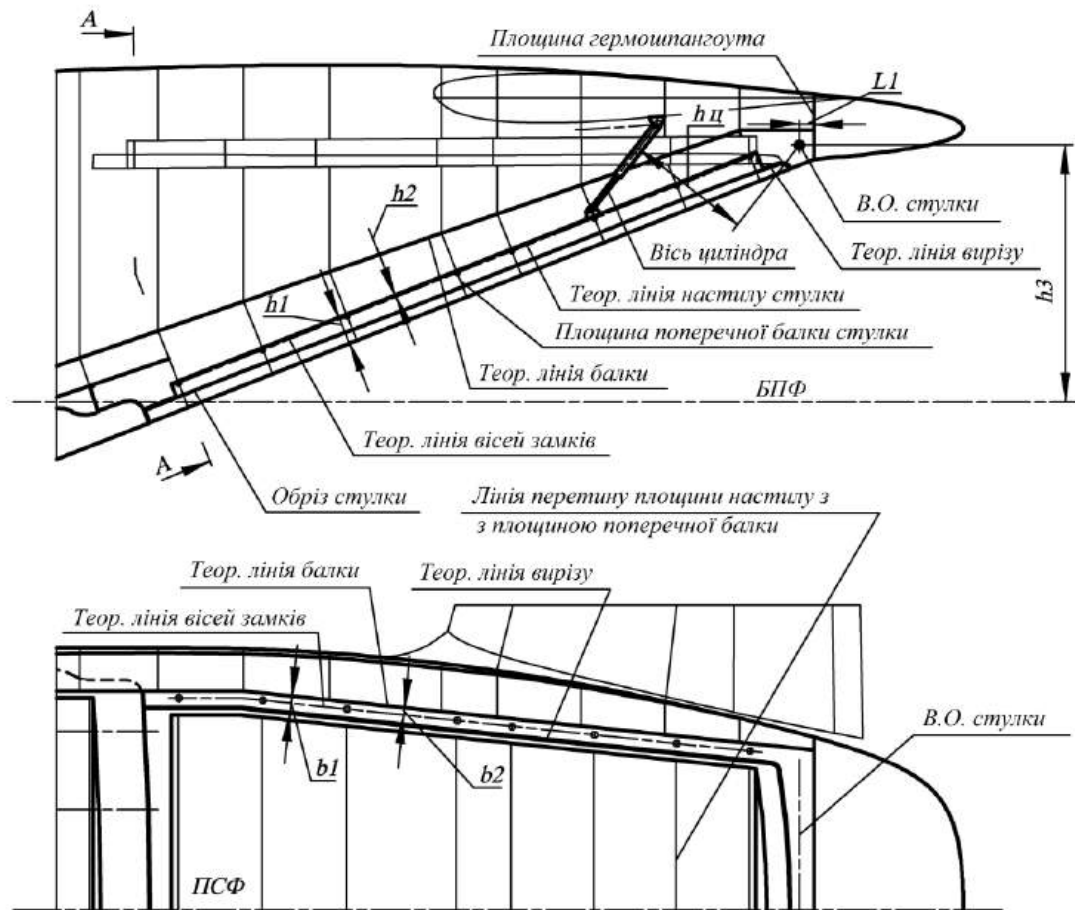


Рисунок А.17 – Схема ступки вантажного люка типу «А»

Потужність циліндра ступки вибирається відповідно до його ходу, з плечем $h_{\text{ц}}$, масою ступки і зовнішніми навантаженнями, що діють на ступку.

Вісі поперечних балок ступки вибираються відповідно до розбивки шпангоутів фюзеляжу перпендикулярно настилу ступки.

На рисунку А.18 зображено перетин А-А рисунка А.17. На рисунку А.19 зображений винос Б рисунка А.18.

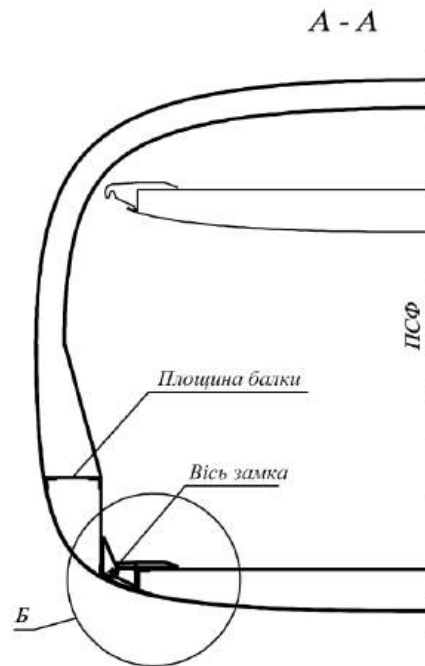


Рисунок А.18 – Схема формування вирізу стулкою вантажного люка

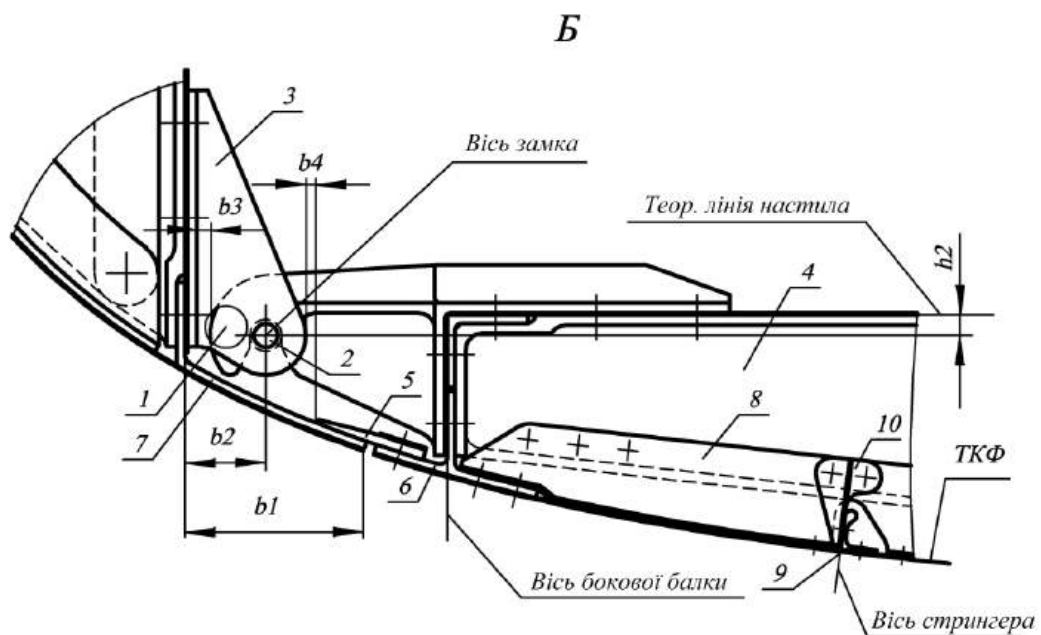


Рисунок А.19 – Схема замка закритого положення стулки

Гак 1, закріплений на стулці вантажного люка, взаємодіє з віссю 2 кронштейна 3, встановленого на борту фюзеляжу, передає на фюзеляж навантаження, сприйняте поперечною балкою стулки від наддуву усередині фюзеляжу. Гаки та вісі некерованих замків стулки призначені також для утримання бортів фюзеляжу в поперечному напрямку.

Рампа 1 з шарнірно приєднаним до неї трапом 2 відхиляється циліндром 5 до обпирання своєю опорою на землю або упор 7 штанги 4. Стулка 3 відхиляється вгору циліндром 6.

На рисунку А.21 зображені виноси В і Г рисунка А.20. Розмірами h_5 , L_2 і L_3 встановлюються координати вісі обертання трапів у залежності від конструктивного виконання їхнього навішування. Розмір h_6 визначає будівельну висоту торцевої балки трапів, розмір h_7 визначає будівельну висоту поздовжньої балки трапів. Опорна поверхня трапів у поперечному перерізі виконана радіусом R_1 для забезпечення необхідного контакту з землею при зміні рівня землі для різного центрування літака. Величина радіусу R_2 встановлюється технічними вимогами до вантажного люка літака.

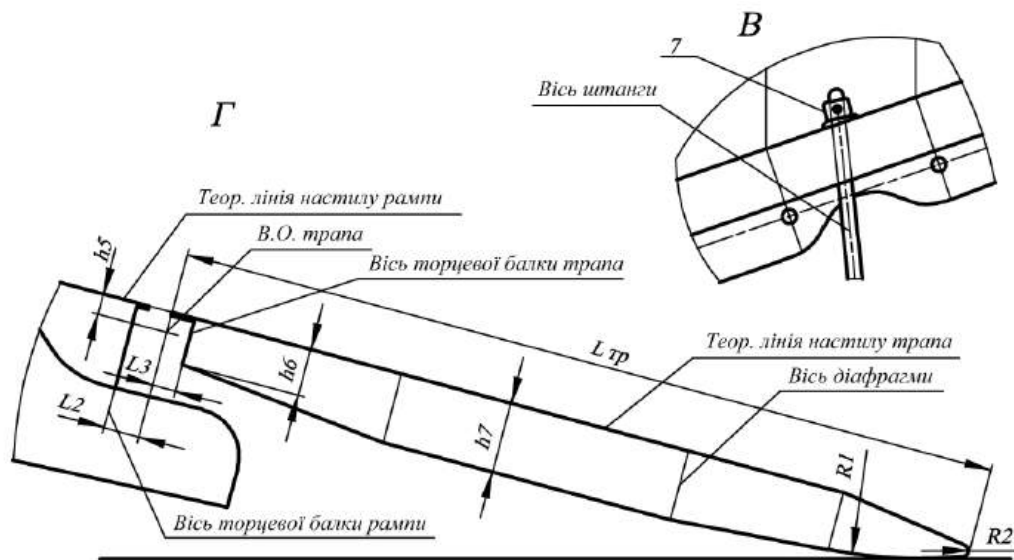


Рисунок А.21 – Теоретична схема трапа вантажного люка

Конструктивно трапи можуть бути виконані суцільними і не суцільними, одноланковими і багатоланковими, механізованими і не механізованими. Трап, зображений на рисунках А.20 і А.21, містить поздовжні балки, скріплені з торцевої балкою і силовим настилом. Поздовжні балки між собою з'єднані діафрагмами. На нижній поверхні передньої частини трапа виконана опорна поверхня. На передній торцевій балці трапа встановлені вузли кріплення до рампи, забезпечені легкознімними шпильками для його від'єднання при

підготовці вантажного люка до здійснення десантування людей і вантажів в повітрі.

А.9 Елементи десантно-транспортного обладнання в системі вантажного люка

Елементи десантно-транспортного обладнання, що знаходяться в зоні вантажного люка або входять до його складу, є додатковим чинником, що ускладнює систему вантажного люка. Такими елементами є складові частини верхнього і підлогового обладнання, засоби десантування та примусового введення парашутних систем.

Верхнє вантажне устаткування являє собою рухливий пристрій з лебідкою, що переміщується по рейках усередині вантажної кабіни літака. Рейки закріплені як в герметичній, так і негерметичній зоні нагорі фюзеляжу з необхідним вильотом від торця рампи для забезпечення завантаження великогабаритних вантажів і контейнерів. Частина рейок виконується відхиляємими і може входити до складу рухомих агрегатів вантажного люка.

Елементи підлогового обладнання: рольганги, перевалочні ролики, направляючі балки десантованих вантажних платформ можуть бути частиною агрегатів вантажного люка.

Парашутні засоби десантування включають в себе вантажні платформи, вантажні та витяжні парашути. Витяжні парашути кріпляться в зоні вантажного люка з таким розрахунком, щоб при скиданні вони переміщалися з гарантованим зазором від конструктивних елементів вантажного люка. Витяжні парашути через стренги з'єднані з конструкцією вантажних платформ і при їх розкритті переміщують платформи по рольгангам і перевалковим роликам до покидання вантажної кабіни літака.

Примусові засоби введення парашутних систем призначені для забезпечення в розрахунковий час безперервності десантування потоку парашутистів. До їх складу можуть входити троси, закріплені як на борту, так і всередині вантажної кабіни. На тросах за допомогою карабінів кріпляться чохли з

розташованими в них витяжними парашутами десантників. При русі парашутиста до прорізу вантажного люка витяжний парашут, чохол і карабін переміщуються в кінець троса до його кінця. При покиданні десантником вантажної кабіни витяжний парашут звільняється від чохла і розкриває основний парашут. Для забезпечення безпеки десантування та розміщення пакета порожніх чохлів трос повинен мати необхідний виліт від заднього торця рампи.

На рисунку А.22 зображений вантажний люк у відкритому положенні в конфігурації для десантування в повітрі. На вигляді в плані десантовані вантажі і платформа умовно не показані.

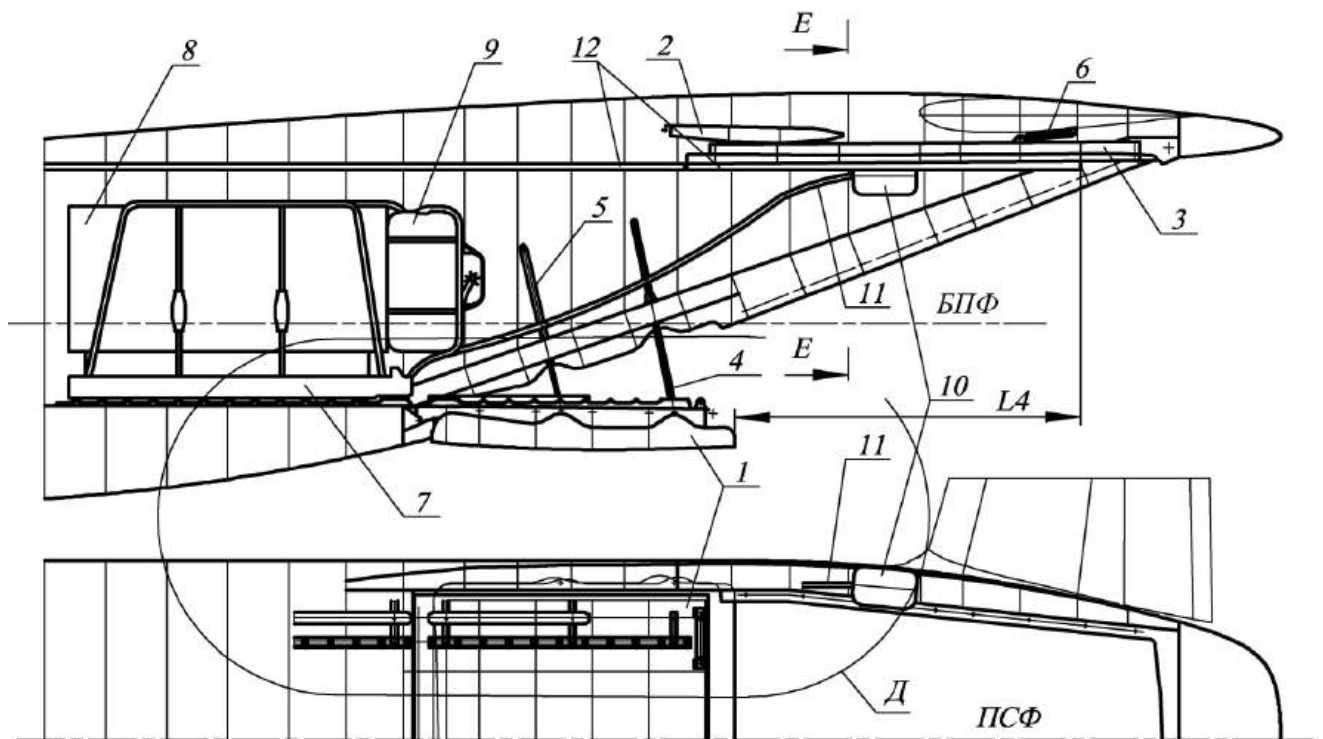


Рисунок А.22 – Схема вантажного люка в конфігурації повітряного десантування

Рампа 1 встановлена циліндром 5 в рівень підлоги і зафіксована штангою 4. Стулка 3 разом із закріпленим на ній трапом відхилена всередину вантажної кабіни циліндром 6. Платформа 7 з вантажем 8 і вантажними парашутами 9 встановлена на рольганги, що представляють собою знімні касети 14 із закріпленими в них роликами 15. Від вертикального і бічного переміщення платформа 7 обмежується балками 13 і фіксується від горизонтального переміщення розташованими в них замками. Обмежувальні балки 13 і рольганги

встановлені як у вантажній кабіні літака, так і на настилі рампи. Довжина балок 13 на рампі визначається з умови перевалювання платформи на перевалочних роликах 16. Розмір $L5$ від ОВ рампи до вісі перевалкового ролика 16 задається з розрахунку скидання вантажу максимальної маси і визначає можливу довжину рампи.

Рейки 12 верхнього навантажувального пристрою закріплені нагорі вантажної кабіни і на зовнішній поверхні стулки 3. Розмір $L4$ задає необхідний виліт рейок від торця рампи, встановлений технічними вимогами до вантажного люка.

На рисунку А.23 зображений винос Д рисунка А.22

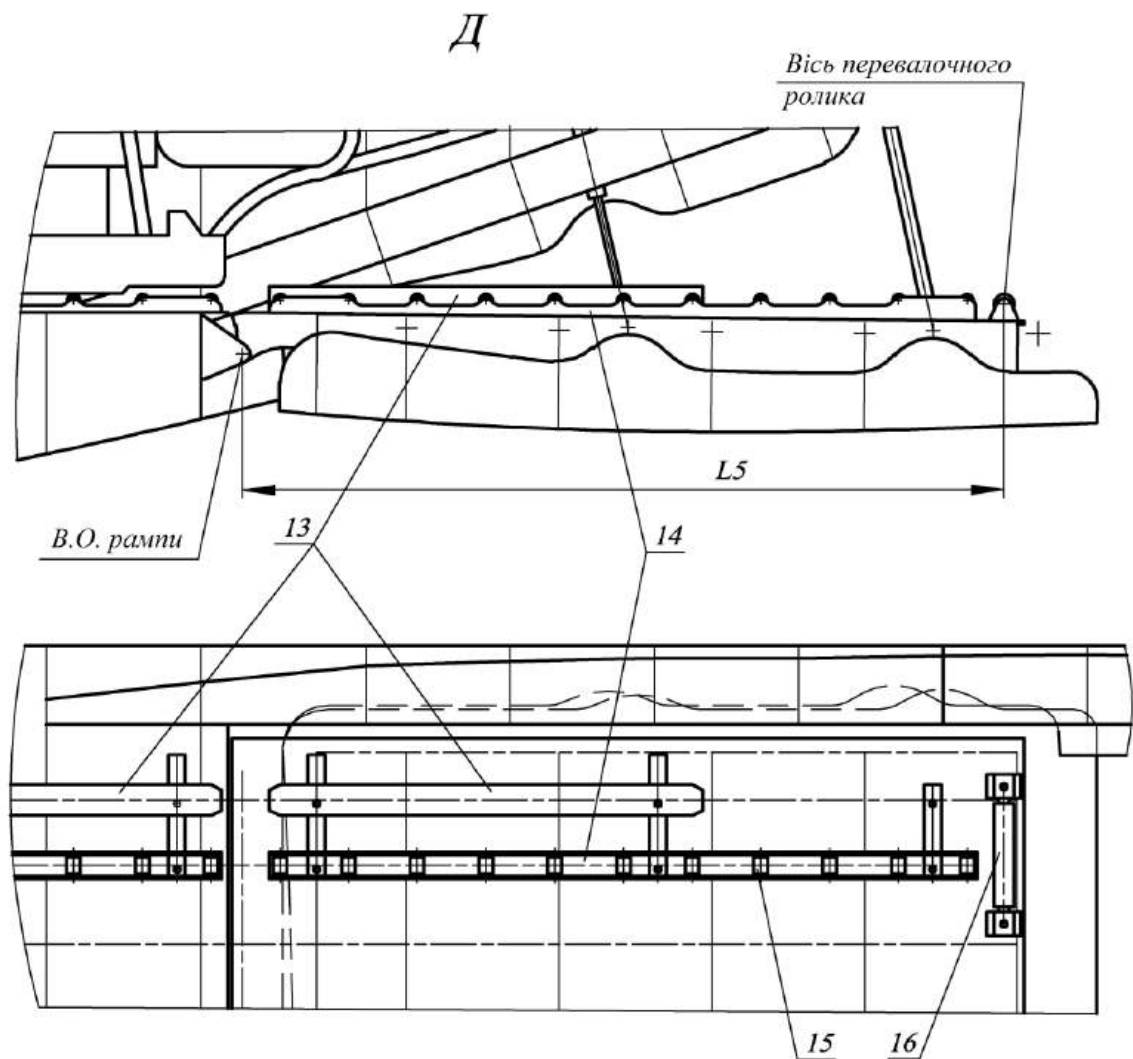


Рисунок А.23 – Схема встановлення підлогового обладнання для десантування

На рисунку А.24 зображено перетин Е - Е рисунка А.22. Витяжний парашут 10 закріплений між шпангоутами і забезпечений жолобом 19. При надходженні команди на скидання витяжний парашут 10 від'єднується від кріплення і, переміщаючись по жолобу 19, залишає вантажну кабінку літака. При цьому стренга 11 від'єднується від кріплення на борту фюзеляжу. Після розкриття витяжного парашута і натягу стренги відбувається розмикання замків платформи 7 і переміщення її по рольгангам вантажної кабіни і рампи.

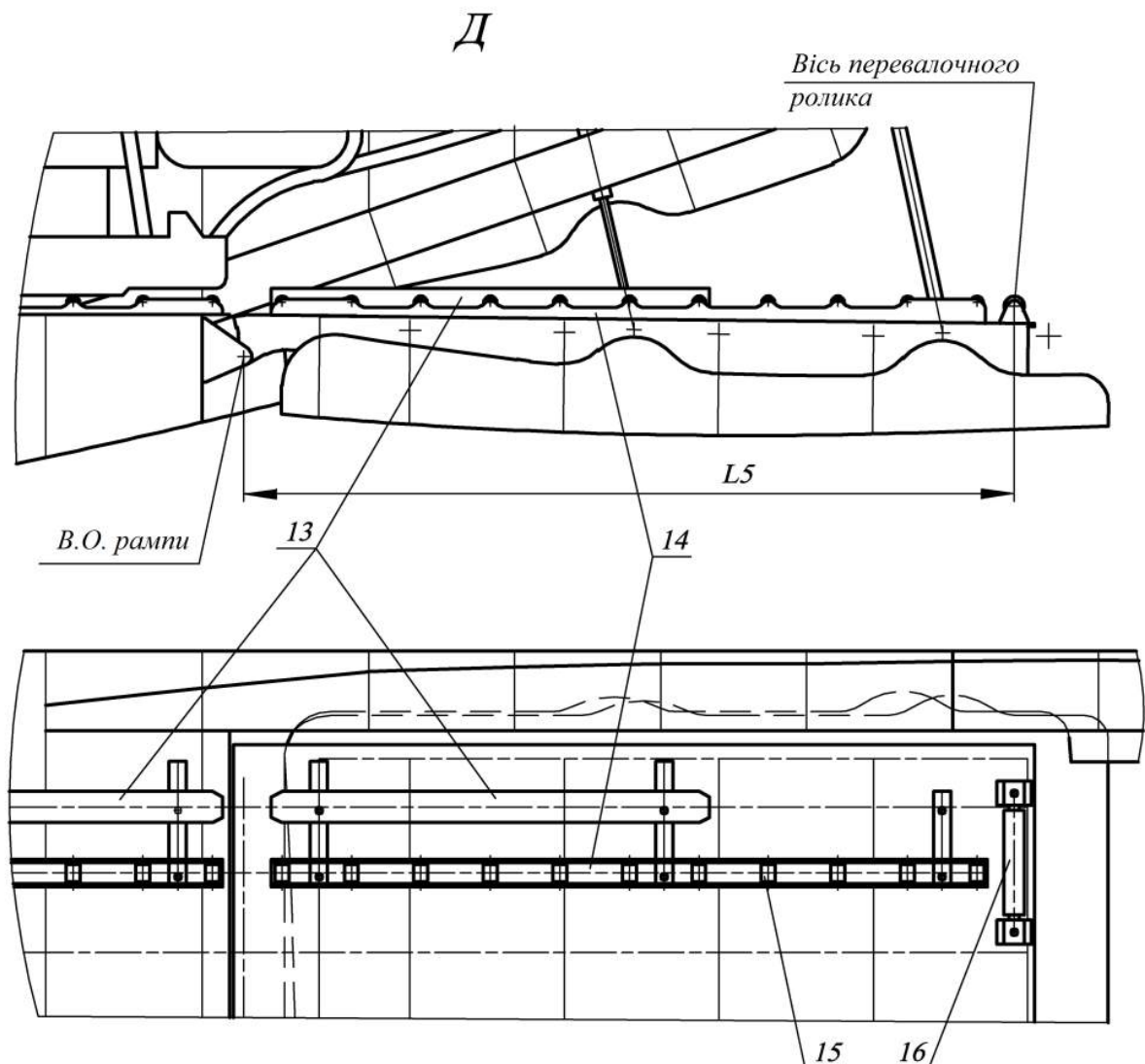


Рисунок А.24 – Схема встановлення бокових направляючих для десантування

На рисунку А.25 показана проводка тросів примусового введення парашутних систем.

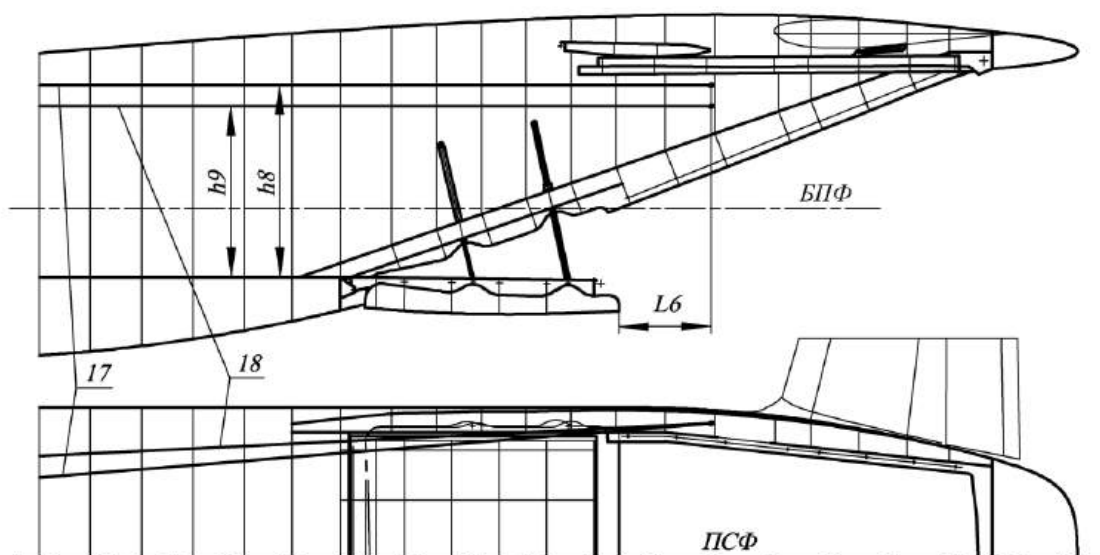


Рисунок А.25 – Схема проводки тросів примусового введення парашутних систем

Центральний трос 17 і бортовий трос 18 встановлюються на висоті h_8 і h_9 від теоретичної лінії підлоги. Розмір L_6 визначає виліт тросів від торця рамп.

ДОДАТОК Б

Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «Б»

Б.1 Особливості задання теоретичних обводів фюзеляжу з схемою вантажного люка типу «Б»

Основними ознаками вантажних люків типу «Б» є наявність гермошпангоута, що розділяє вантажний люк на герметичний і негерметичний відсіки, і рухому гермоперегородку, закріплену на верхній частині гермошпангоута. Вантажний люк типу «Б» може забезпечуватися гермощитками, встановленими на гермошпангоуті або рухомій гермоперегородці (гермостулці).

Поділ вантажного люка на герметичний і негерметичний відсіки дозволяє виконати відсік стулок з декількох рухомих частин, оскільки в закритому положенні всередині відсіку стулок відсутній надлишковий тиск. Поділ стулок на кілька частин відповідно до їх конструктивного виконання зменшує необхідний обсяг фюзеляжу при їх прибиранні всередину літака. Це сприяє створенню геометричної форми фюзеляжу з меншою поверхнею і кращими аеродинамічними характеристиками в порівнянні зі схемами типу «А», а також дає можливість задати радіусно поперечні перерізи в герметичній зоні вантажного люка, що покращує міцнісні характеристики фюзеляжу.

На рисунку Б.1 зображена теорія фюзеляжу, в якій може бути виконана схема вантажного люка типу «Б» з відсіком стулок, що складаються з декількох частин.

На рисунку Б.2 зображені перетини Д-Д, Б-Б і С-С рисунка Б.1.

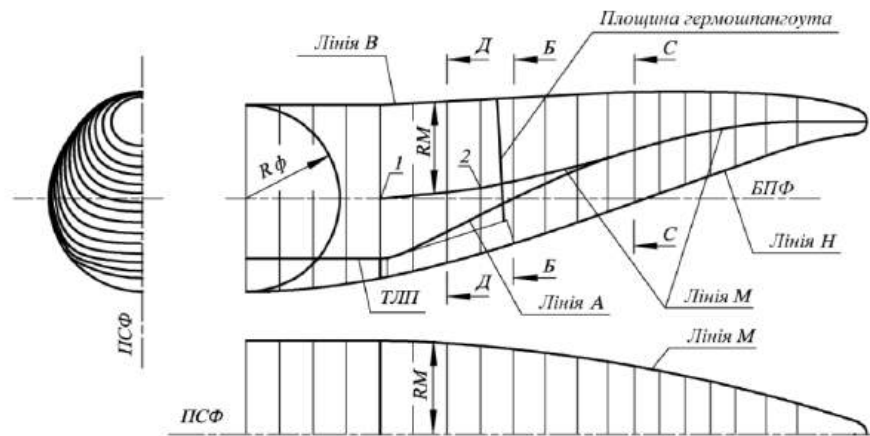


Рисунок Б.1 – Теоретична схема побудови обвідних ліній майстер-геометрії хвостової частини типу Б

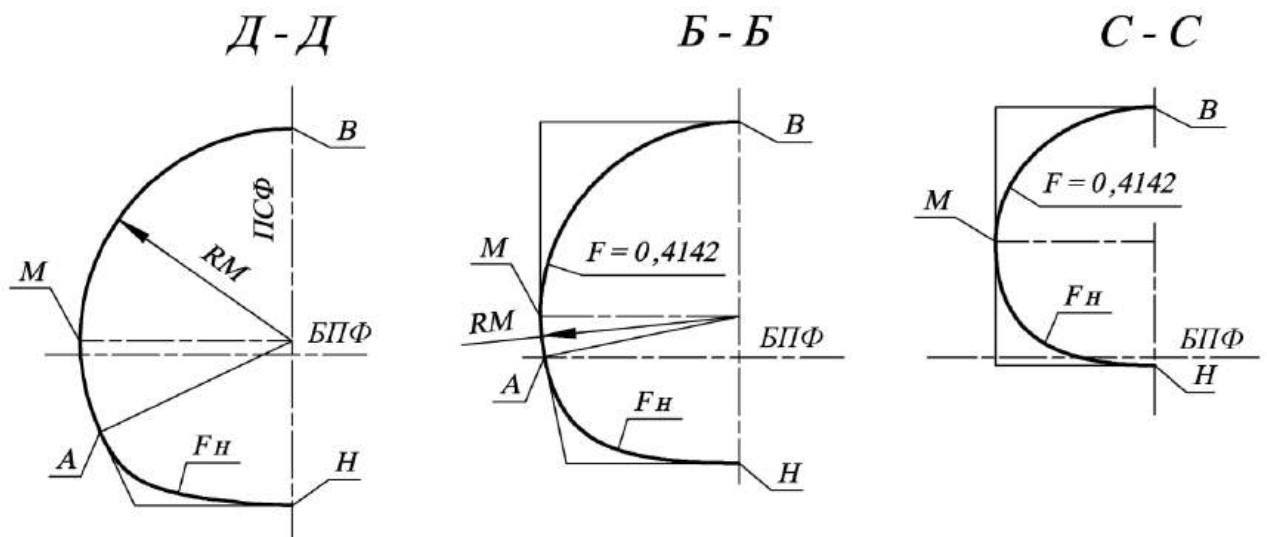


Рисунок Б.2 – Схема побудови поперечних обвідних майстер-геометрії хвостової частини типу «Б»

З рисунка Б.1 і перетину Д-Д видно, що поперечні перерізи на дистанції 1... 2 в зоні, обмеженій лініями В і А, виконані круговими з радіусами, рівними RM . Далі зона поверхні фюзеляжу, виконана радіусами RM , обмежується лініями М і А. Поверхня, обмежена лініями М і В, виконана кривими другого порядку з дискримінантом $F = 0,4142$, який відповідає дузі кола. Поверхня, обмежена лініями А і Н, в поперечних перетинах задається кривими другого порядку з

дискримінантом F_n . Величина F_n задається графіком дискримінантів при розробці теорії фюзеляжу.

Теорія хвостової частини фюзеляжу для люків типу «Б» трансформується в залежності від обраної схеми стулук. При виконанні цільної стулки, що прибирається всередину фюзеляжу, необхідна зміна теорії фюзеляжу як в негерметичній, так і в герметичній зоні вантажного люка літака.

Б.2 Рампа і гермостулка

Основними рухливими елементами, що утворюють герметичний відсік вантажного люка, виконаного за типом «Б», є рампа, шарнірно навішана на порозі вантажної кабіни, і гермостулка, шарнірно закріплена нагорі гермошпангоута. Застосування гермоштитків, шарнірно закріплених на гермошпангоуті або гермостулці, розширює можливості вантажного люка.

На рисунку Б.3 зображений герметичний відсік вантажного люка, виконаного за схемою «Б».

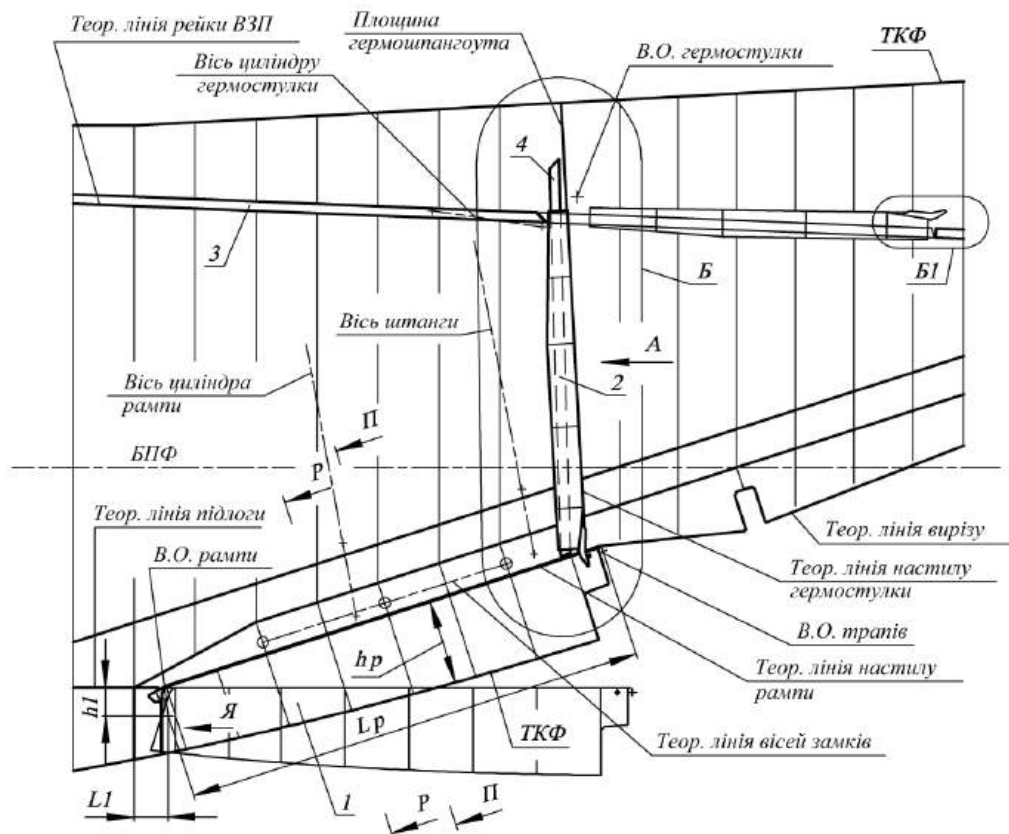


Рисунок Б.3 – Схема гермостулки вантажного люка типу «Б»

Рампа 1 шарнірно навішена на порозі вантажної кабіни на осі, заданій розмірами h_1 і L_1 . Довжина рамп L_p обмежується умовою скидання з рамп максимального вантажу в повітрі. Будівельна висота рамп h_p визначається з умови міцності, а також в залежності від конкретної схеми вантажного люка.

Гермостулка 2 шарнірно навішена нагорі гермошпангоута і забезпечує спільно з рампою, гермошпангоутом, а також гермощитками герметичну зону в районі вантажного люка. У гермостулку вбудована рухлива рейка 4 верхнього завантажувального пристрою. При відкритті гермостулки 2 рухлива рейка 4 стикується з нерухомою рейкою 3.

Конструктивно-силовий набір рамп може складатися з поперечних силових балок, які збігаються з бічними замками рамп, розподільних поперечних балок, поздовжніх балок, які збігаються з вузлами навішування рамп, торцевих балок, настилу рамп, посиленого стрингерами, зовнішньою обшивкою зі стрингерами, зовнішніми панелями рамп та іншими елементами. Конструктивні особливості кожного виконання рамп визначаються як обраною схемою вантажного люка, так і габаритами рамп відповідно до класу десантно-транспортного літака.

На рисунку Б.4 зображені винос Б рисунка Б.1 і винос В виносу Б.

Гермостулка 2 з будівельною висотою h_n вузлами навішування 5 і 6 шарнірно закріплена у верхній частині гермошпангоута на вісі з розмірами L_2 і h_2 . При цьому теоретична лінія настилу гермостулки збігається з площиною гермошпангоута.

У нижній частині гермостулки 2 виконані упори 7, які взаємодіють з направляючими роликами 9 і опорними роликами 8, встановленими в рампі 1. У закритому положенні рамп 1 утримується її бічними замками, а гермостулка 2, взаємодіючи упорами 7 з опорними роликами 8, сприймає надлишковий тиск від наддуву всередині вантажної кабіни літака.

Розмір k_1 визначає необхідний зазор між обрізом гермостулки і настилом рамп. На рисунку Б.4 в нижній частині гермостулки зображений кінець рухомої рейки Н. При підйомі і фіксації гермостулки у відкритому положенні рухлива

рейка 4 стикується з нерухомою або рухомою рейкою БЗП, закріпленою у відсіку стулок вантажного люка.

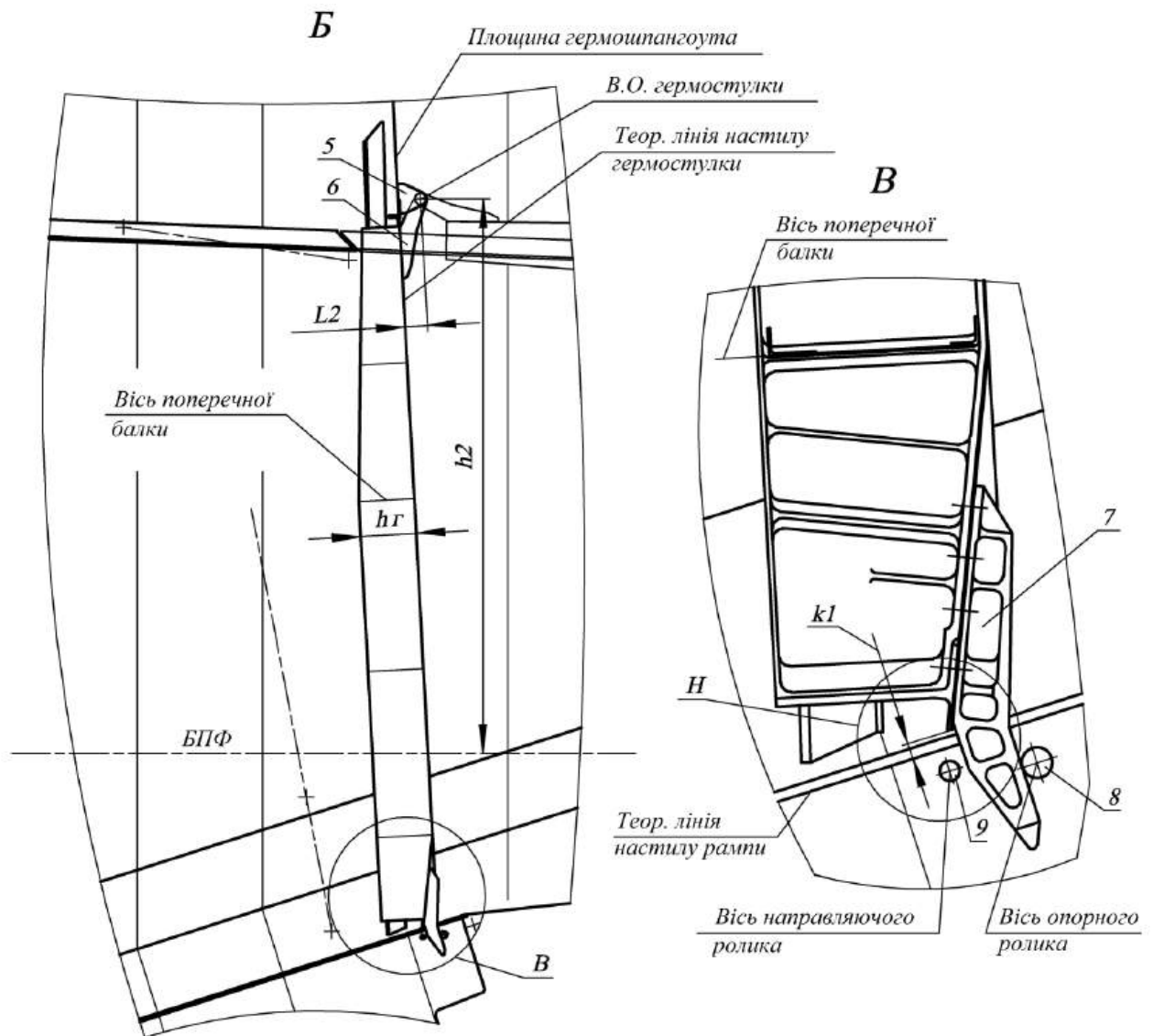


Рисунок Б.4 – Схема запирання гермостулки вантажного люка типу «Б»

Конструктивно-силова схема гермостулки складається з поздовжніх балок, які збігаються з вузлами навішування і упорами гермостулки, поперечних і торцевих балок і настилу, укріпленого поздовжнім і поперечним стрингерним набором. Навантаження від наддуву, що приходить на настил гермостулки, сприймається поздовжніми балками і передається через упори 7 на рампу вантажного люка, а через кронштейни навіски 6 і 5 – на каркас і оболонку фюзеляжу.

При проектуванні вантажного люка десантно-транспортного літака необхідно вирішувати задачу забезпечення максимально можливого прорізу в заданій теорії фюзеляжу. Таке завдання може бути невиконуваним при наявності однієї лише гермостулки в герметичному відсіку вантажного люка. Введення додаткових рухомих елементів дозволяє вирішити задачу по забезпеченню максимального прорізу вантажного люка. Такими елементами є гермощитки, шарнірно закріплені на бічній частині гермошпангоуту або гермостулки. Гермощитки виконують і інші функції, що розширюють можливості вантажного люка.

На рисунку Б.5 зображений вид А рисунка Б.3.

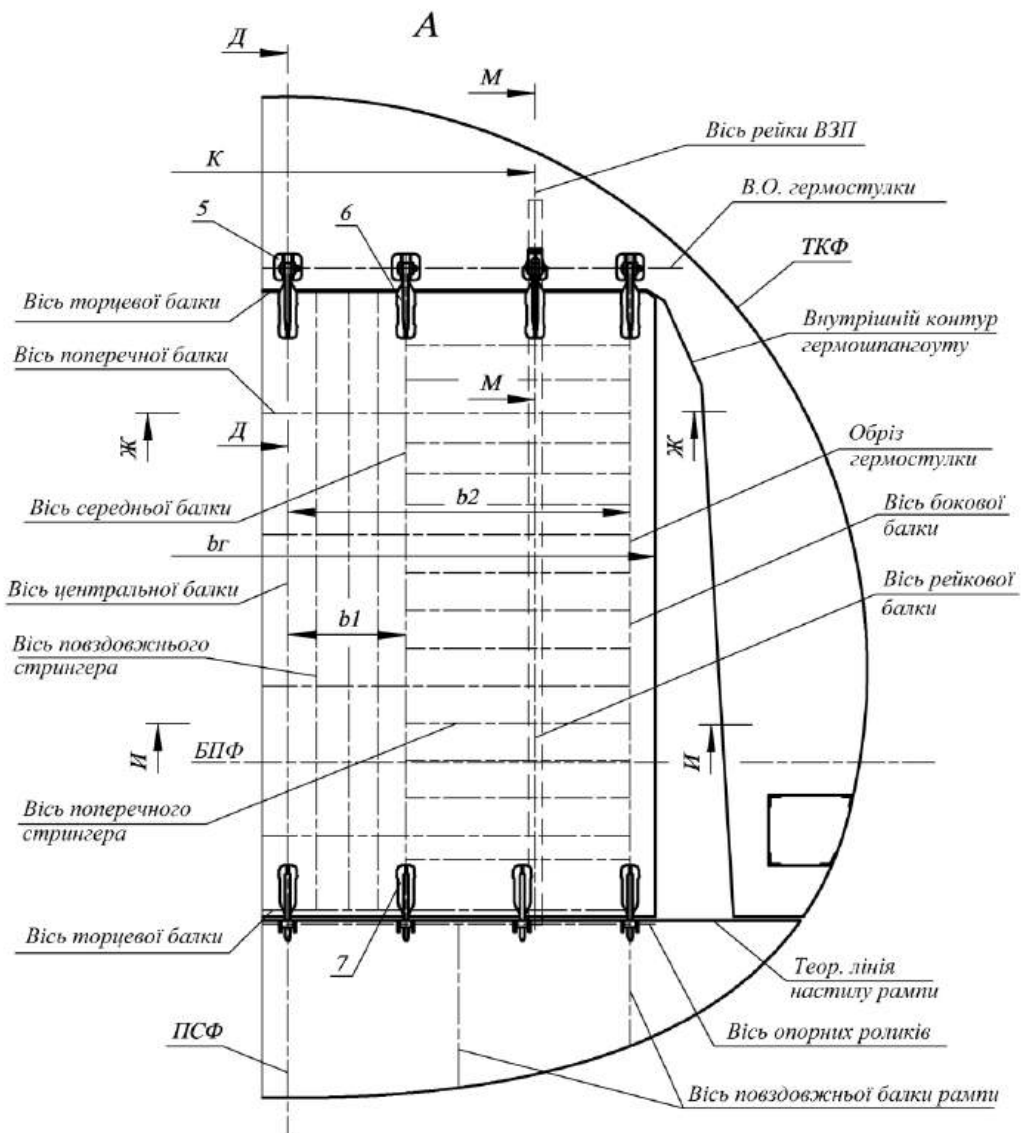


Рисунок Б.5 – Теоретична схема стулки вантажного люка типу «Б»

На рисунку Б.5 зображена конструктивно-силова схема гермоштулки. Максимальна ширина гермоштулки $b_г$ (рис. Б.5) визначається при компонованні вантажного люка за умови її розміщення в фюзеляжі при відкритті вантажного люка. Зона між гермоштулкою і внутрішнім контуром гермошпангоута призначена для установки гермощитків вантажного люка.

К – колія рейок верхнього завантажувального пристрою – задається технічними вимогами до вантажного люка в залежності від класу десантно-транспортного літака. Рейка ВЗП вбудовується в подовжню балку гермоштулки. Упор 7 виконується зі зміщенням від площини рейкової балки для забезпечення стикування рухомої і нерухомої рейки ВЗП.

Розмірами b_1 і b_2 встановлюються відстані від ПБФ до площини середньої і бічної поздовжньої балки гермоштулки.

Дистанція між поперечними балками, поздовжніми і поперечними стрингерами настилу вибирається з конструктивних міркувань відповідно до вимог міцності і жорсткості конструкції.

На рисунку Б.6 зображені перетин Д-Д рисунка Б.5 і винос Н рисунка Б.6.

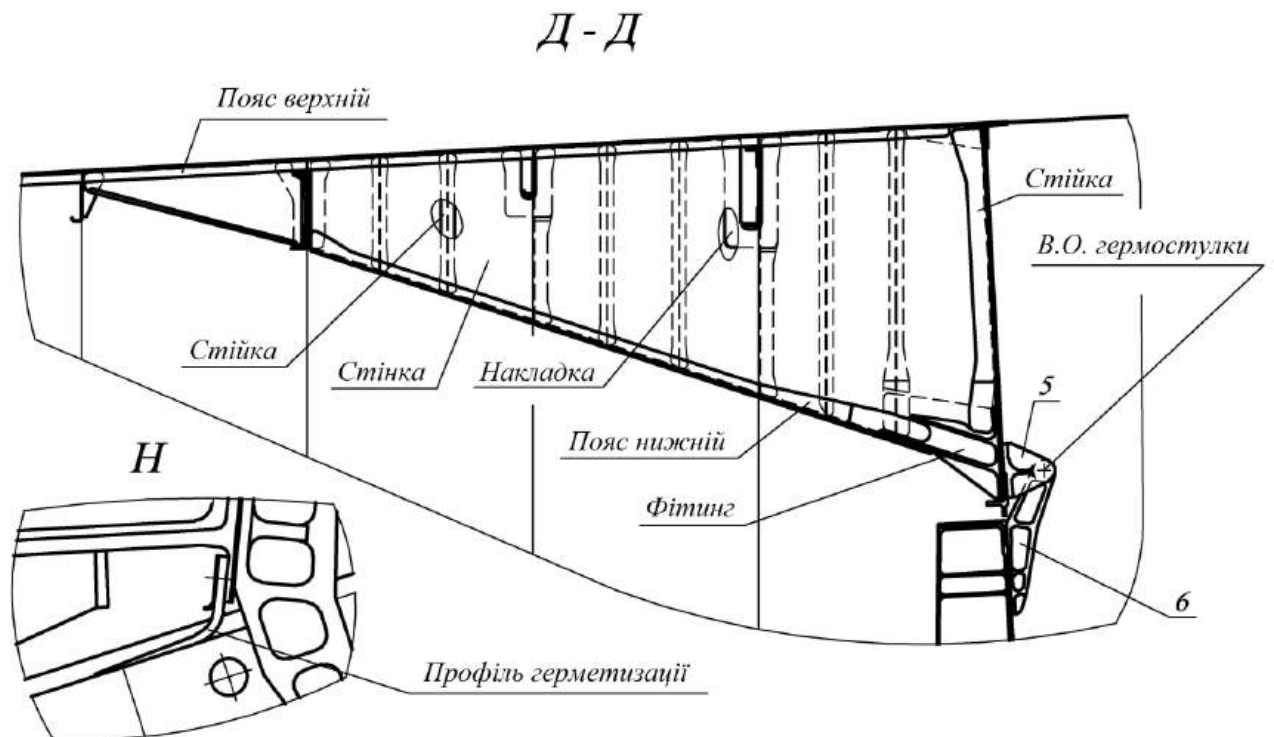


Рисунок Б.6 – Схема підсилення гермошпангоута гермоштулки

У місцях навішування гермостулки на гермошпангоут встановлюються підсилюючі балки, які передають на фюзеляж літака навантаження, що приходить від наддуву у вантажній кабіні. Така балка зображена на рисунку Б.6. Балка містить фітінг, стінку, нижній і верхній пояс, стійки, накладки, що підсилюють стінку в місцях вирізів під шпангоути фюзеляжу. Балки або косинки встановлюються також на бічній частині гермошпангоута.

На рисунку Б.7 зображені перетин Ж - Ж рисунка Б.5 і винос Л перетину Ж-Ж.

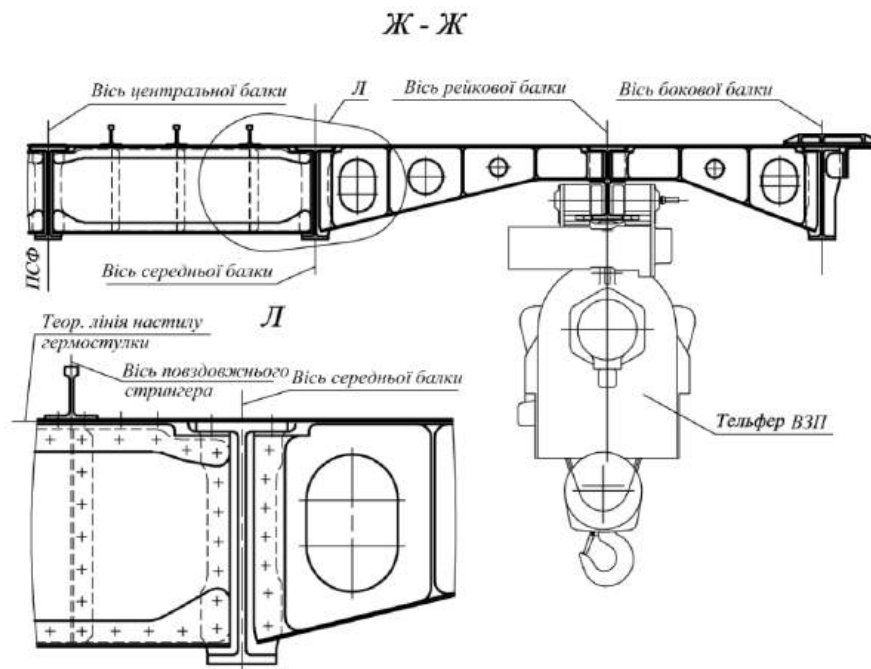


Рисунок Б.7 – Конструктивна схема гермостулки

З рисунка Б.7 видно, що конфігурація поперечної балки вибирається з таким розрахунком, щоб забезпечити переміщення тельфера з гарантованим зазором від конструкції гермостулки. Поперечна балка виготовляється з декількох частин, прикріплених до настилу гермостулки, поясів і ребер її позовжніх балок.

На рисунку Б.8 зображені перетин М - М рисунка Б.5 і виніс Е перетину М - М.

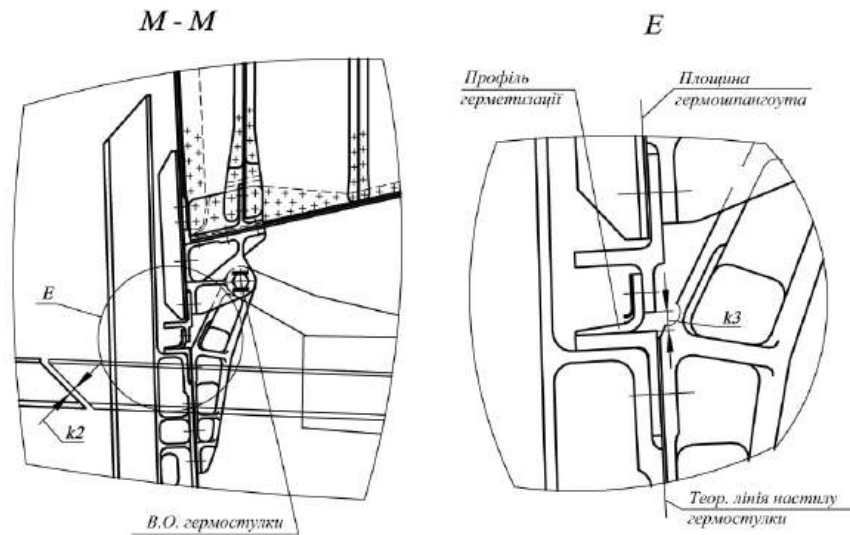


Рисунок Б.8 – Схема вузлів навіски гермостулки

Розмір $k2$ встановлює зазор між нерухомою і рухомою рейкою ВПУ і задається в технічних вимогах до вантажного люка. Розмір $k3$ визначає відстань між внутрішнім контуром гермошпангоута і верхнім торцем гермостулки. Мінімальна висота торцевої балки повинна забезпечувати необхідний перехльост профілю герметизації.

Конструктивні особливості рампи і її навішування визначаються в залежності від способу утворення вирізу в районі рампи, а також схемою вантажного люка і класом десантно-транспортного літака. Спосіб визначення вирізу в фюзеляжі і схема вантажного люка визначають герметизацію вантажного люка по передньому торцю рампи і її периметру.

На рисунку Б.9 зображена розбивка вузлів навішування рампи на пороговому шпангоуті.

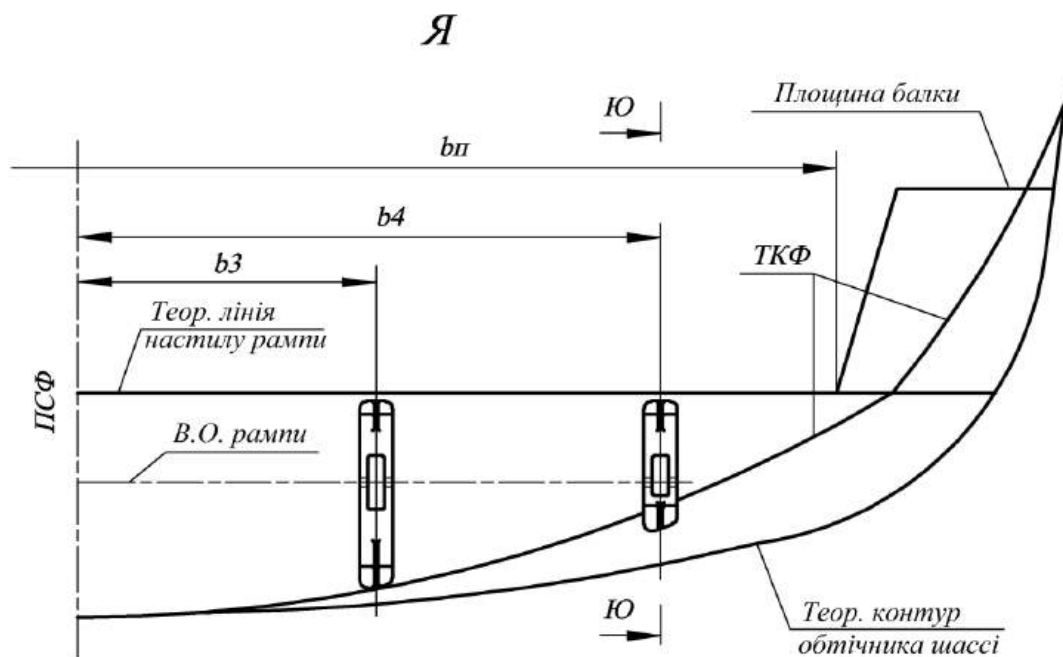


Рисунок Б.9 – Теоретична схема вузлів навіски рампи

$b_{\text{п}}$ - ширина підлоги вантажної кабіни літака. Розміри b_3 і b_4 визначають дистанцію між поздовжніми балками рампи.

На рисунку Б.10 зображено перетин Ю-Ю рисунка Б.9.

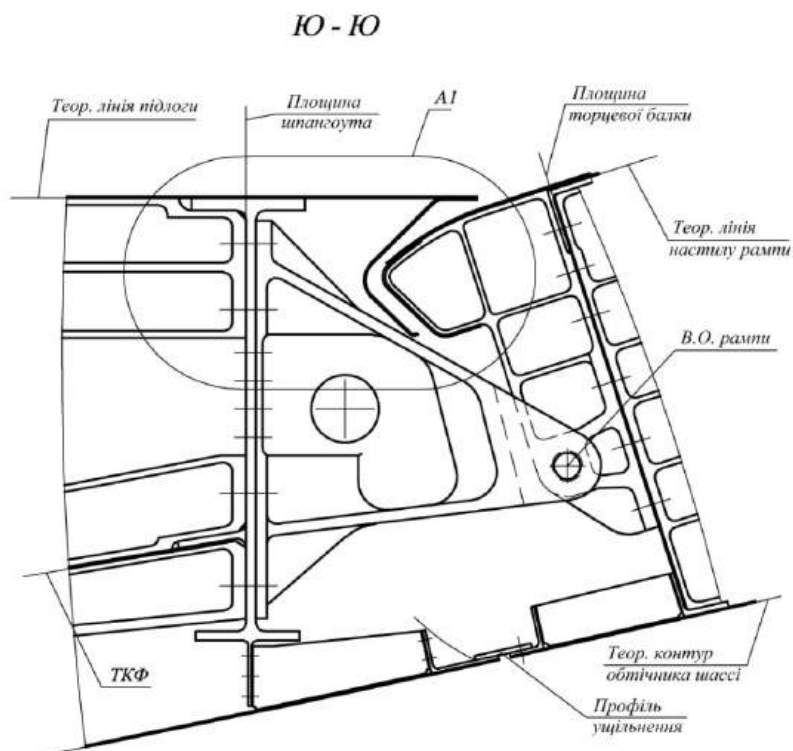


Рисунок Б.10 – Схема навіски рампи

Кронштейни навіски рампи встановлені на нижній частині порогового шпангоута і передають навантаження на підлогу і обшивку фюзеляжу за допомогою силових фітингів.

На рисунку Б.11 зображений винос А1 рисунка Б.10 – порогова надбудова і герметизація по передньому торцю рампи.

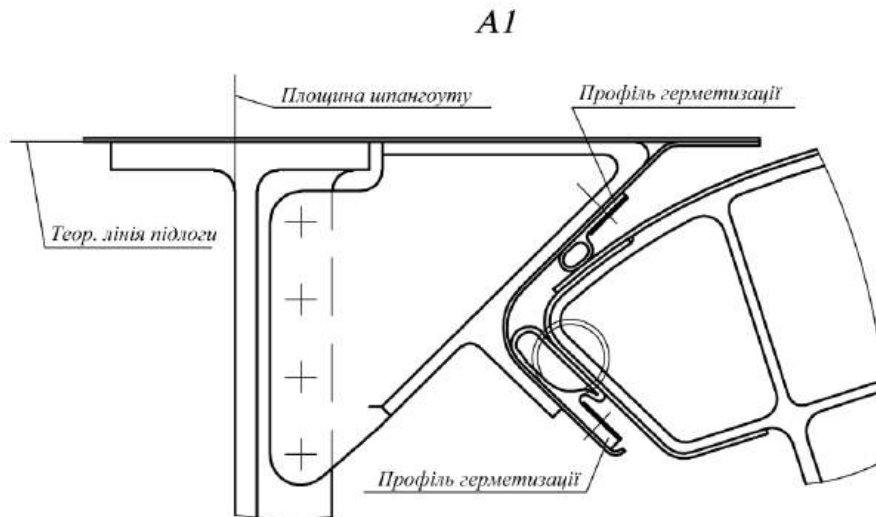


Рисунок Б.11 – Схема герметизації та ущільнення переднього торця рампи

Б.3 Гермощитки

Гермощитки в схемі вантажного люка типу Б призначені для виконання декількох функцій. Зменшуючи ширину гермостулки для її безперешкодного розміщення всередині фюзеляжу при відкритті вантажного люка, вони сприяють виконанню технічних вимог до вантажного люка по забезпеченню його максимального прорізу. Навішування гермощитків, в залежності від схеми вантажного люка, проводиться з внутрішньої сторони вантажної кабіни на бічній кромці гермошпангоута або гермостулки.

Гермощитки забезпечують прохід в стулковий відсік при закритому вантажному люці, а також проводку тросів ПВПС (примусового введення парашутних систем) з герметичної зони фюзеляжу в негерметичну.

На рисунку Б.12 зображений вантажний люк літака на вигляді збоку, показані рампа і гермощитки. Також зображений вид А, на якому показаний гермощиток на вигляді в плані.

Вісь обертання гермощитка вибирається залежно від його конструктивного виконання і задається від площини гермошпангоута і його внутрішнього контуру розмірами $a1$ і $a2$.

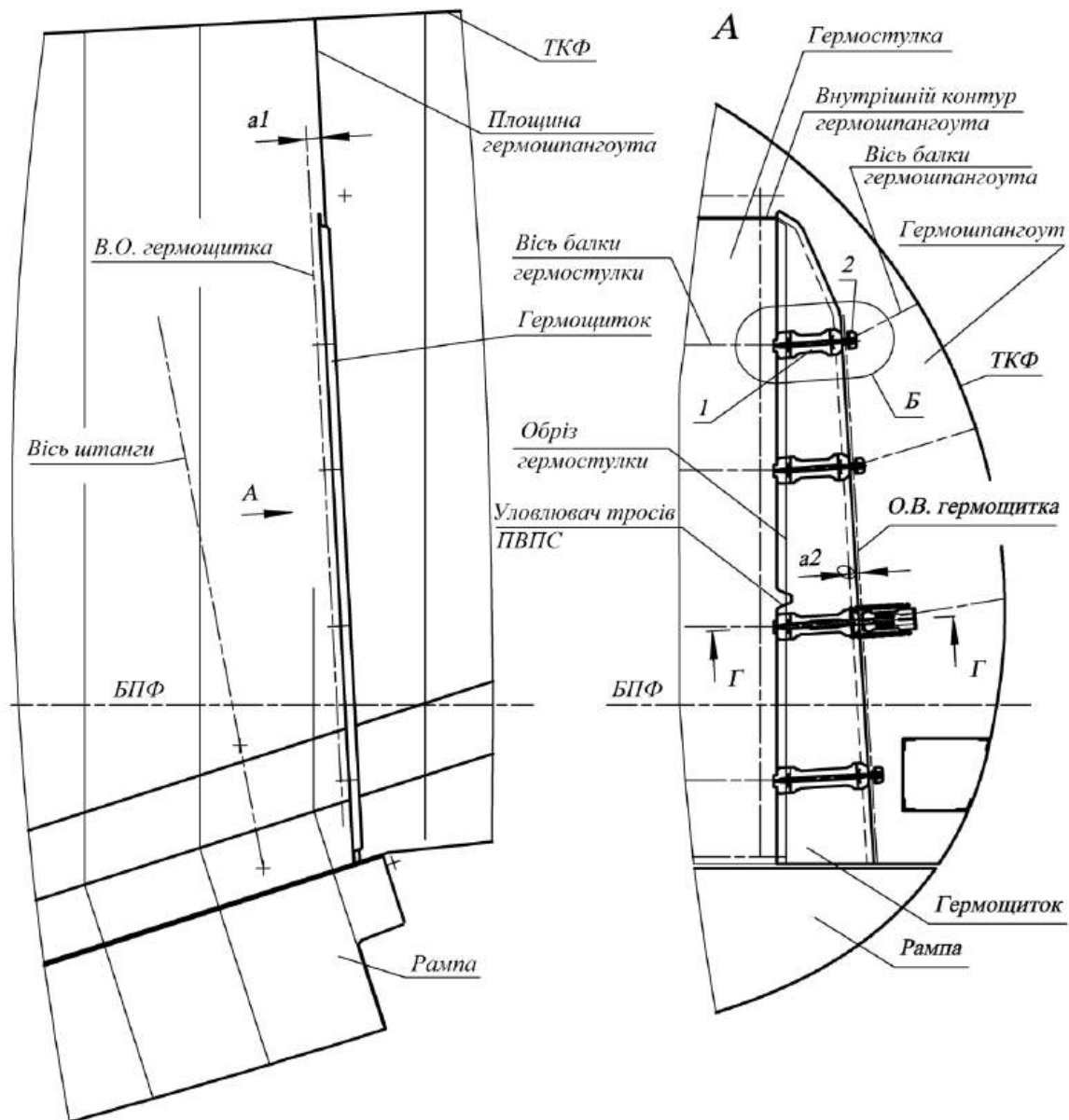


Рисунок Б.12 – Схема встановлення гермощитків вантажного люка типу Б

Гермощиток забезпечений упорами 1, шарнірно накладених на кронштейни 2. Кронштейни 2 закріплені на гермошпангоуті на його внутрішній стороні. У місцях закріплення кронштейнів 2 виконані балки гермошпангоута, що виходять на обшивку фюзеляжу. Балки передають навантаження на оболонку фюзеляжу, що приходить на гермошпангоут від наддуву в герметичній кабіні літака.

Упори 1, взаємодіючи з гермостулкою, передають на неї навантаження від наддуву, сприйняте поверхнею гермощитка.

На рисунку Б.13 зображений винос Б рисунка Б.12.

На рисунку Б.14 зображено перетин В-В рисунка Б.13.

На рисунку Б.15 зображені винос Д і перетин Е-Е рисунка Б.14.

У представленому конструктивному виконанні гермощиток містить окантовку 3, обшивку 4 (рис. Б.15), упори 1 і кронштейни навіски 2. Спосіб з'єднання окантовки, обшивки і упорів показаний на рисунках Б.13, Б.14 і Б.15.

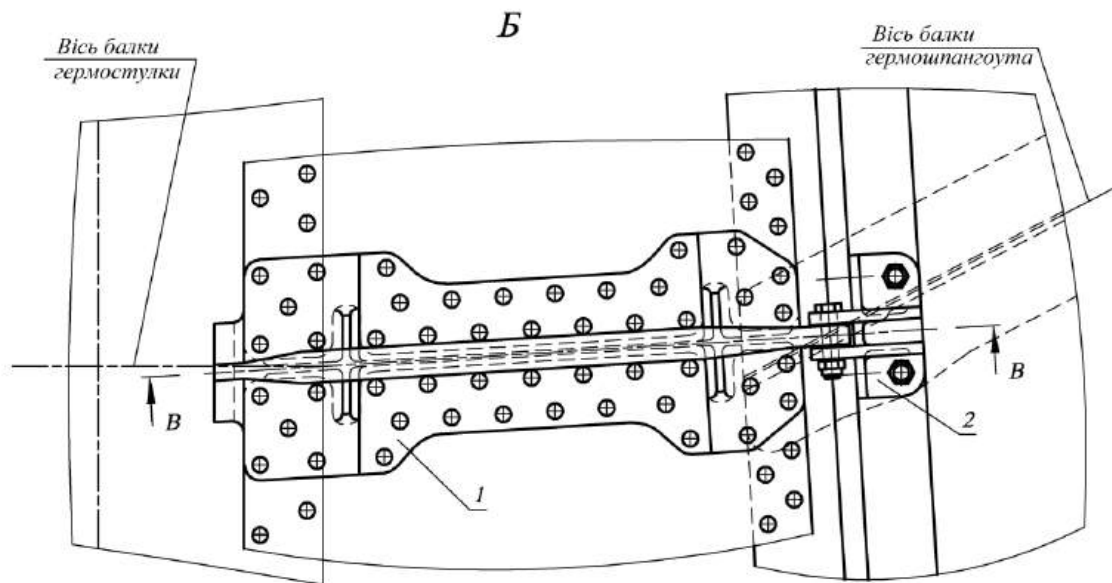


Рисунок Б.13 – Схема вузла навіски гермощитка

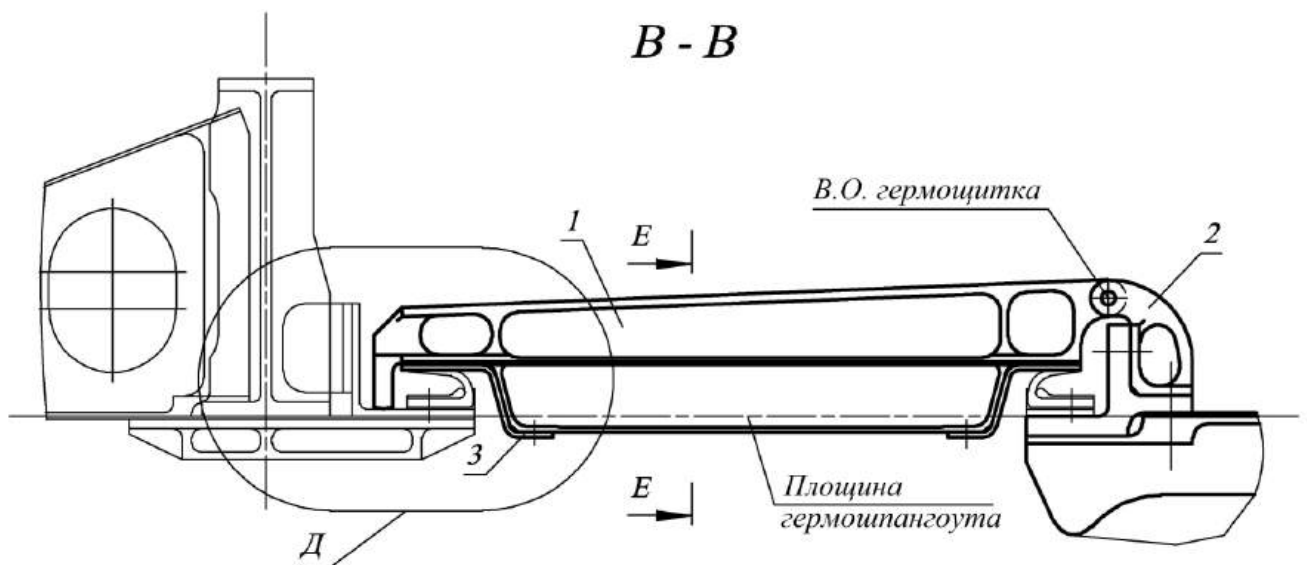


Рисунок Б.14 – Поперечний переріз гермощитка

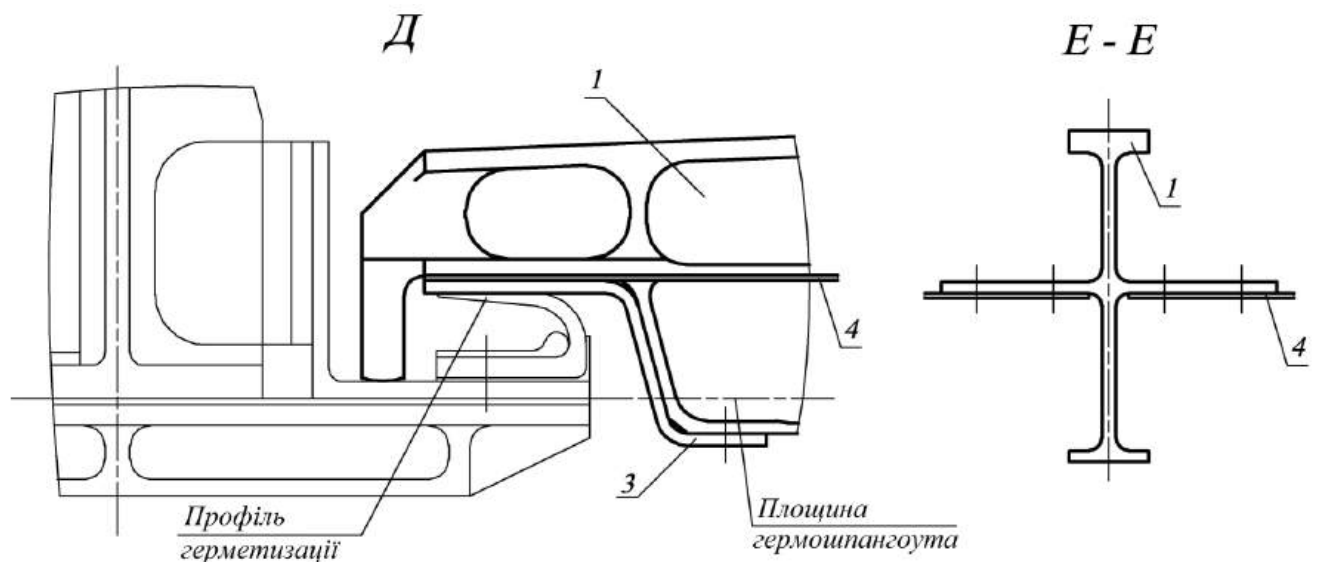


Рисунок Б.15 – Схема герметизації гермошпангоута

Б.4 Трапи і підтрапники

Трапи і підтрапники вантажного люка, призначені для завантаження і розвантаження людей і техніки, шарнірно приєднуються до заднього торця рампи і утворюють разом з рампою відхиляему підлогу десантно-транспортного літака. Конструктивні особливості трапів, які полягають в їх членуванні, способі приєднання до рампи, управлінні, визначаються конкретною схемою вантажного люка.

Після здійснення операцій із завантаження-розвантаження людей і вантажів трапи з підтрапниками (якщо такі є в конкретній схемі вантажного люка) повинні бути від'єднанні і видалені з торця рампи для можливості здійснення інших десантно-транспортних завдань (наприклад, завантаження контейнерів за допомогою верхнього завантажувального обладнання). Для цього в рампі можуть бути виконані спеціальні ніші, в яких розташовуються і фіксуються від'єднанні від рампи трапи. У такому випадку операції по приєднанню і роз'єднанню трапів виконуються вручну.

Згадана вище схема вантажного люка може передбачати автоматизоване управління трапами з їх роз'єднанням (приєднанням) вузлів навішування і приводів трапів.

На рисунку Б.16 зображений герметичний відсік вантажного люка. Трапи з закріпленими на них підтрапниками при від'єднанні від рампи утримуються на гермостулці за допомогою уловлювачів і замків, при підйомі гермостулки розташовуються нагорі вантажної кабіни літака.

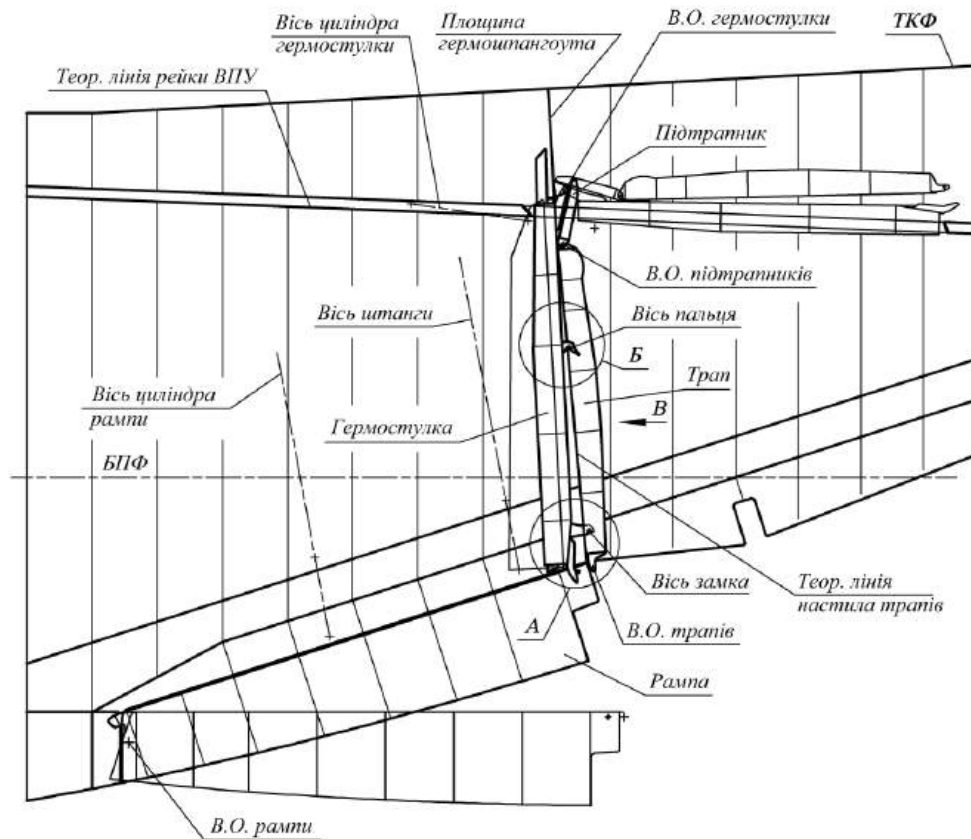


Рисунок Б.16 – Схема встановлення трапів на гермостулці

Така схема також дозволяє звільняти задній торець рампи для виконання завдань десантування людей і вантажів в повітрі, а також забезпечення операцій з завантаження контейнерів і довгомірних вантажів на землі з борту автомобіля. Необхідна конфігурація вантажного люка при його відкритті задається шляхом натискання відповідного перемикача з пульта управління у вантажній кабіні або кабіні пілотів. Відкриття і закриття вантажного люка відбувається в автоматичному режимі. Автоматизована схема управління вантажним люком передбачає наявність штанги для автоматизованої фіксації рампи в проміжному положенні, механізмів роз'єднання і приєднання трапів і їхніх приводів, а також наявність необхідних керуючих пристроїв (в тому числі і миттєвої дії) для

забезпечення роботи приводів вантажного люка відповідно до логічної послідовності його роботи у відповідній конфігурації.

У закритому положенні трапи вантажного люка завжди приєднані до гермостулки і роз'єднанні з вузлами навішування на рампі. Штир механізму штанги знаходиться в її пазі (пристрій механізму фіксації штанги зображений при розгляді схем люків типу «А»). Це зменшує кількість операцій при відкритті вантажного люка в повітрі, що сприяє підвищенню надійності його роботи. При відкритті вантажного люка рампа фіксується штангами на рівні вантажної підлоги, а вузли навішування трапів роз'єднуються з кронштейнами навішування на рампі. Після цього гермостулка з трапами і підтрапниками відхиляється і фіксується нагорі вантажної кабіни замками відкритого положення.

При відкритті в конфігурації, призначеній для здійснення завантаження-розвантаження людей, техніки і вантажів на землі, керування вантажним люком здійснюється від іншого перемикача на пульті управління, при цьому на початку операції надходить сигнал на висновок штиря з паза штанги, з'єднання вузлів навішування трапів з рампою, приєднання приводу трапів. Одночасно роз'єднуються замки трапів на гермостулці. Після цього можлива операція по відкриттю вантажного люка з розкладкою трапів на землі.

На рисунку Б.17 зображені виноси А і Б рисунка Б.16.

При розробці конструкції вантажного люка необхідно передбачити місце для установки перевалкового ролика, який сприймає основне навантаження при десантуванні в повітрі платформ із засобами десантування в момент перекидання через нього платформи. Радіус ролика $R1$ і його інсталяційний розмір $h1$ залежать від класу десантно-транспортного літака. Розмір $L1$ визначається після конструктивних напрацювань. Розмір $k1$ встановлює допустимий зазор між конструкцією перевалкового ролика і рухливими агрегатами вантажного люка.

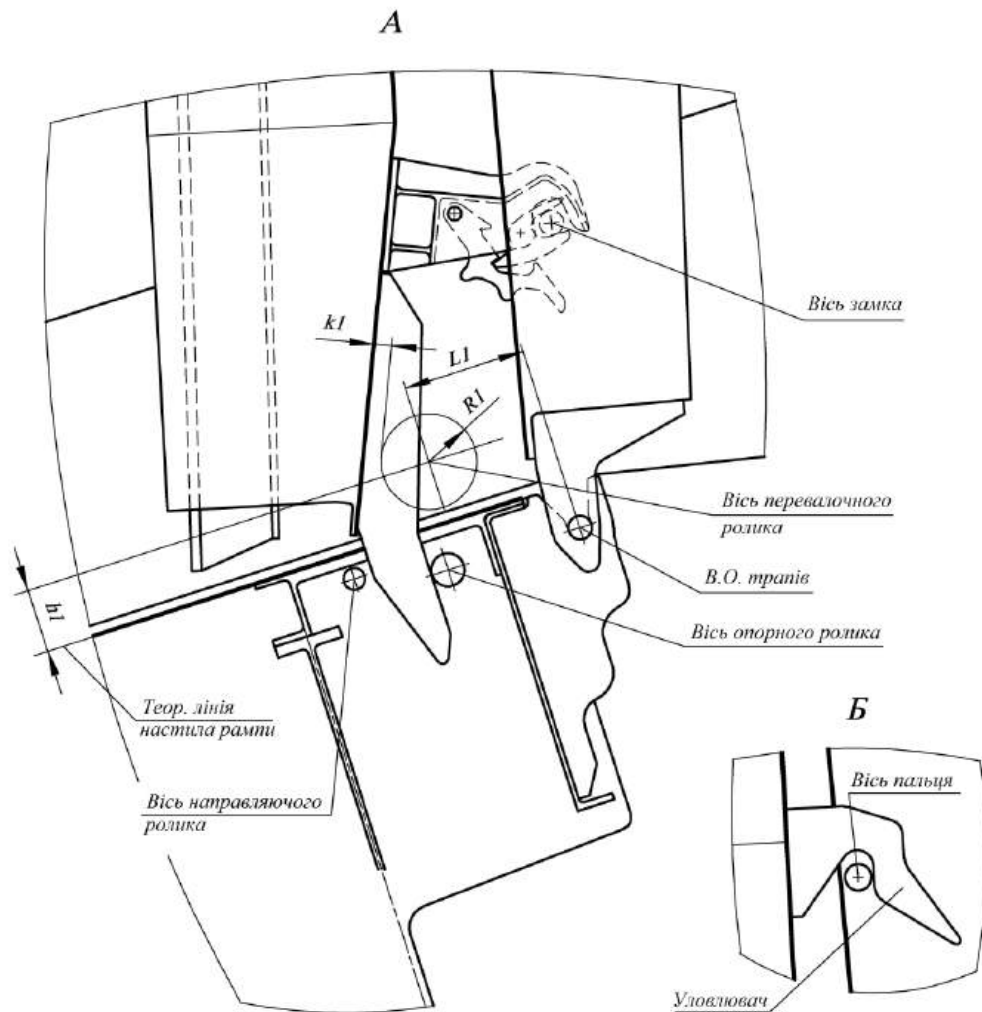


Рисунок Б.17 – Теоретична схема навіски трапів

З метою економії ваги конструкції трапи вантажного люка можуть бути виконані не повністю суцільними по ширині похилої підлоги, при цьому один з трапів на землі може від'єднуватися і встановлюватися по осі симетрії літака для забезпечення завантаження техніки з одним носовим колесом. Від'єднання і установка трапа виконується вручну. Для цього передбачається установка спеціального механізму роз'єднання і приєднання, який вбудований в систему автоматичного з'єднання і роз'єднання трапів.

На рисунку Б.18 зображений вид В рисунка Б.16. Зовнішній трап 4 і трап внутрішній 5 шарнірно приєднані до заднього торця рампи 1 з можливістю їх роз'єднання (з'єднання) з рампою 1 і з'єднання (роз'єднання) з гермостулкою 2. До трапа зовнішнього 4 і трапа внутрішнього 5 шарнірно приєднані підтрапники 5 і

6. Гермошток 3 шарнірно закріплений на бічній частині гермошпангоута вантажного люка.

Трап зовнішній 4 з'єднаний з приводом трапів і не від'єднується від рампи 1 на землі при розкладці трапів. Управління трапом внутрішнім 5 здійснюється трапом зовнішнім 4 за допомогою їхнього спеціального з'єднання.

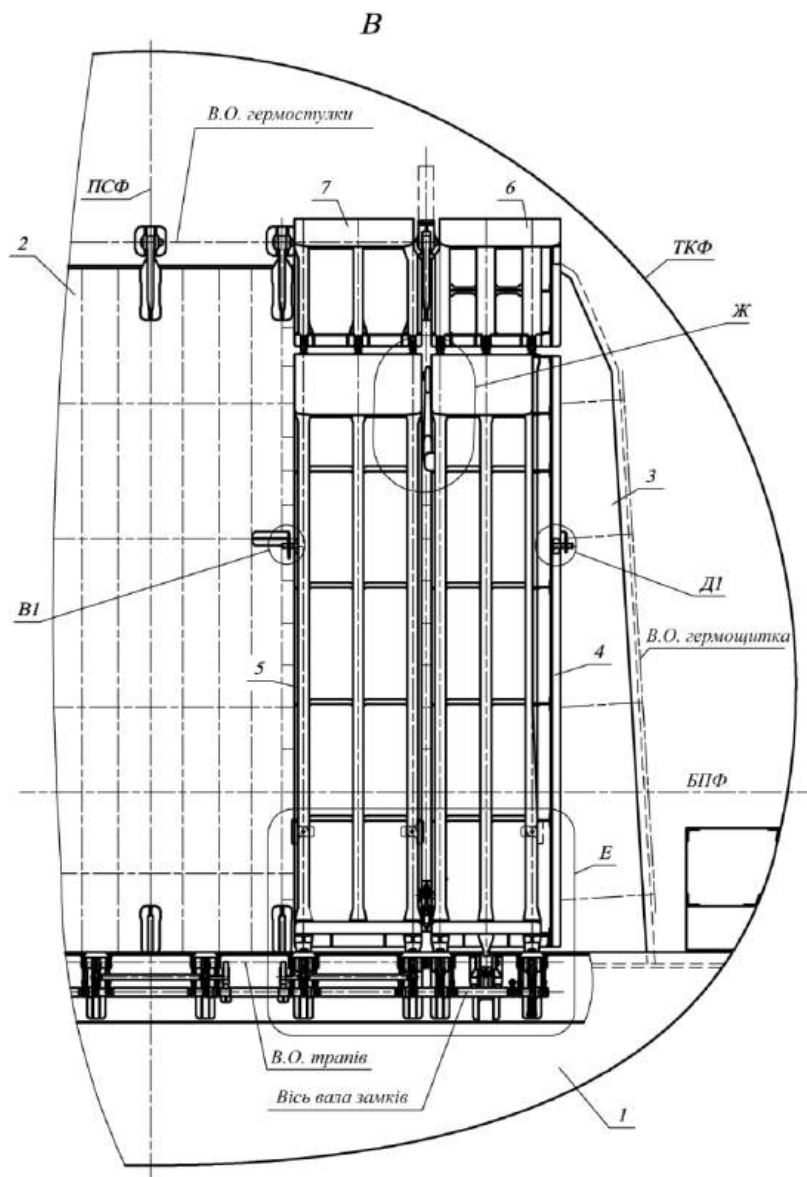


Рисунок Б.18 – Схема установки трапів у похідному положенні

Трап внутрішній 5 виконаний з можливістю ручного його від'єднання від рампи 1, а також від трапа зовнішнього 4 при розкладці трапів на землі. Від'єднаний внутрішній трап може встановлюватися на кронштейни рампи,

закріплені по осі симетрії літака. У закритому положенні вантажного люка трапи 4 і 5 осями своїх кронштейнів взаємодіють з гніздами кронштейнів, установлених на рампі. При цьому трапи за допомогою замків, уловлювачів і упорів закріплені на гермостулці, а кронштейни рампи вільно виходять із зачеплення з вузлами навішування трапів при її опусканні.

На рисунку Б.19 зображений вантажний люк у відкритому положенні при відхиленні рампи і розкладці на землі трапів і підтрапників. Рампа утримується в відхиленому положенні штангою. Для запобігання перекидання при навантаженні важких вантажів і контейнерів під порогом вантажної кабіни встановлюються допоміжні опори.

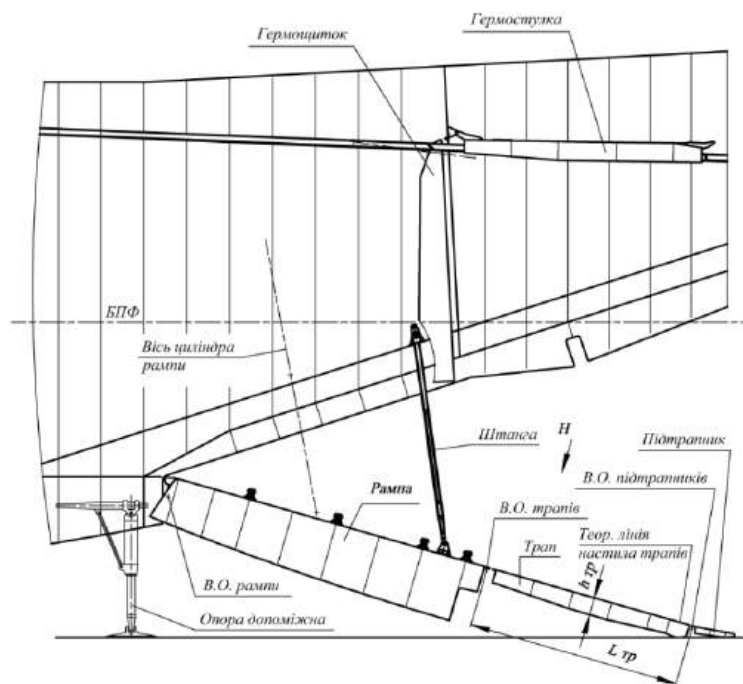


Рисунок Б.19 – Схема установки трапів у положенні вантажного люка для заїзду самохідної техніки

На рисунку Б.20 зображено вид Н рисунка Б.19. Вид Н розвернено проти годинникової стрілки.

У даному виконанні для зменшення ваги вантажного люка трапи зроблені не суцільними по ширині. При розробці схеми вантажного люка отримана колія трапів повинна відповідати номенклатурі техніки, що завантажується у вантажну

кабіну літака. Для здійснення завантаження техніки з меншою колією, а також спеціальної техніки і техніки з одним носовим колесом передбачається повне від'єднання внутрішніх трапів від рампи, а також установка одного з внутрішніх трапів на вузли навішування рампи по вісі симетрії літака.

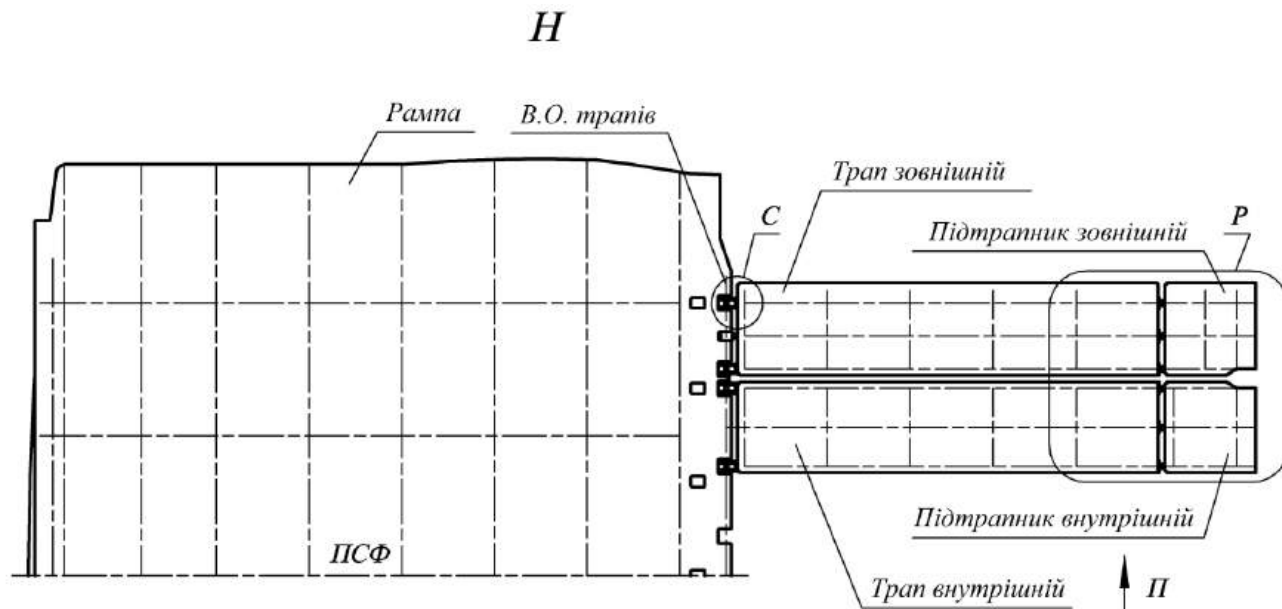


Рисунок Б.20 – Вид рампи при положенні трапів для заїзду самохідної техніки

На рисунку Б.21 зображений вид зверху на рампу, трапи і підтрапники. Один з внутрішніх трапів встановлений по осі симетрії літака.

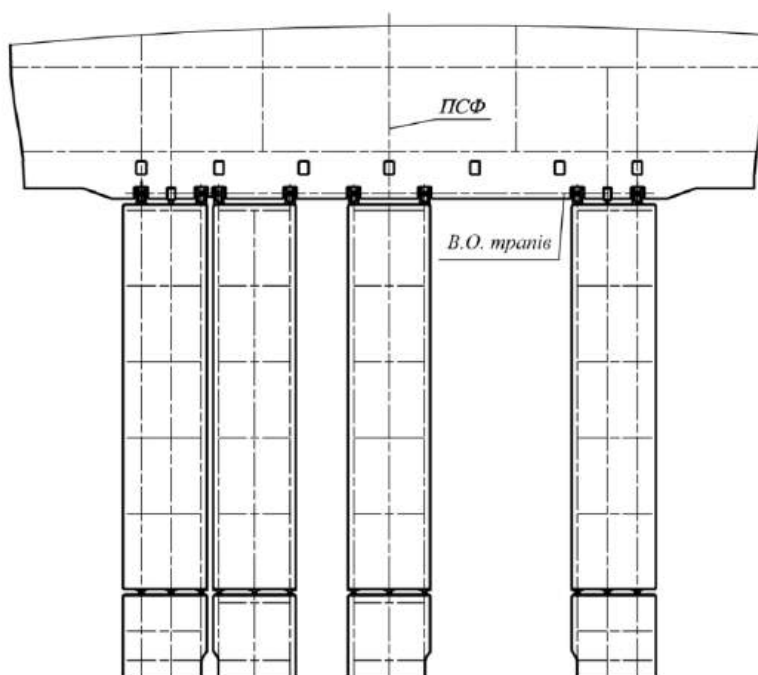


Рисунок Б.21 – Схема можливої перестановки самохідної техніки

На рисунку Б.22 зображений вид П рисунка Б.20. Довжина трапів $L_{тр}$ і їхня будівельна висота $h_{тр}$ (рис. Б.19) вибираються відповідно до компонування вантажного люка і згідно з умовами міцності. Розмір h_1 задається технічними вимогами до вантажного люка.

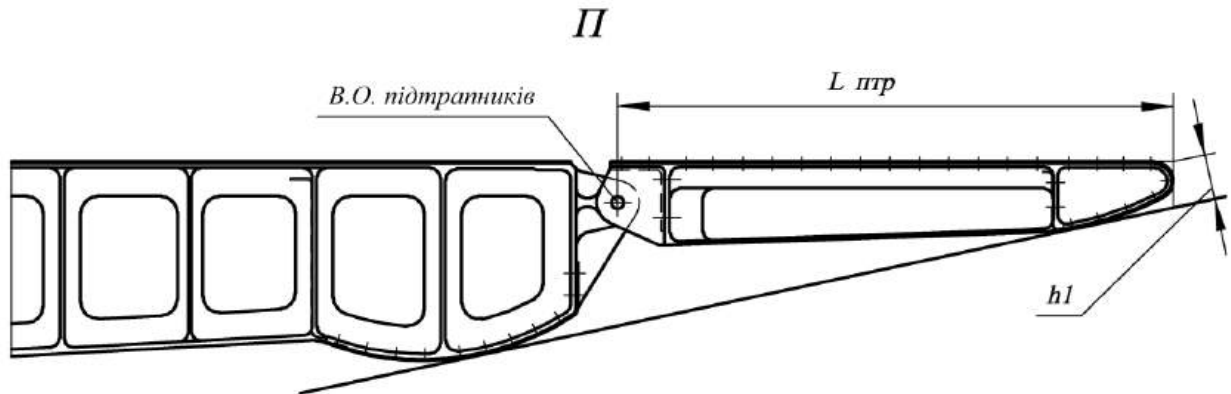


Рисунок Б.22 – Теоретична схема підтрапника

На рисунку Б.23 зображений винос Р рисунка Б.20.

Представлені трапи виконані у вигляді поздовжніх балок, скріплених між собою діафрагмами і торцевою балкою. На торцевій балці встановлено вузли кріплення трапів до рампи. Вузли кріплення до трапів підтрапників виконані спільно з поздовжніми балками. Передня нижня частина поздовжніх балок трапів виконана радіусною. До радіусної частини балок, а також до діафрагм трапів кріпиться обшивка, складаючи разом з каркасом опору трапа. Обшивка, прикріплена до верхніх полиць поздовжніх і торцевої балок, утворює настил трапів.

На рисунку Б.24 зображений вид Т рисунка Б.23. Вид Т розвернуто проти годинникової стрілки.

Каркас підтрапника виконаний з поздовжніх балок, скріплених діафрагмами. Обшивка, закріплена на верхніх полицях балок і в їх радіусній частині, складає настил і опору підтрапника.

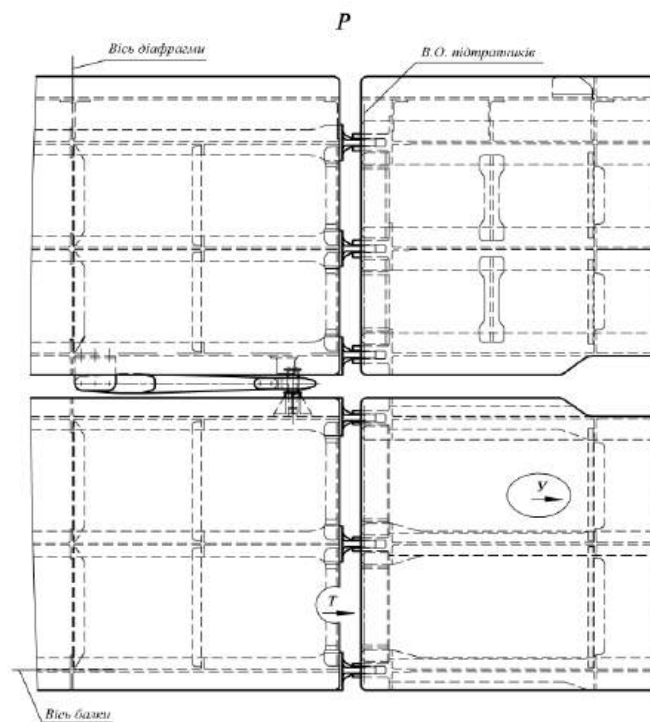


Рисунок Б.23 – Схема установки підтрапників

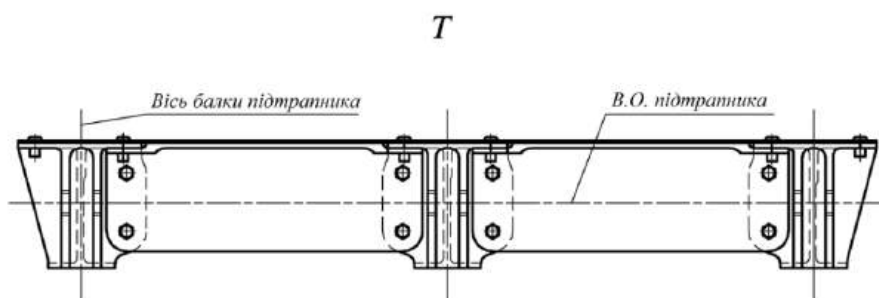


Рисунок Б.24 – Вид на торцеву задню балку підтрапника

На рисунку Б.25 зображений вид У рисунка Б.23. Вид У розвернено проти годинникової стрілки.

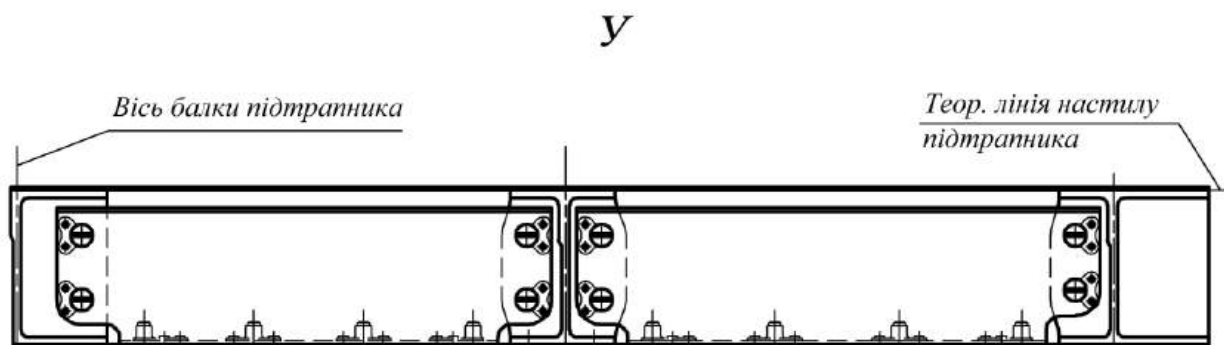
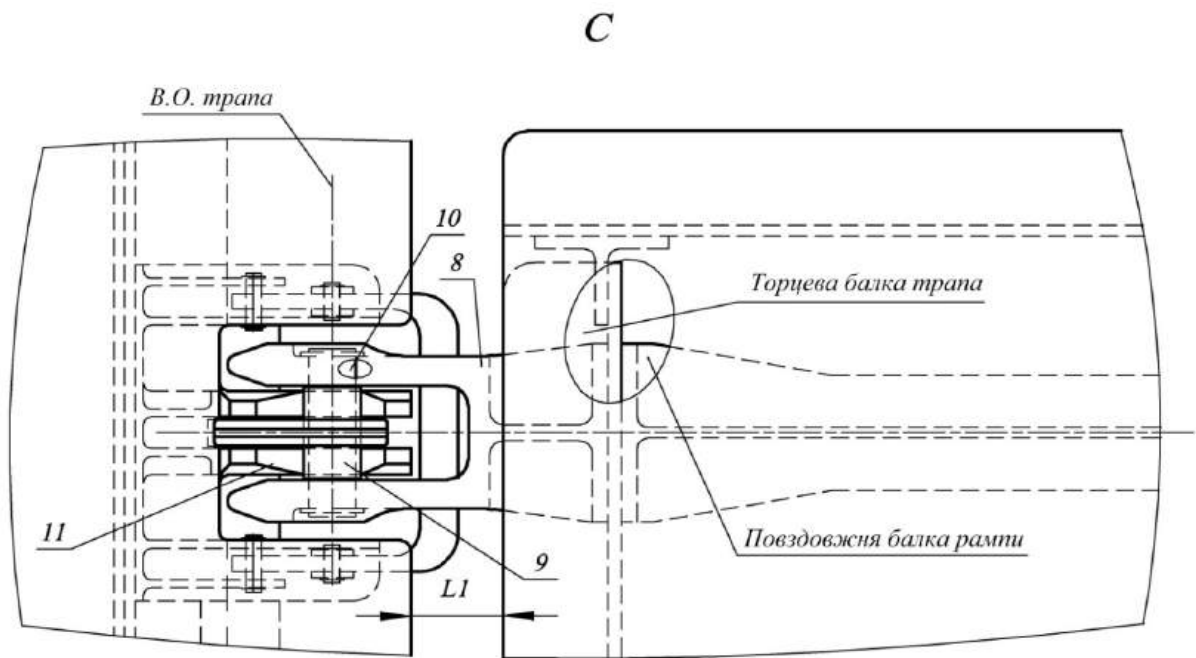


Рисунок Б.25 – Вид на передню торцеву балку підтрапника

На рисунку Б.26 зображений винос С рисунка Б.20.



8 - вузол навішування трапа, 9 – втулка, 10 - вісь вузла навішування трапа,
11 - кронштейн рампи

Рисунок Б.26 – Схема навіски підтрапника

Максимальний зазор між настилами рампи і трапів $L1$ задається технічними вимогами до вантажного люка.

Б.5 Стулковий відсік

Стулки вантажного люка типу «Б» знаходяться в його негерметичному відсіку. Стулки утворюють форму фюзеляжу в місці його вирізу, сприймають діючі на них навантаження і виконують свої функції згідно з конструктивною схемою їх виконання. Розглянута вище схема вантажного люка виконана в теорії хвостової частини фюзеляжу, що має найменшу площу поверхні. Тому стулки вантажного люка для такої поверхні можуть бути виконаними тільки багатоланковими з огляду на контури фюзеляжу, притаманні цій теорії.

На рисунку Б.27 зображений відсік стулоч вантажного люка, що складається з двох бічних стулоч, які відкриваються назовні фюзеляжу, середньої і хвостової стулоч, що прибираються всередину фюзеляжу.

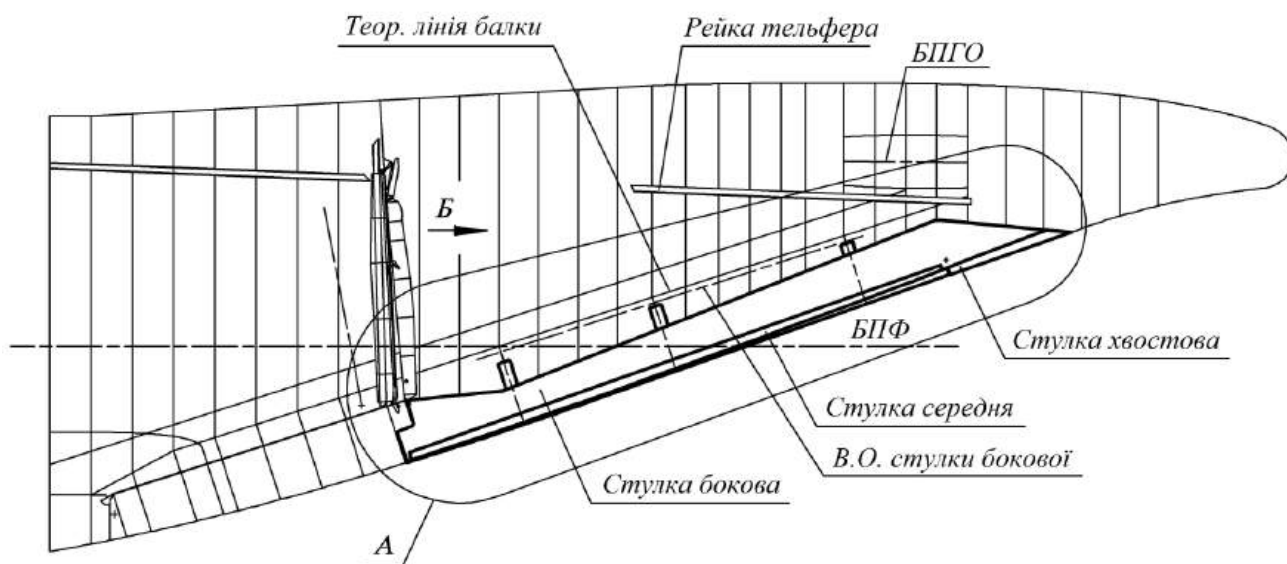


Рисунок Б.27 – Схема стулкового відсіку

На рисунку Б.28 зображений вид Б рисунка Б.27.

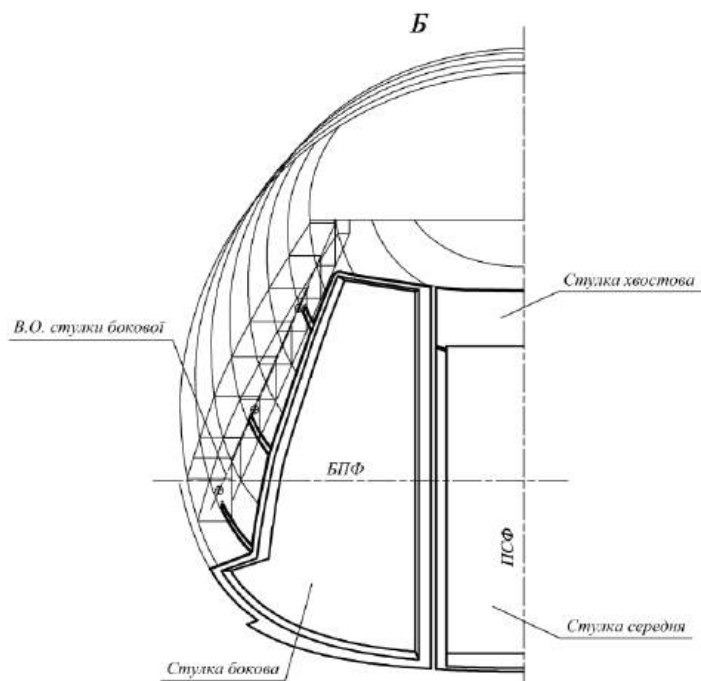


Рисунок Б.28 – Схема формування вирізу стулковим відсіком вантажного люка

На рисунку Б.29 зображені винос А рисунка Б.27 і вид В виносу А.

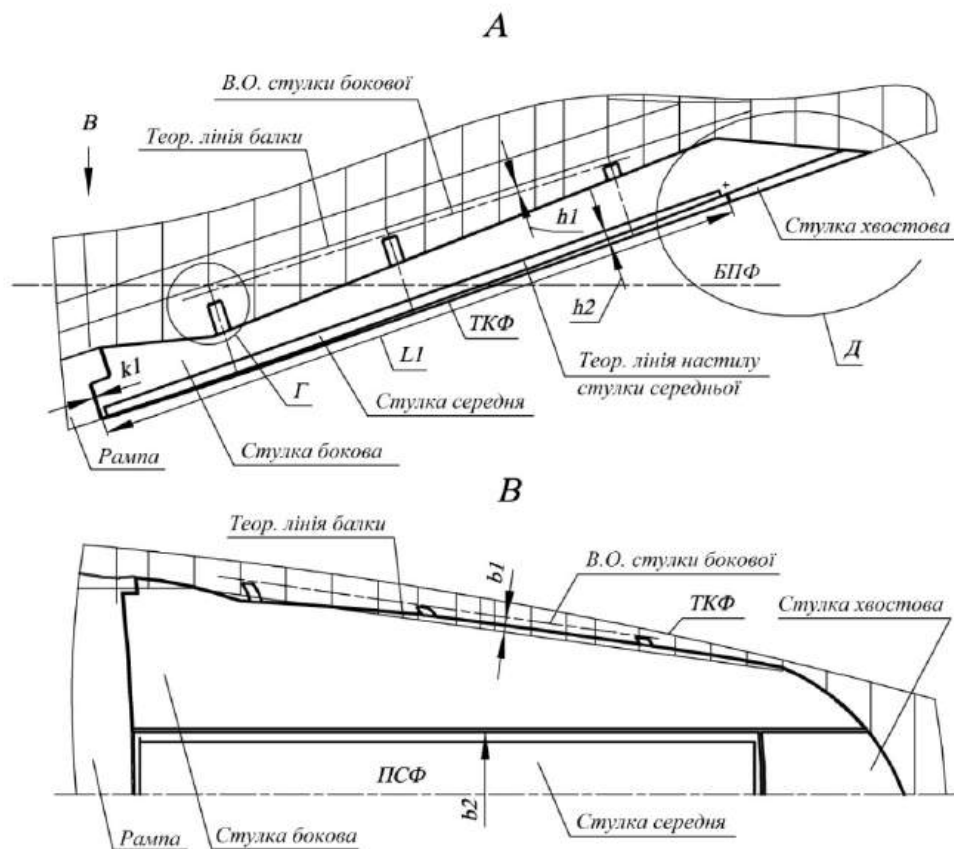


Рисунок Б.29 – Теоретична схема стулочного відсіку

На рисунку Б.30 зображені виноси Г і Д виносу А на рисунку Б.29.

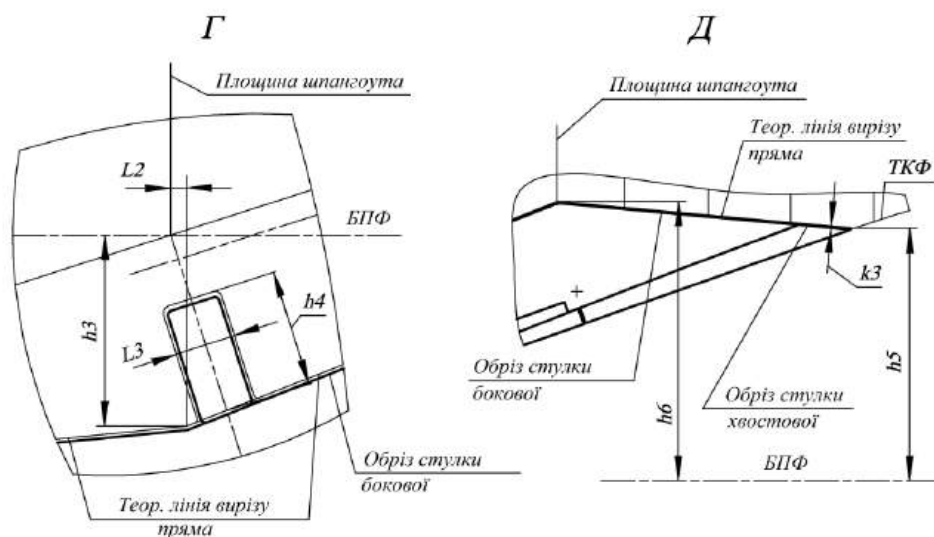


Рисунок Б.30 – Теоретична схема вирізів вузлів навіски і заднього обрізу стулочного відсіку

Зовнішня поверхня стулок є рухомою складовою хвостової частини фюзеляжу, що закриває виріз в фюзеляжі при закритому положенні вантажного люка літака. У представленому виконанні вантажного люка виріз в фюзеляжі задається трьома прямими лініями, сполученими радіусами заокруглень. У задній частині пряма лінія задана розмірами $h5$ і $h6$. У середній частині вирізу пряма лінія задана розмірами $h3$, $L2$ і $h6$. Передня частина вирізу відсіку стулок утворена прямою, що з'єднує кінцеву точку теоретичної лінії вирізу у відсіку трапів і початок прямої лінії, заданої розмірами $h3$ і $L2$ (рис. Б.30).

Вісь обертання стулки задана розмірами $h1$ і $b1$. $b2$ – ширина стулки середньої. Розміром $h2$ від прямої ділянки ТКФ задана будівельна висота стулки середньої.

Розмірами $L3$ і $h4$ заданий бічний виріз в обшивці фюзеляжу під щитки вузлів навішування стулки.

Б.6 Бічні стулки

Стулки бічні кріпляться до борту фюзеляжу трьома вузлами навішування, забезпеченими щитками для безперешкодного відкриття стулок.

На рисунку Б.31 зображена бічна стулка на вигляді збоку. Циліндри умовно не показані.

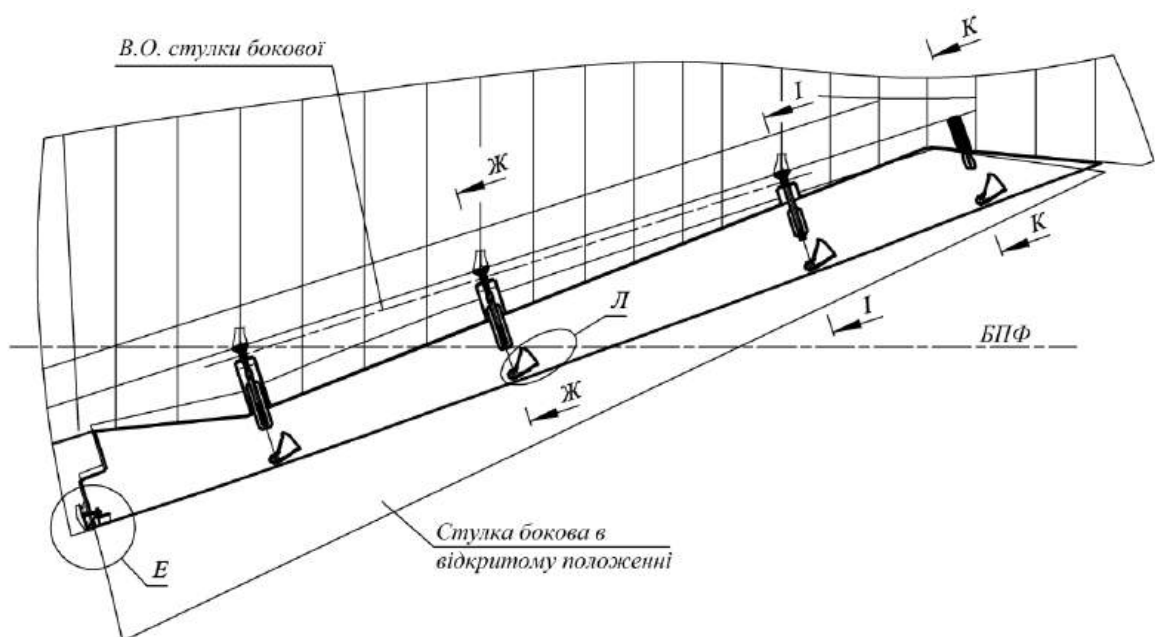


Рисунок Б.31 – Схема бічної стулки на вигляді збоку

Стулки бічні виконуються з багатошарового вуглеволоконного матеріалу. Простір між зовнішньою і внутрішньою обшивкою заповнений сотовим наповнювачем. Крім вузлів навішування, стулка бічна забезпечена уловлювачами, що взаємодіють з роликками стулки середньої, а також упорами, встановленими по передньому торцю і в кінці стулки. Уловлювачі призначені для фіксації ступок бічних в закритому положенні. У місцях кріплення вузлів навішування, фіксаторів і упорів простір між зовнішньою і внутрішньою обшивкою стулки заповнюється пінопластовим наповнювачем.

На рисунку Б.32 зображено перетин Ж - Ж рисунка Б.31. Перетин Ж - Ж розвернуто за годинниковою стрілкою.

Вузол навішування стулки бічної складається з кронштейнів 1, 2, 3 і 4. Кронштейн 4 закріплений на балці вантажного люка. Кронштейн 1 закріплений на стулці бічній. Взаємно з'єднані кронштейни 2 і 3 шарнірно прикріплені до кронштейнів 1 і 4. До кронштейну 1 прикріплений щиток вузла навішування бічної стулки. k_2 - зазор між середньою і бічною стулкою. h_3 - будівельна висота бічної стулки.

Циліндр бічної стулки шарнірно з'єднаний з кронштейнами 1 і 4.

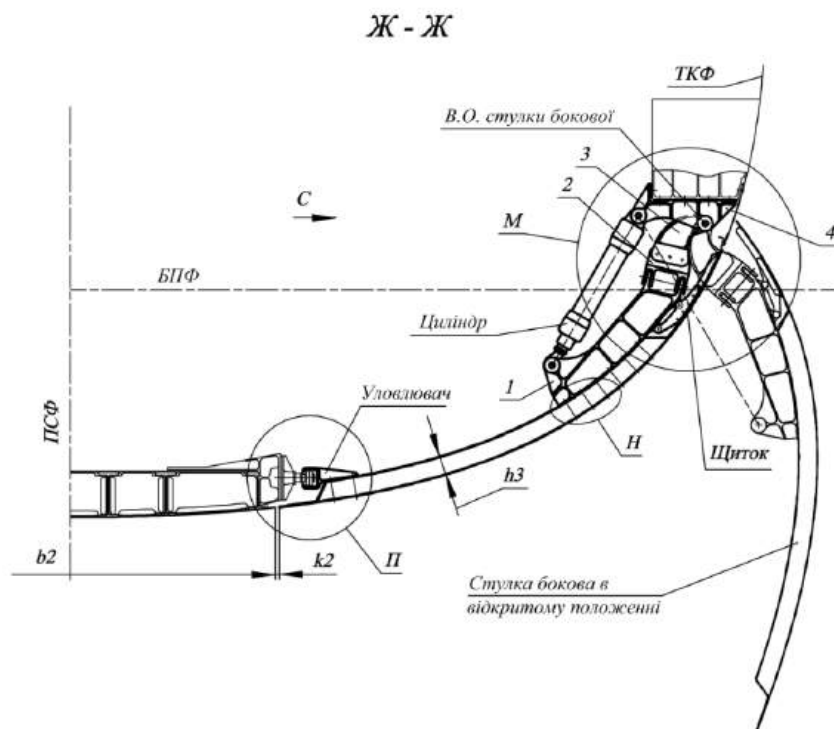


Рисунок Б.32 – Схема установки циліндрів керування бічними стулками

На рисунку Б.33 зображені винос Л рисунка Б.31 і вид Р виносу Л. Винос Л повернено за годинниковою стрілкою.

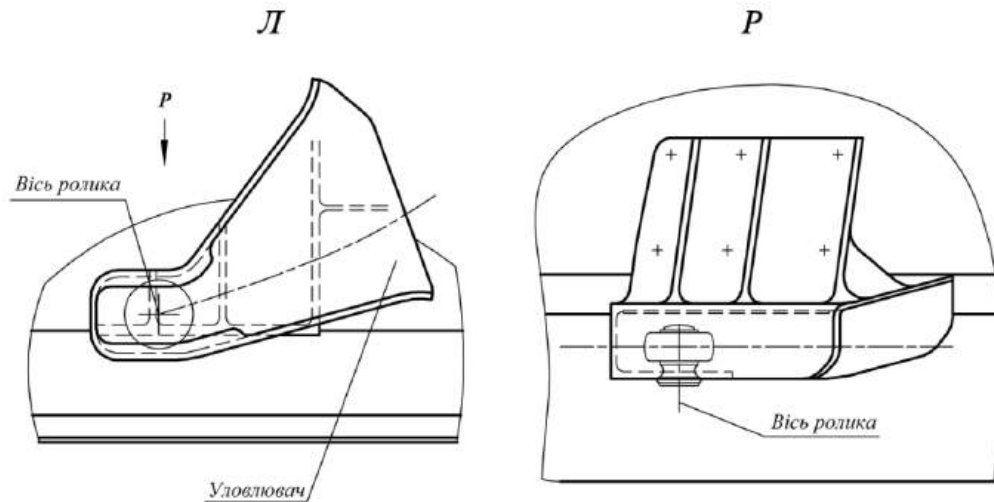


Рисунок Б.33 – Схема установки уловлювачів бокової стулки

Зображені на рисунку Б.33 уловлювачі бічної стулки закріплені на її верхній поверхні і призначені для захоплення і утримання ролика середньої стулки при закритті відсіку стулоч. У закритому положенні ролики середньої стулки та уловлювачі фіксують бічну стулоч в закритому положенні. Ролики встановлені також і на хвостовій стулці.

На рисунку Б.34. зображений винос М рисунка Б.32. e_1 - розмір, який встановлює зазор між обшивкою фюзеляжу і щитком бічної стулоч у відкритому положенні.

На рисунку Б.35 зображений винос П рисунка Б.32. На рисунку показані уловлювачі бічної стулоч, що знаходяться в зачепленні з роликом, який закріплений на середній стулці вантажного люка.

М

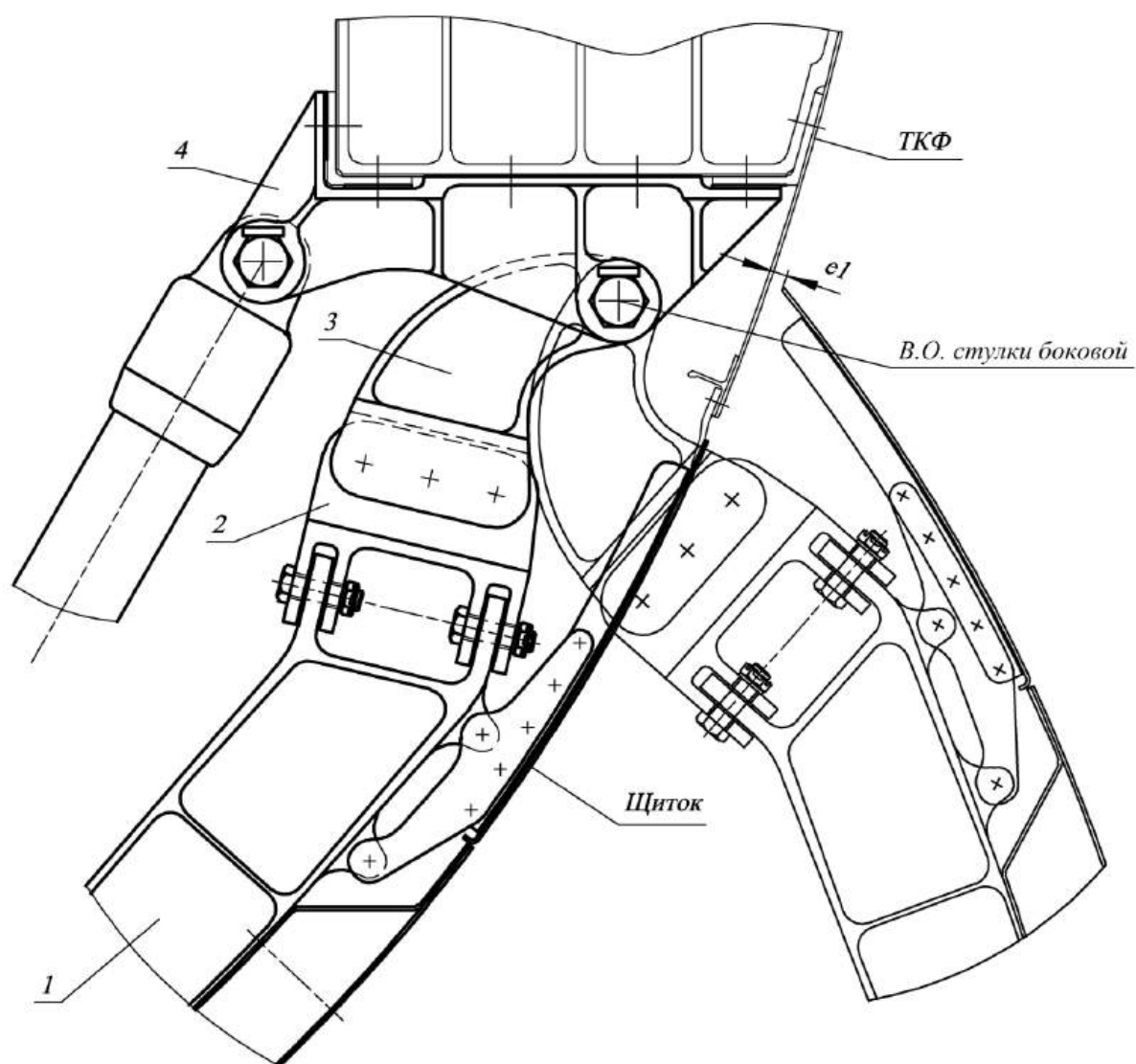


Рисунок Б.34 – Схема узла навески боковой стулки

П

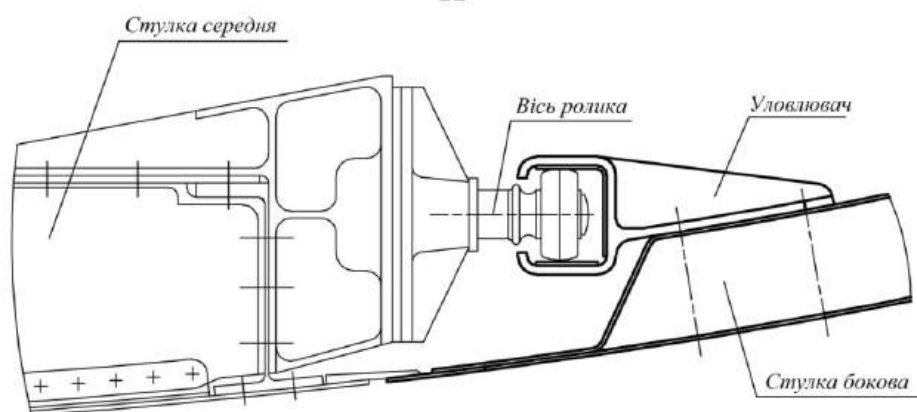


Рисунок Б.35 – Схема замикання центральної та бокових ступок

На рисунку Б.36 зображені перетин І – І рисунка Б.31 (перетин розвернуто за годинниковою стрілкою) і вид рисунка Б.36.

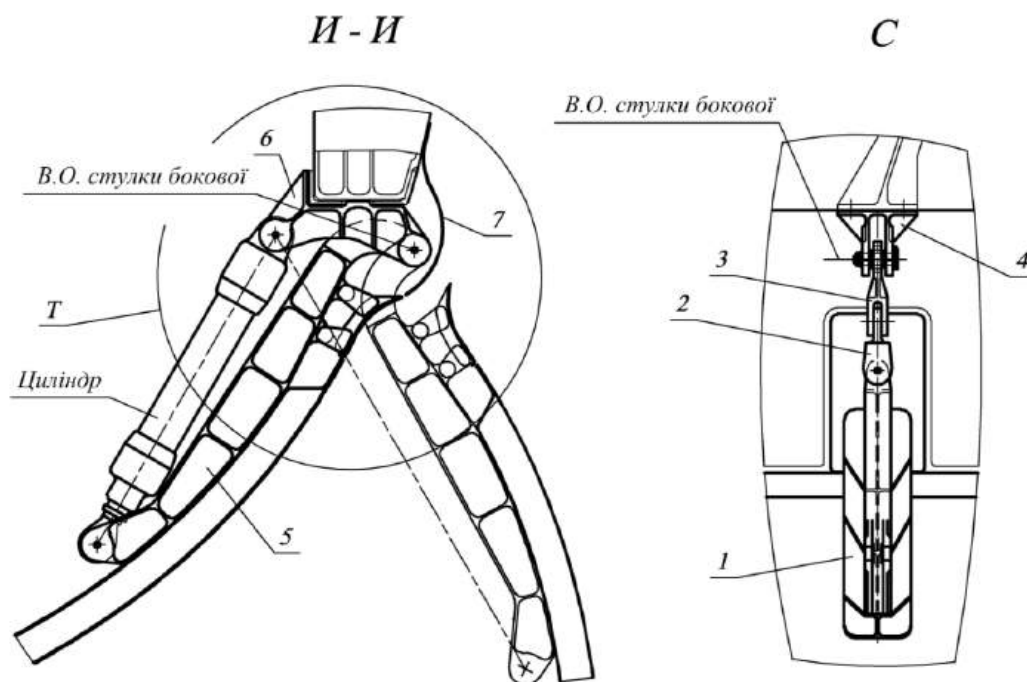


Рисунок Б.36 – Схема центральних вузлів навіски бокової ступки зі встановленим щитком

Задній вузол навішування бічної ступки, показаний в перерізі І - І, виконаний з двох шарнірно з'єднаних кронштейнів 5 і 6. З огляду на те, що вісь обертання ступки виходить за теоретичний контур фюзеляжу, вузол навішування забезпечений обтічником 7.

На рисунку Б.37 показані винос Н рисунка Б.32 і винос Т перетину І - І, зображеного на рисунку Б.36.

На виносі Т показаний щиток, прикріплений до кронштейну 5, встановленому на верхній поверхні бічної ступки. Обтічник вузла навішування 7 кріпиться до борту фюзеляжу.

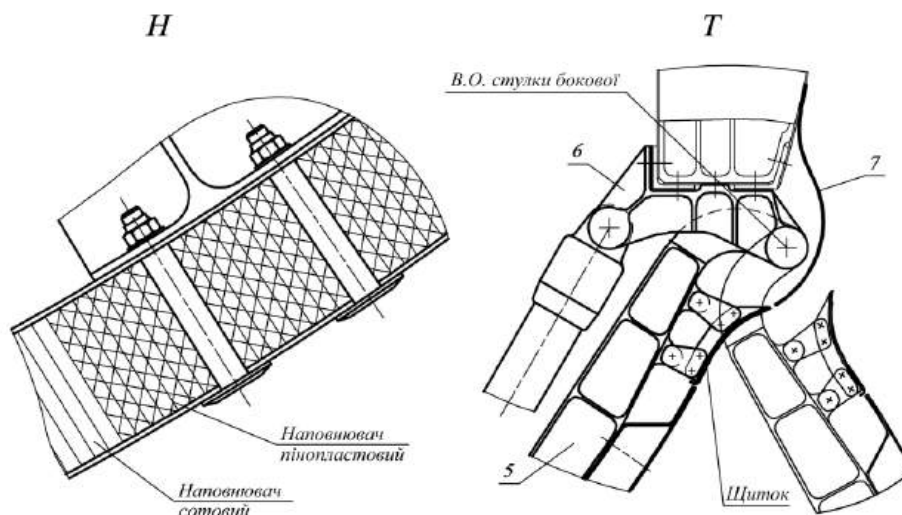


Рисунок Б.37 – Схема заднього вузла навіски стулки з обтічником

На рисунку Б.38 зображені перетин К - К і винос Е рисунка Б.31. Перетин К - К і винос Е повернені за годинниковою стрілкою.

У перетині К - К показаний регульований упор, встановлений у задній частині бічної стулки. Упор закріплений в кронштейні, який за допомогою профілів і книць кріпиться до балки вантажного люка і до борту фюзеляжу.

На виносенні Е зображений регульований упор, розташований в передній частині бічної стулки. Упор встановлений в кронштейні, закріпленому на рампі вантажного люка, і взаємодіє з пластиною, встановленою на стулці бічний.

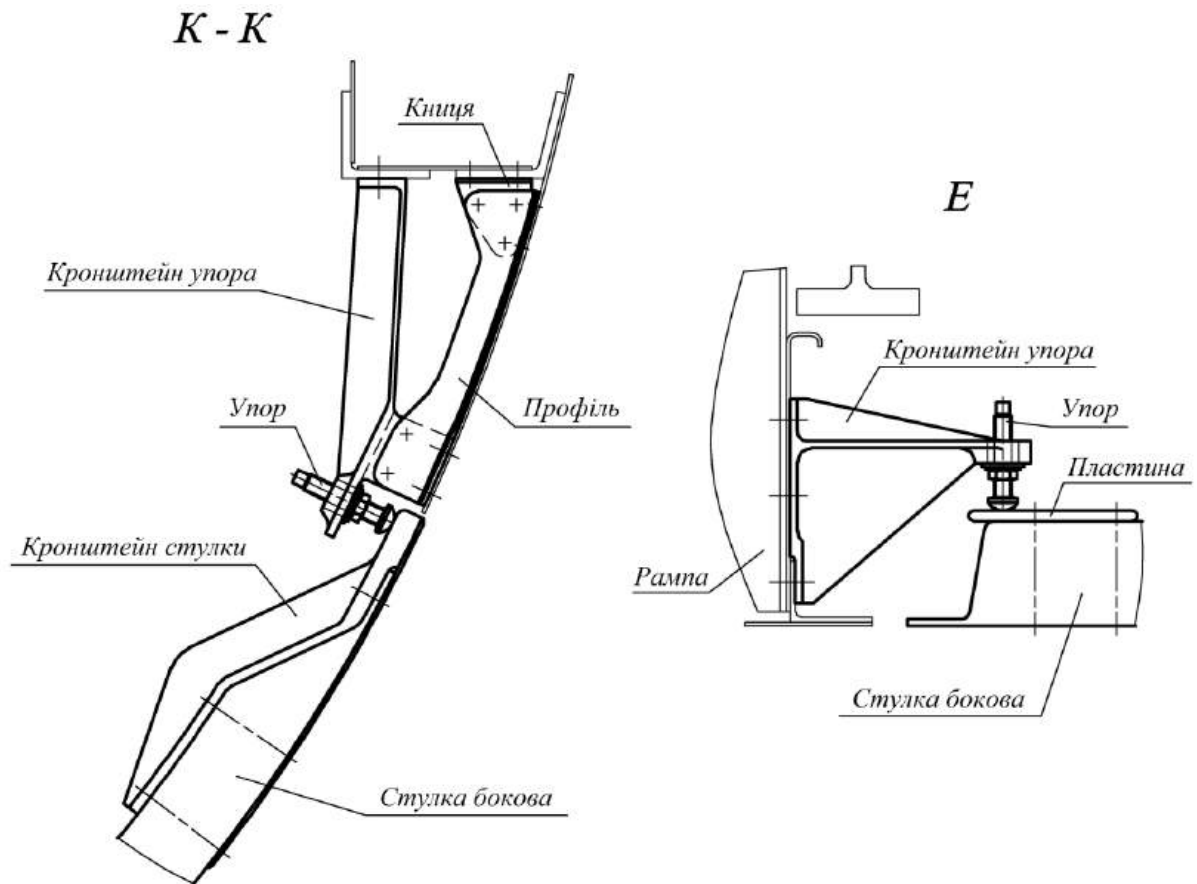


Рисунок Б.38 – Схема регулювання бокових та центральної ступок

Б.7 Середня ступка

Основними геометричними параметрами середньої ступки є $L1$ – довжина ступки, $b2$ – ширина ступки, $h2$ – будівельна висота ступки.

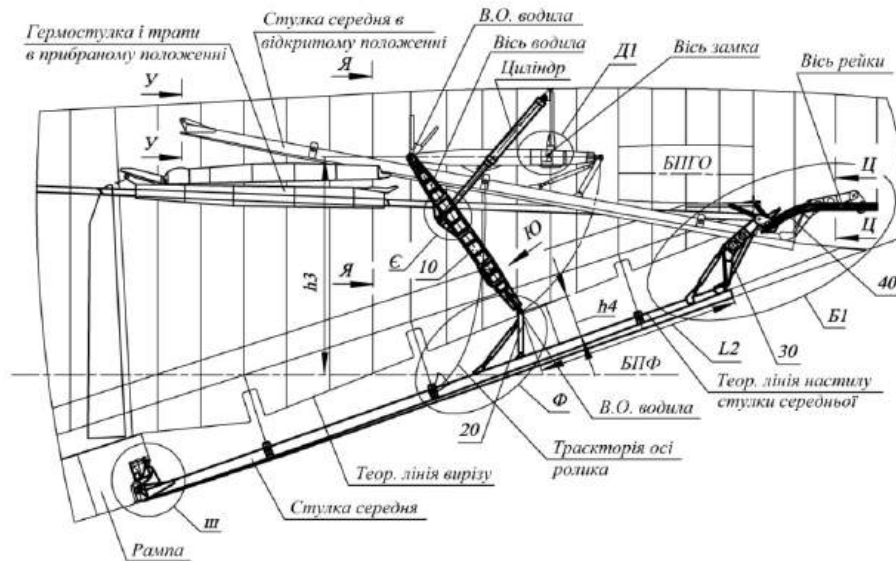
Ступка середня виконана з вуглеволоконного матеріалу і складається з зовнішньої і внутрішньої обшивок, бічних, поздовжніх і торцевих балок. Між бічними і поздовжніми балками встановлені діафрагми, до яких кріпляться зовнішня і внутрішня обшивки.

У середній частині ступка кронштейном 20 шарнірно з'єднана з водилом 10, шарнірно закріпленому нагорі вантажної кабіни літака. У задній частині ступка забезпечена вузлом навішування 30. Вузол навішування 30 своїми каретками взаємодіє з рейками, встановленими у хвостовій частині фюзеляжу.

До водила 10 шарнірно приєднаний циліндр управління ступкою. При підйомі ступки середньої каретки заднього вузла навішування 30 переміщуються по рейках 40, при цьому ролики середньої ступки виходять із зачеплення

уловлювачів бічних стулок. У кінцевому положенні стулка середня фіксується замком відкритого положення.

На рисунку Б.39 зображена середня ступка на вигляді збоку.



10 – водило, 20 - кронштейн водила, 30 - задній вузол навішування, 40 – рейка

Рисунок Б.39 – Схема установки середньої ступки

На рисунку Б.40 зображений винос Д1 рисунка Б.39.

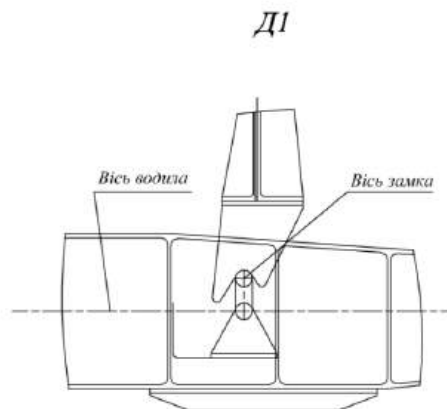


Рисунок Б.40 – Схема замка відкритого положення середньої ступки

У відкритому положенні середня стулка встановлюється на замок відкритого положення. Сережка замка, встановлена на кронштейні ведучої середньої стулки, фіксується гаком замка при попаданні в зів корпусу замка.

Конструкція самозамикаючого замка на рисунку не показана. Розміри h_3 , h_4 і L_2 визначають координати вісей обертання водила.

На рисунку Б.41 зображений вид Ю рисунка Б.39. Вид Ю розвернений проти годинникової стрілки. На рисунку показана конструкція водила середньої стулки. Циліндр і замок стулки умовно не показані.

Ю

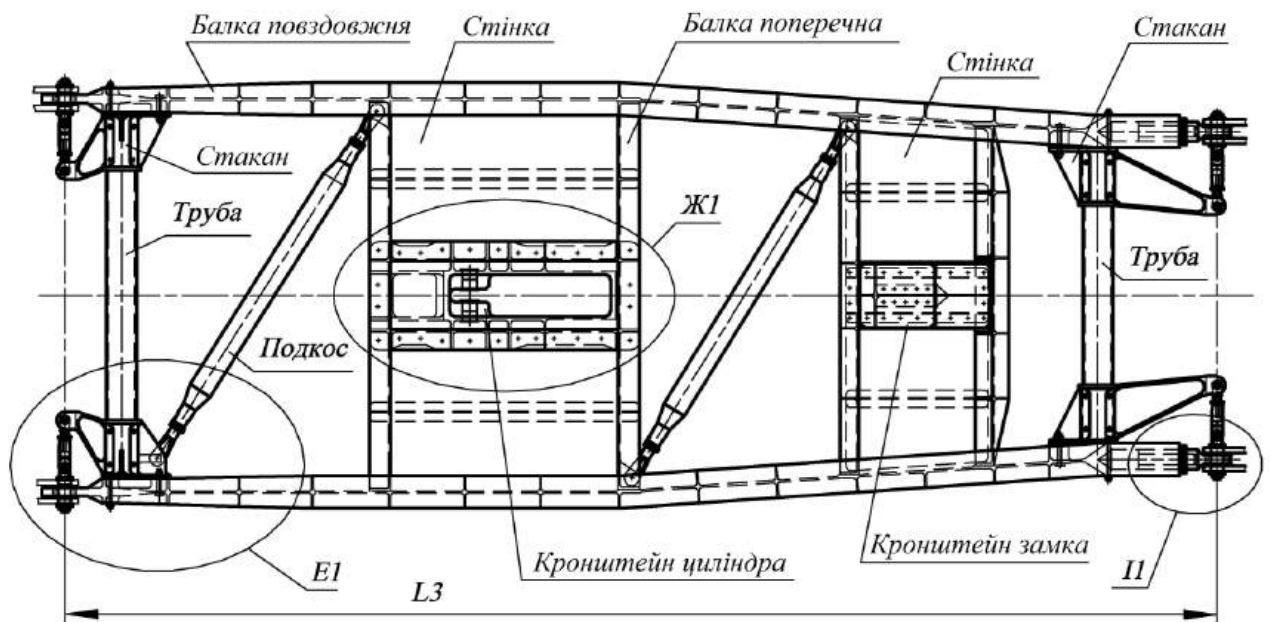


Рисунок Б.41 – Схема водила середньої стулки

Водило виконане з двох поздовжніх балок, зв'язаних за допомогою стаканів трубами. Балки забезпечені вузлами навішування, виготовленими у вигляді вилок, одна з яких виконана регульованою. Вузли навішування приєднуються до конструкції фюзеляжу і до середньої стулки осями. Для збільшення жорсткості осі з'єднані тягами із стаканами водила. У місцях установки кронштейнів під циліндр і замок стулки, поздовжні балки пов'язані поперечними балками із закріпленою на них стінкою. Водило забезпечено також підкосами що збільшують жорсткість конструкції.

На рисунку Б.42 зображений винос E1 рисунка Б.41.

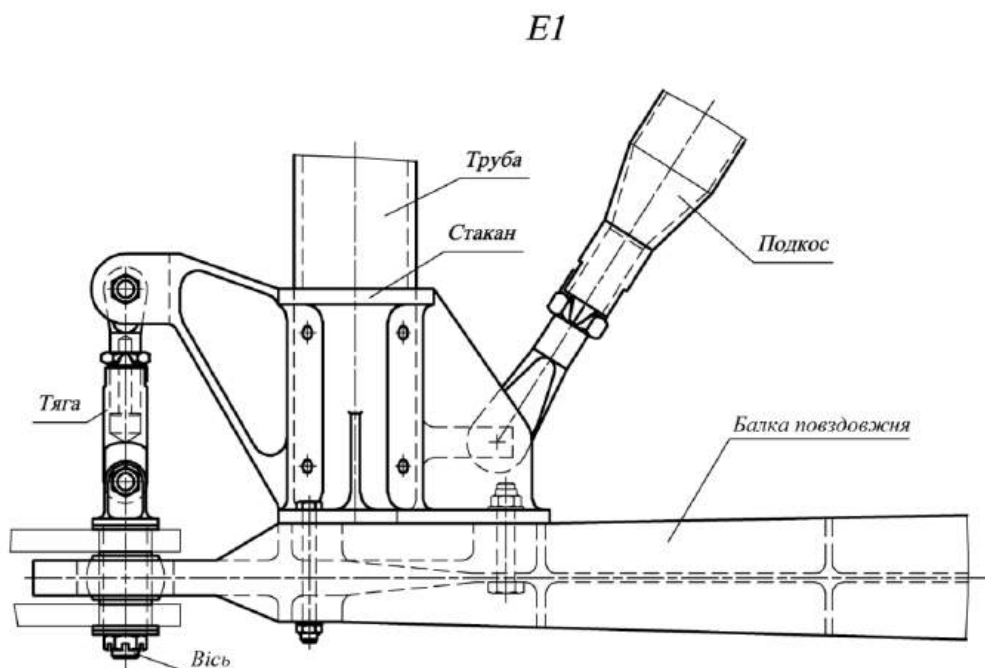


Рисунок Б.42 – Схема переднього вузла навіски водила

Тяга шарнірно з'єднана з віссю вузла кріплення і вилкою, що виконана на стакані водила.

На рисунку Б.43 зображені виноси Ж1 і П1 рисунка Б.41.

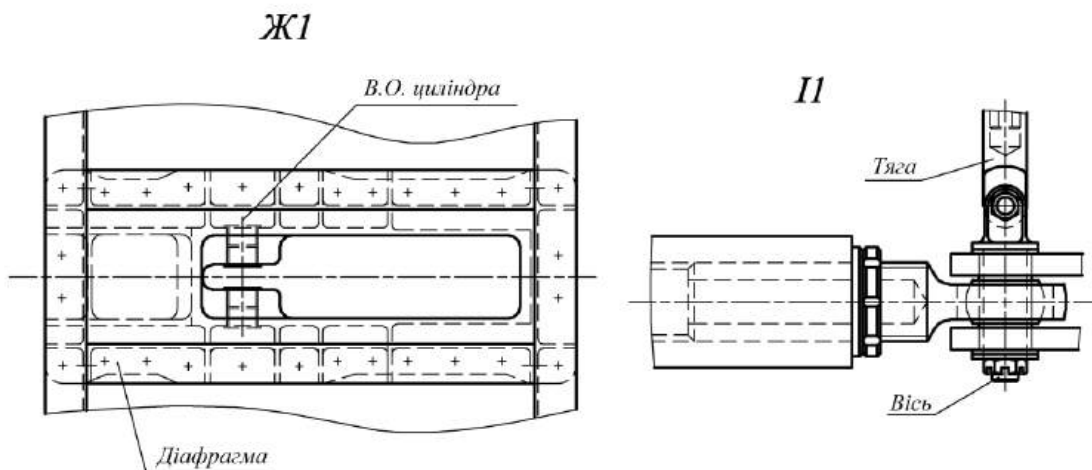
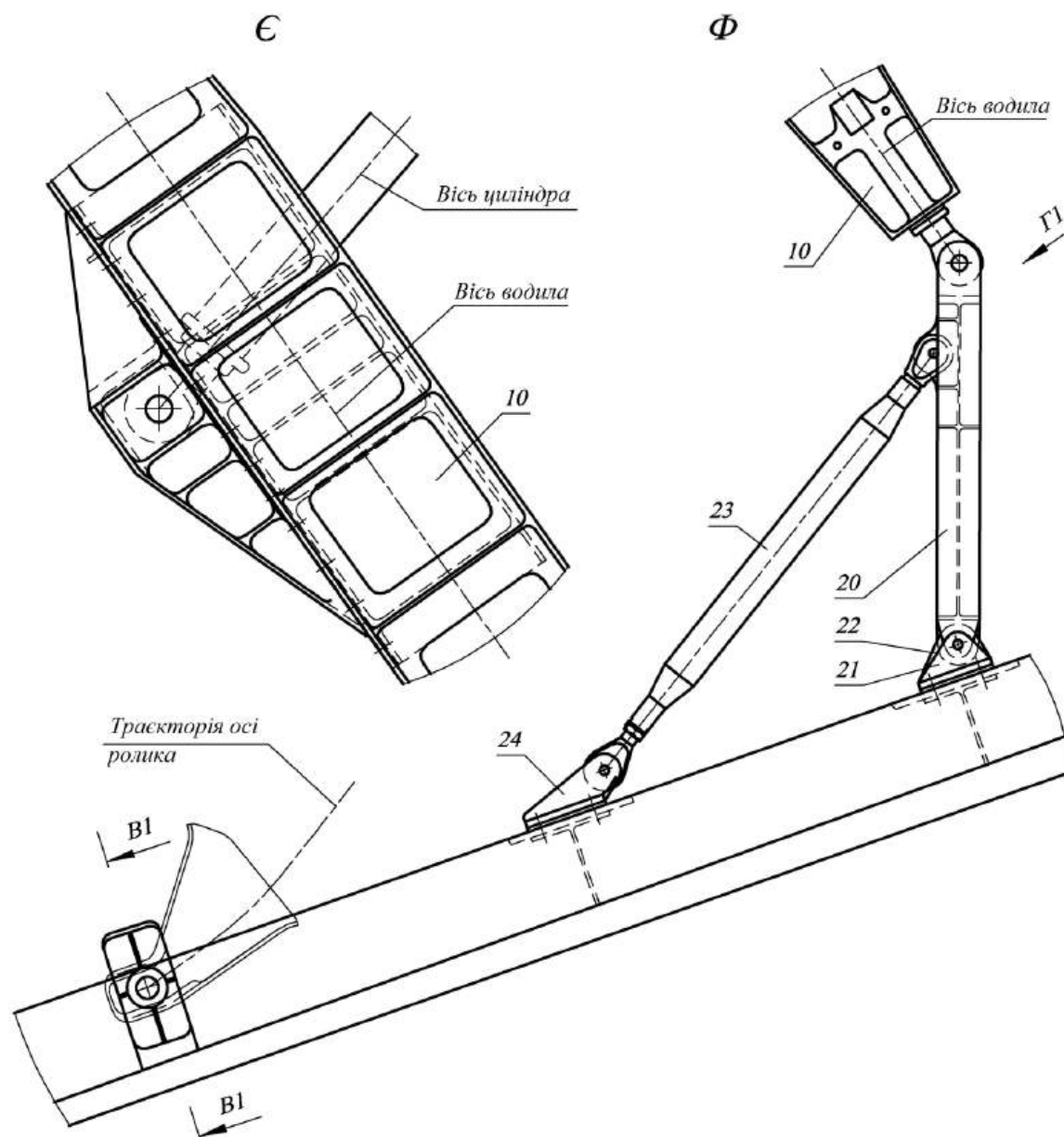


Рисунок Б.43 – Схеми кронштейна циліндра та заднього вузла навіски

На рисунку Б.44 зображені виноси Є і Ф рисунка Б.39.



10 – водило, 20 - кронштейн водила, 23 – підкос, 21, 22, 24 - кронштейни установки підкоса і кронштейна водила

Рисунок Б.44 – Схема навішування водила і середньої ступки

На рисунку Б.45 показано вид Г1 виносу Ф, зображеного на рисунку Б.44. Вид Г1 розвернено за годинниковою стрілкою.

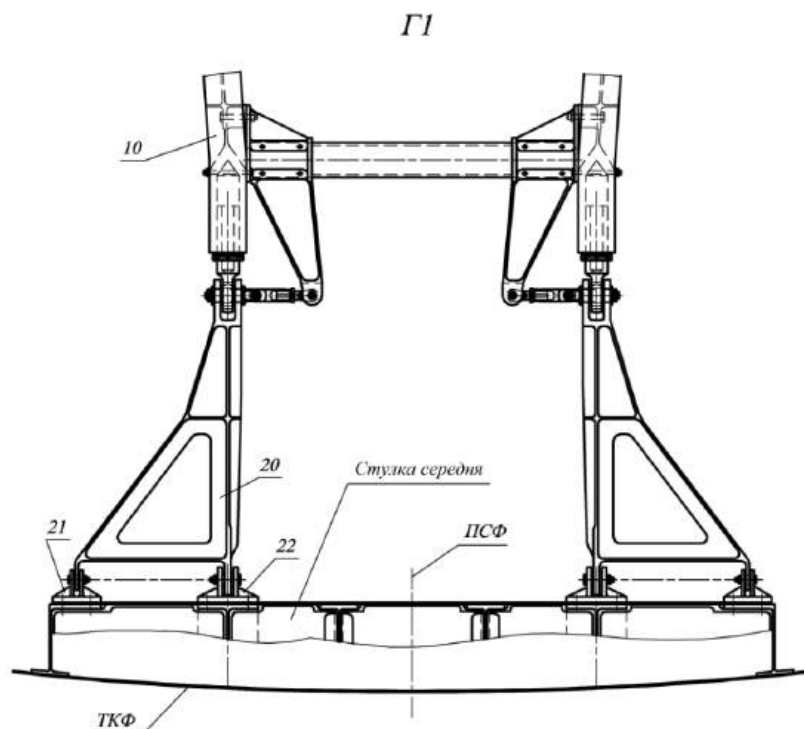


Рисунок Б.45 – Вид в плані навіски середньої стулки і водила

На рисунку Б.46 зображено перетин В1 - В1 рисунка Б.44 і вид К1 перетину В1 - В1. Перетин В1 - В1 розвернуто за годинниковою стрілкою. 8 і 9 - кронштейни ролика.

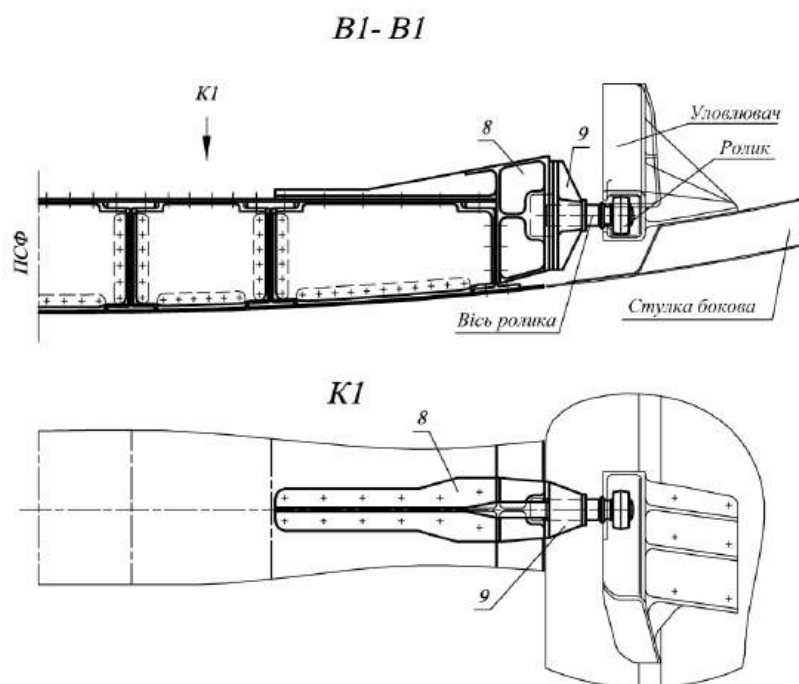
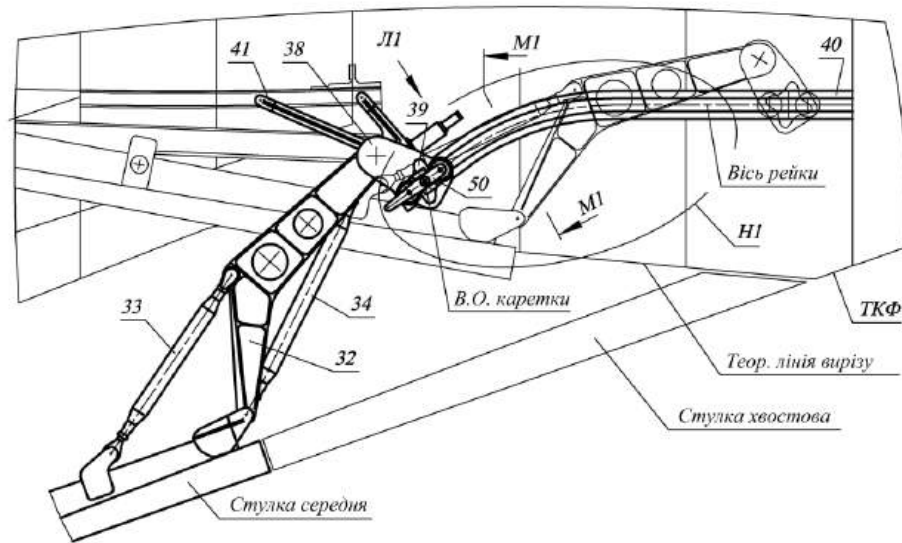


Рисунок Б.46 – Схема задньої навіски середньої стулки в перерізі

На рисунку Б.47 зображений винос Б1 рисунка Б.39.

Б1



32 - кронштейн заднього вузла навішування, 33, 34 – підкоси,
38 – стакан, 39 - кронштейн каретки, 41 - кронштейн кріплення рейки, 40 – рейка,
50 - каретка

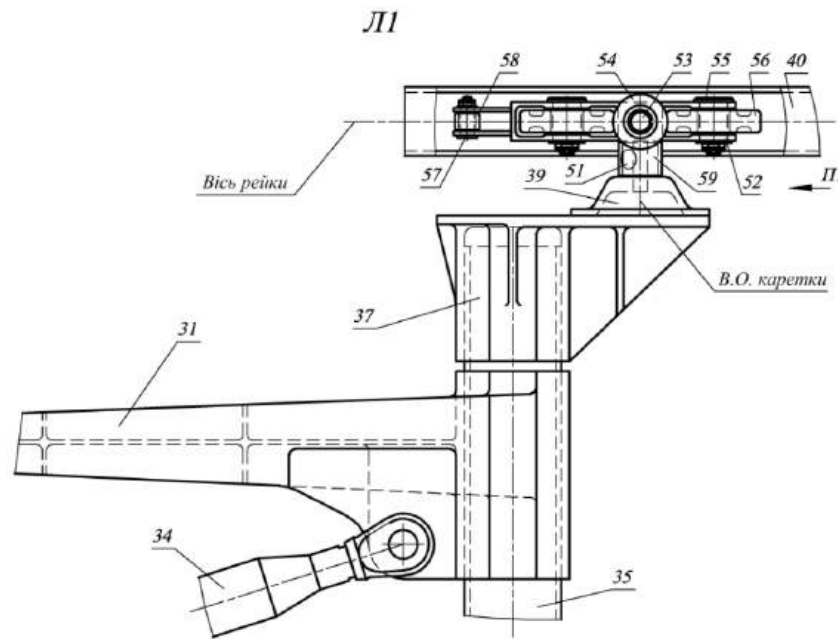
Рисунок Б.47 – Схема задньої навіски середньої стулки на вигляді збоку

На рисунку Б.48 зображений вид Л1 рисунка Б.47.

На рисунках Б.48, Б.49 зображений задній вузол навішування середньої стулки. Вузол забезпечений каретками 50, взаємодіючими з рейками 40, встановленими в хвостовій частині фюзеляжу.

Задній вузол навішування складається з кронштейнів 31 і 32, шарнірно з'єднаних з середньою стулкою і укріплених підкосами 33 і 34. Кронштейни 31 і 32 з'єднані трубою 35. На кінцях труби 35 встановлено стакани 37 і 38, до яких кріпляться кронштейни 39. На кронштейнах 39 виконані осі 51 кареток 50.

Корпус 52 каретки 50 шарнірно закріплений на осі 51 кронштейна 39. У корпусі 52 виконані осі 53, на яких встановлені бічні ролики 54. Опорні ролики 56 закріплені на осях 55, встановлених в корпусі 52. У передній частині корпусу 52 встановлена вісь 57 замка закритого положення стулки середньої, забезпечена втулкою 58.



31 - кронштейн заднього вузла навішування, 34 – підкіс, 35 – труба, 37 – стакан,
 39 - кронштейн каретки, 51 - вісь каретки, 52 – корпус, 53 - вісь бічного ролика,
 54 - бічний ролик, 55 - вісь опорного ролика, 56 - опорний ролик, 57 - вісь замка,
 58 – втулка, 59 - втулка

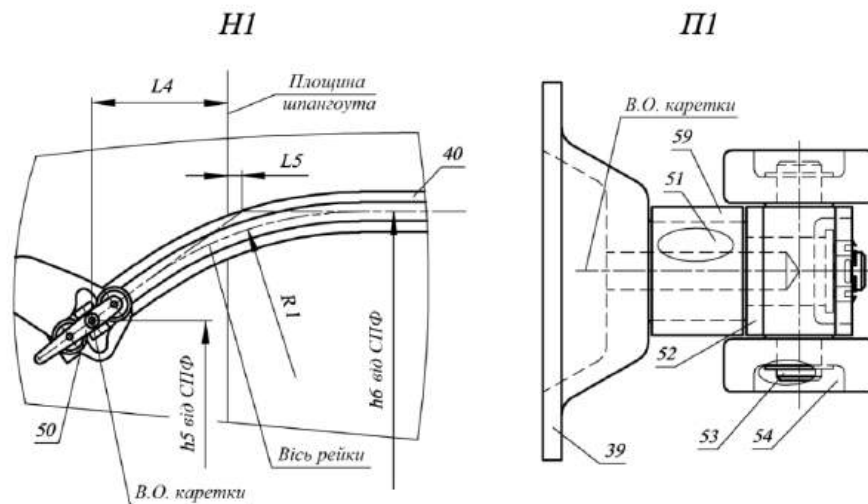
Рисунок Б.48 – Каретка заднього вузла навіски середньої стулки

На рисунку Б.49 зображені винос Н1 рисунка Б.47 і вид П1 рисунка Б.48. Вид П1 розвернений за годинниковою стрілкою, опорний ролик 56 умовно не показаний.

На винесенні Н1 розмірами L_4 , L_5 , h_5 , h_6 і R_1 задані параметри осі рейки 40, що збігається з траєкторією вісі обертання каретки 50.

На вигляді П1 показано кріплення корпусу 52 до вісі 51.

Середня стулка забезпечена замками закритого положення, закріпленими в передній частині рейок 40.



40 – рейка, 50 - каретка. 39 - кронштейн каретки, 51 - вісь каретки, 52 - корпус каретки, 53 - вісь бічного ролика, 54 - бічний ролик, 59 - втулка

Рисунок Б.49 – Теоретична схема рейки та ролика заднього вузла навіски середньої ступки

На рисунку Б.50 зображено перетин М1– М1 рисунка Б.47. Перетин М1– М1 повернуто за годинниковою стрілкою.

Корпус замка 61 з'єднаний з рейкою 40 і за допомогою кронштейна 41 прикріплений до профілю відсіку кріплення оперення. На корпусі 61 встановлений також кронштейн 42, до якого кріпиться підкіс 43, інший кінець якого приєднаний до кронштейну кріплення рейки тельфера.

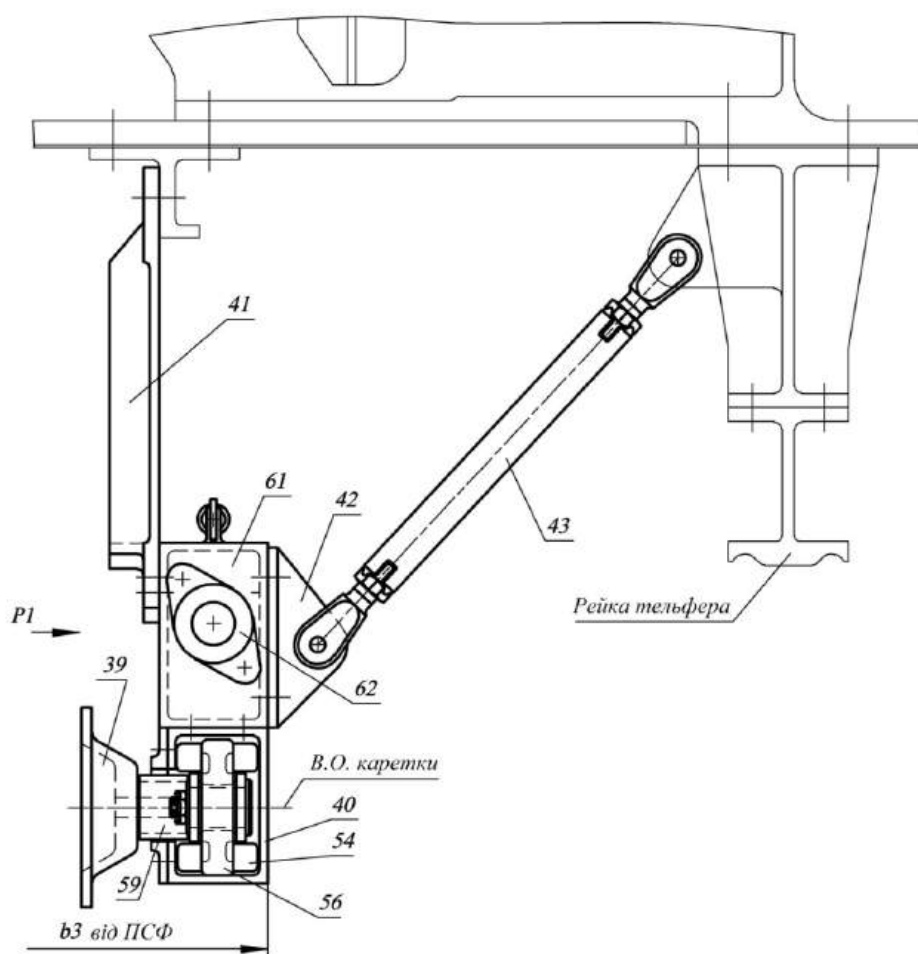
Розміром b_3 задається установка рейки 40 по ширині.

На рисунку Б.51 зображено перетин Ц - Ц рисунка Б.39, на якому показано кріплення рейки 40 до шпангоута фюзеляжу.

Ступка середня забезпечена передньою опорою. Передня опора складається з двох роликів, встановлених в кронштейнах, закріплених на передньому торці середньої ступки. Ролики взаємодіють з уловлювачами, закріпленими на рампі вантажного люка.

На рисунку Б.52 зображений винос Ш, на якому показана передня опора середньої ступки.

M1- M1



39 - кронштейн каретки, 40 - рейка, 41 - кронштейн кріплення рейки 40, 42 - кронштейн кріплення підкоса, 43 - підкіс, 54 - бічний ролик каретки, 56 - опорний ролик каретки, 59 - втулка, 61 - корпус замка, 62 - циліндр

Рисунок Б.50 – Схема встановлення передньої частини рейки

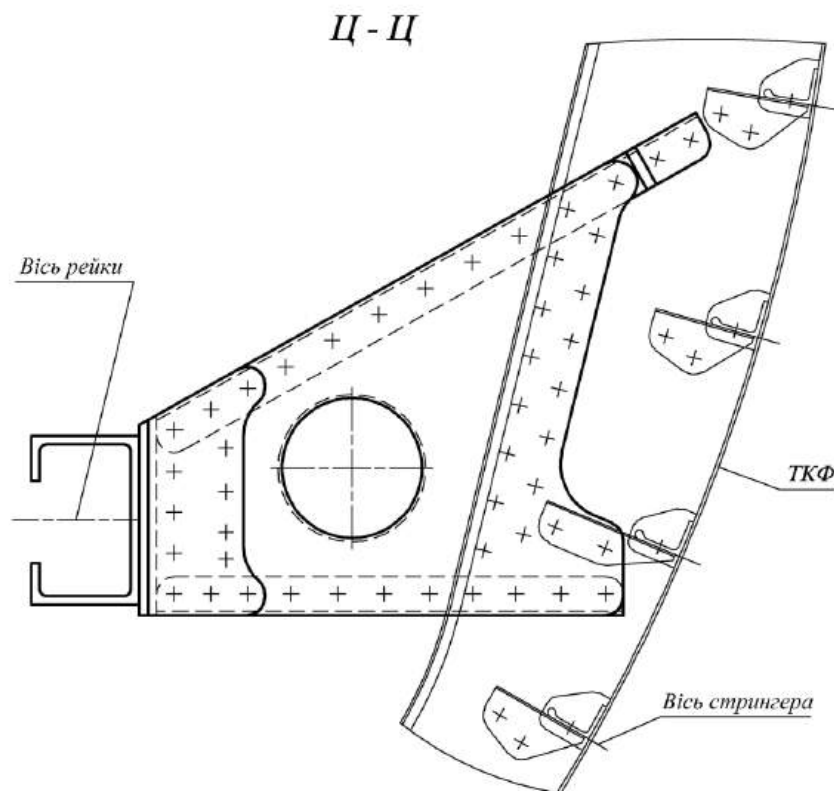


Рисунок Б.51 - Схема встановлення задньої частини рейки

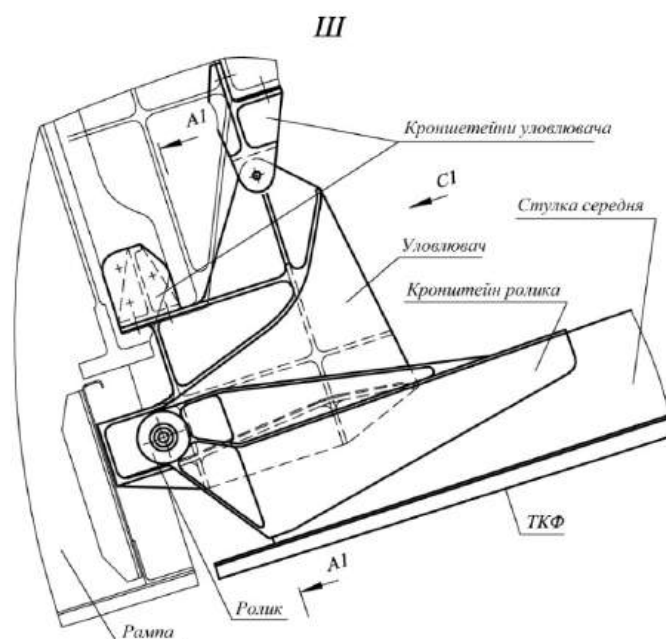


Рисунок Б.52 – Схема передньої опори середньої стулки

На рисунку Б.53 зображено перетин А1 - А1 рисунка Б.52. Перетин А1 - А1 розвернуто за годинниковою стрілкою.

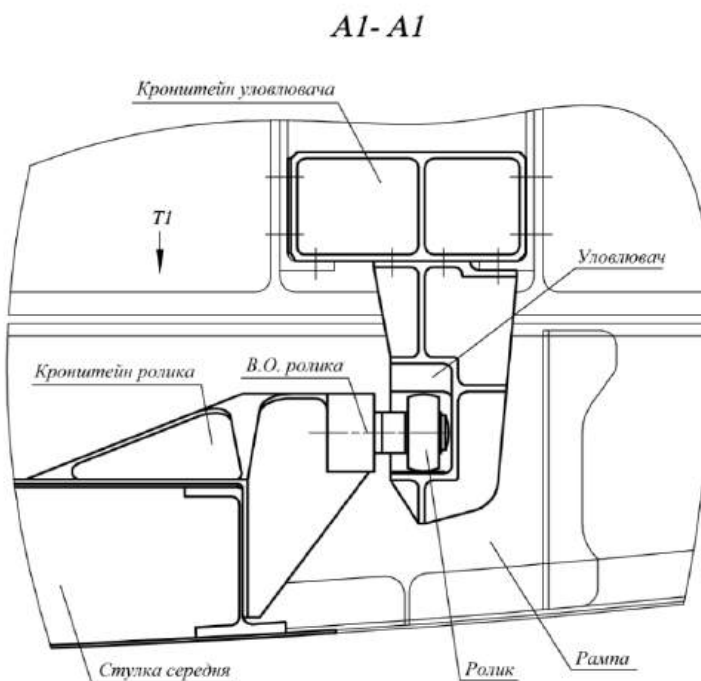


Рисунок Б.53 – Схема задньої опори середньої стулки

На рисунку Б.54 зображений вид С1 рисунка Б.52. Вид С1 розвернений за годинниковою стрілкою. Ролик і стулка середня умовно не показані.

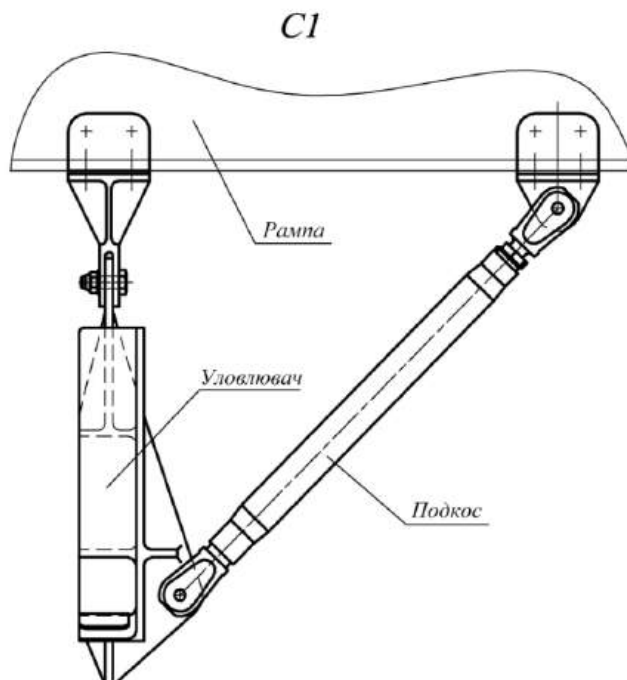


Рисунок Б.54 – Схема установки уловлювача середньої стулки на рампі

На рисунку Б.55 зображений вид Т1 рисунка Б.53.

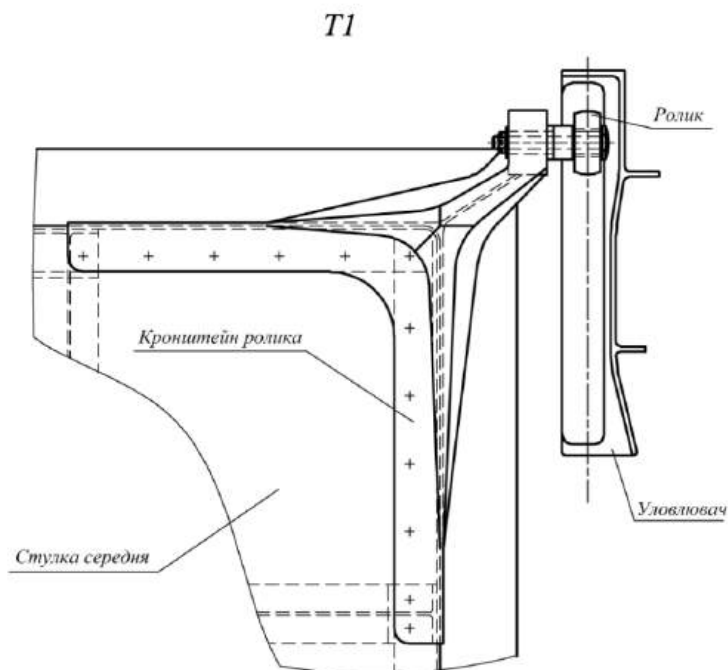


Рисунок Б.55 – Схема фіксації середньої стулки в уловлювачу

На рисунку Б.56 зображено перетин У - У рисунка Б.39.

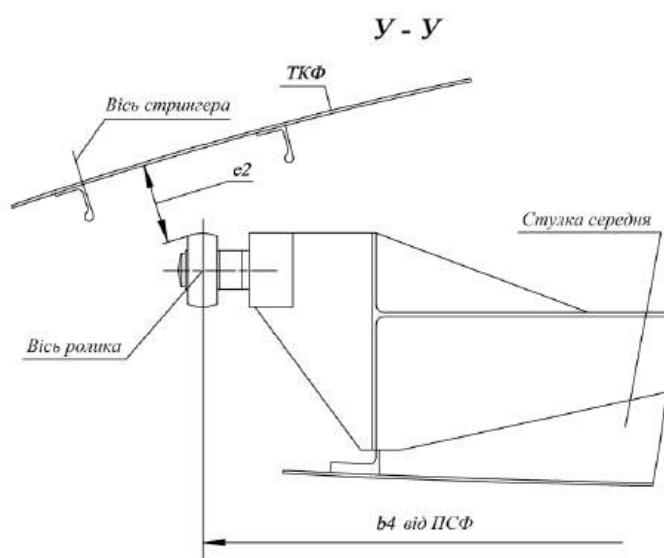


Рисунок Б.56 – Схема забезпечення зазору стулки у відкритому положенні до каркасу

Розміром $e2$ встановлюється зазор між роликом передньої опори середньої стулки і конструкцією фюзеляжу. $b4$ - розмір від осі ролика до ПБФ.

На рисунку Б.57 зображено перетин Я - Я рисунка Б.39.

Розміром e_3 встановлюється зазор між середньою стулкою і внутрішнім трапом при відкритті вантажного люка літака. e_4 - зазор між конструкцією зовнішнього трапа і внутрішнім контуром шпангоута.

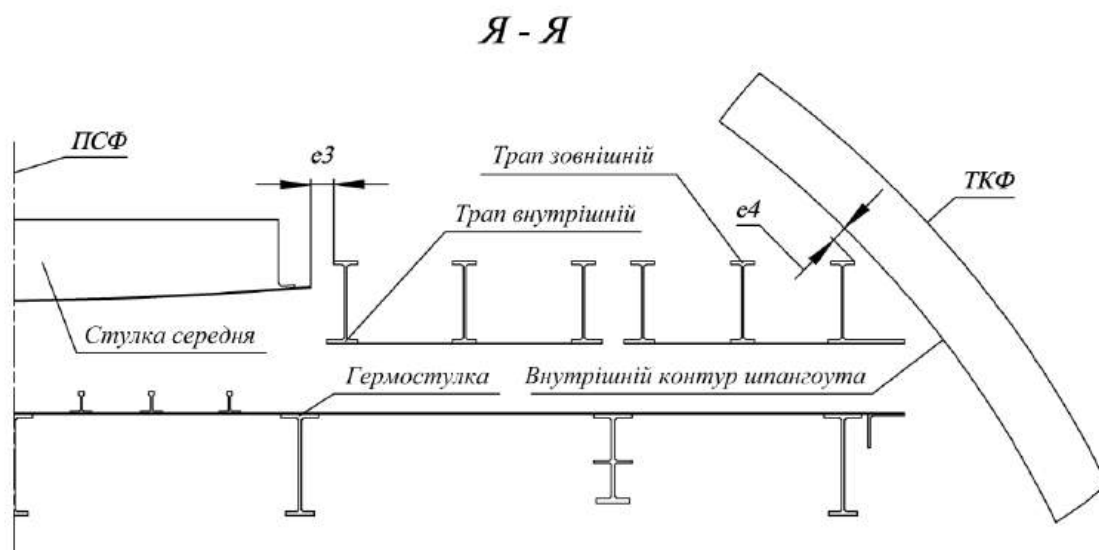


Рисунок Б.57 – Схема контролю зазорів агрегатів вантажного люка у відкритому положенні

ДОДАТОК Д

Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «Д»

Д.1 Особливості задання теоретичних обводів фюзеляжу зі схемою вантажного люка типу «Д»

Переходячи до детального розгляду вантажного люка типу «Д», опустимо предметний розгляд схеми типу «В». Відмінною особливістю схеми типу «В» є наявність рухомої гермоперегородки, яка шарнірно закріплена на фюзеляжі і виконана з можливістю шарнірного приєднання до рампи і від'єднання від конструкції фюзеляжу з метою використання її як трапа. Конструктивно передбачалося, що використання рухомої гермоперегородки подвійного призначення приведе до зниження маси вантажного люка. Однак при проєктуванні схем типу «В» виникають технічні проблеми, наприклад, щодо компонування рейок верхнього завантажувального пристрою.

Вантажний люк типу «В» виконаний на літаку С-5А. При цьому літак С-5А не забезпечений верхнім завантажувальним пристроєм. Досвід експлуатації С-5А показав ненадійність роботи вантажного люка в повітрі з огляду на можливе одночасне від'єднання рухомої гермоперегородки від фюзеляжу і рампи.

На рисунку Д.1 зображена теорія хвостової частини фюзеляжу двопалубного десантно-транспортного літака.

Відмінною особливістю схеми типу «Д» є те, що гермотрап, шарнірно закріплений на торці рампи, в закритому положенні вантажного люка виконує функцію гермоперегородки. При відкритті вантажного люка для здійснення повітряного десантування гермотрап укладається на настил рампи. Проводка стренг витяжних парашутів, установка вирівнюючих елементів на гермотрапі для закріплення рольгангів і інші операції вимагають попередньої підготовки вантажного люка на землі.

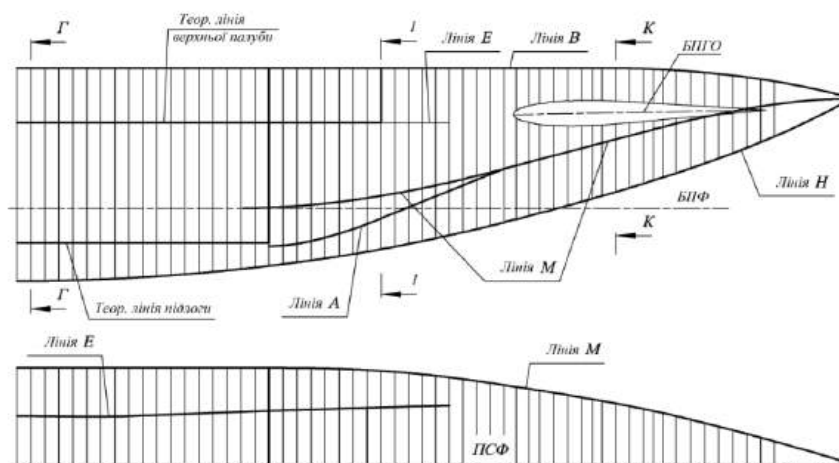


Рисунок Д.1 – Теоретична схема побудови опорних ліній майстер-геометрії
хвостової частини типу «Д»

Основною перевагою схеми «Д» є забезпечення максимально можливої ширини трапів для забезпечення дворядного завантаження техніки.

На рисунку Д.2 зображені перетину Г - Г, И - И, К - К рисунка Д.1.

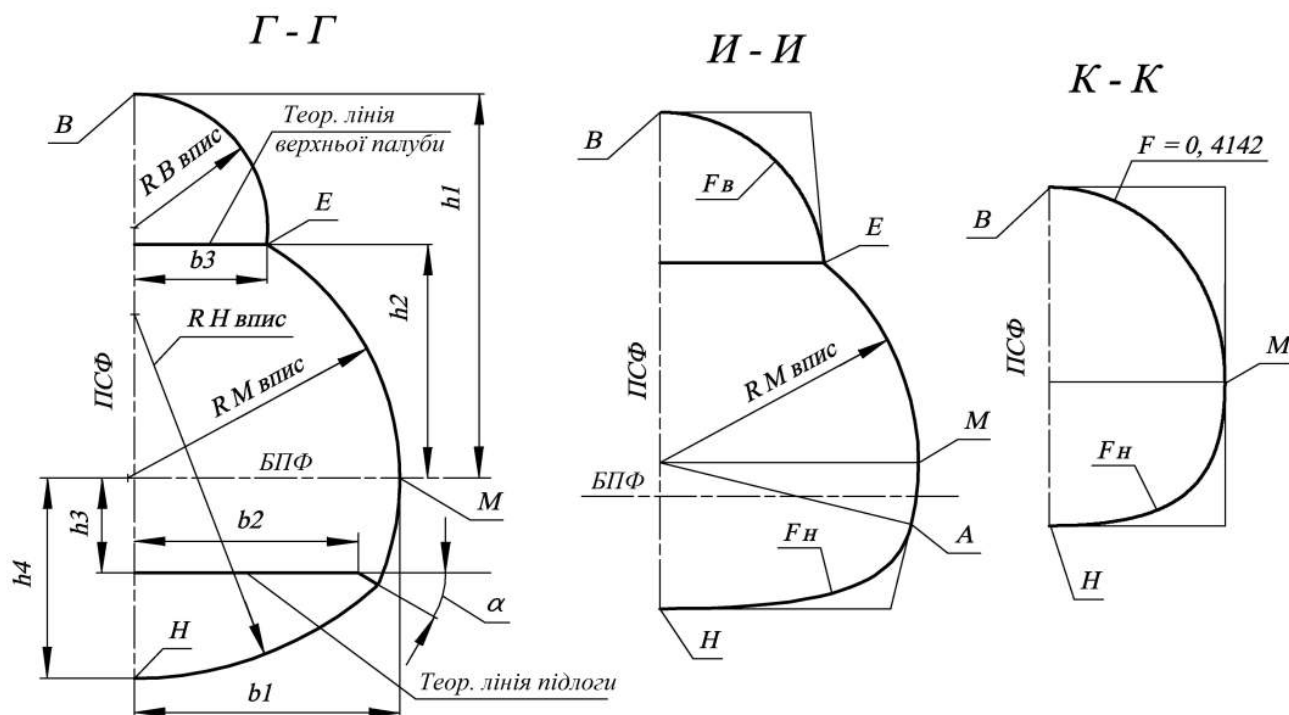


Рисунок Д.2 – Схема побудови поперечних обвідних майстер-геометрії
хвостової частини типу «Д»

На рисунку Д.3 зображений характер зміни поперечних перерізів хвостової частини фюзеляжу двухпалубного десантно-транспортного літака.

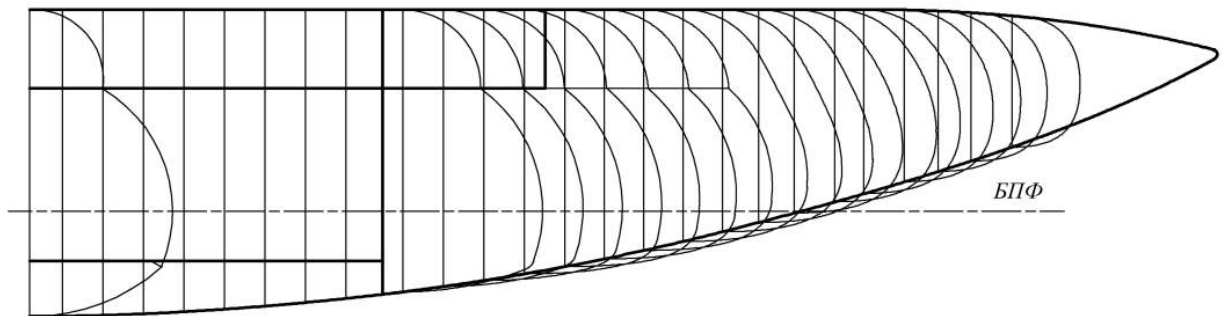


Рисунок Д.3 – Схема модифікації поперечних обвідних майстер-геометрії хвостової частини типу «Д»

Д.2 Рампа і гермотрап

Рампа вантажного люка шарнірно навішена на порозі вантажної кабіни літака. Варіанти навіски рампи і визначення її геометричних параметрів описані при розгляді вантажних люків типу «А» і «Б». Рампа забезпечена бічними замками, циліндрами управління і штангами.

На задньому торці рампи шарнірно закріплений гермотрап. На протилежному кінці гермотрапа виконані вузли навішування підтрапників і упори. Упори взаємодіють з гермошпангоутом і системою навішування підтрапників.

На рисунку Д.4 зображені рампа і гермотрап вантажного люка. L_p - довжина рампи. $L_{гт}$ - довжина гермотрапа.

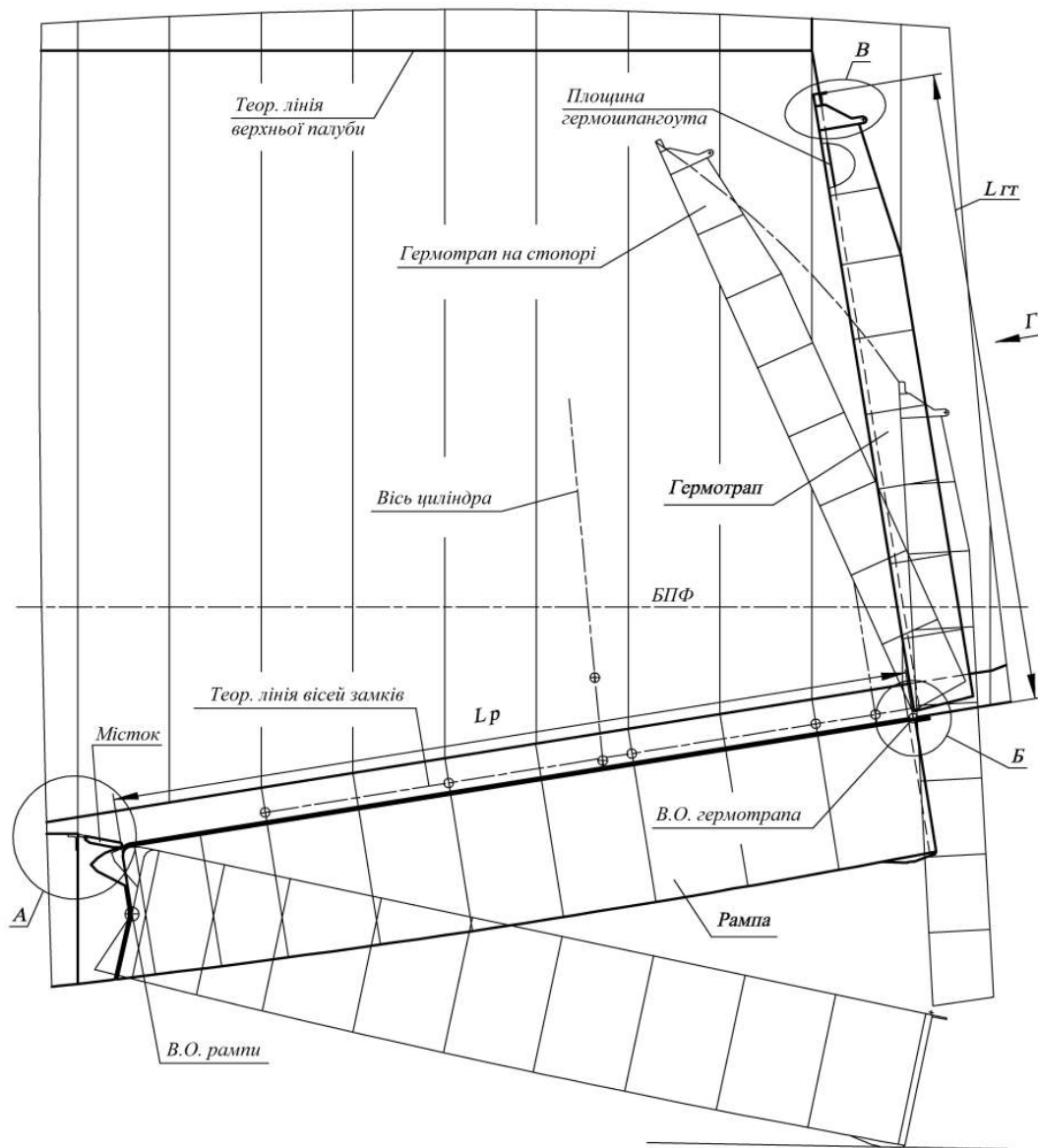


Рисунок Д.4 – Схема гермотрапа вантажного люка типу «Д»

Каркас гермотрапа виконаний у вигляді поздовжніх, бічних, поперечних і торцевих балок і забезпечений зовнішнім і внутрішнім настилами, виконаними з обшивки і стрингерів. Конфігурація і геометричні розміри гермотрапа вибираються з умови його розкладки на землі і укладання на рампу при десантуванні в повітрі.

На рисунку Д.5 зображений вид Г рисунка Д.4 і винос Д рисунка Д.5. Вид Г розвернений за годинниковою стрілкою. b_1 , b_2 , b_3 і h_1 - розміри, що визначають внутрішній контур гермошпангоута. e_1 - мінімальний зазор між гермотрапом і

внутрішнім контуром гермошпангоута при розкладці гермотрапа на землю. $e2$ - перекриття між гермотрапом і гермошпангоутом.

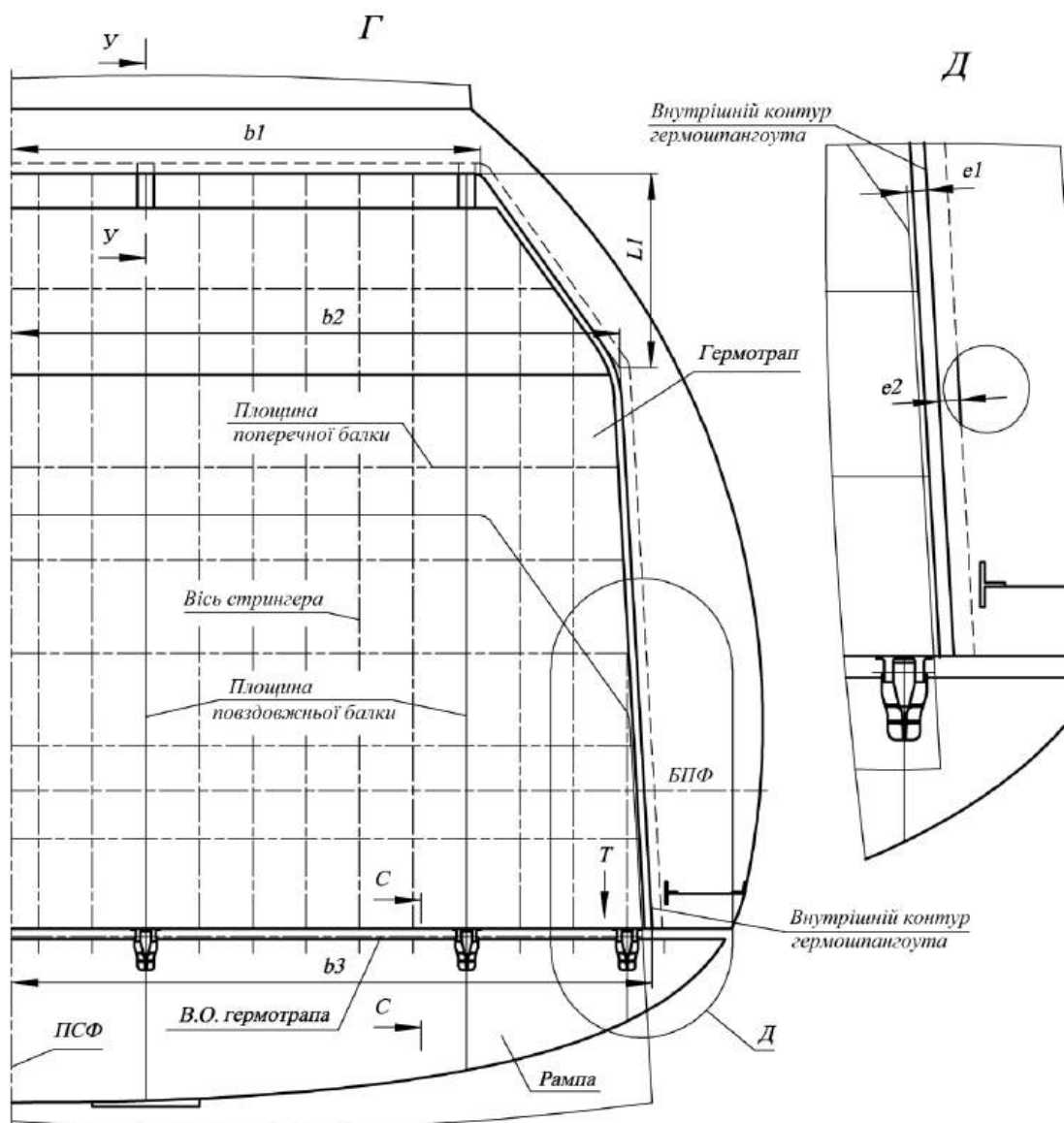


Рисунок Д.5 – Теоретична схема формування прорізу гермотрапом вантажного люка типу «Д»

Як видно з рисунка Д.5, конфігурація гермотрапа на вигляді в плані і внутрішній контур гермошпангоута задаються таким чином, щоб забезпечити виведення гермошпангоута з герметичної зони з гарантованим зазором від гермошпангоута при його розкладці. Перед опусканням рампи на землю гермотрап відхиляється всередину вантажної кабіни літака на заданий кут і фіксується в проміжному положенні стопором.

Для здійснення десантування людей і вантажів у повітрі перед польотом проводиться підготовка вантажного люка із застосуванням операцій вручну.

Після укладання гермотрапа і підтрапників на настил рампи демонтуються підтрапники і встановлюються надбудови на зворотну сторону гермотрапа для забезпечення поверхні настилу гермотрапа в одному рівні з підлогою вантажної кабіни. На надбудову і настил гермотрапа кріпляться елементи десантно-транспортного обладнання.

На рисунку Д.6 зображені рампа і гермотрап, підготовлені для десантування людей і вантажів в повітрі.

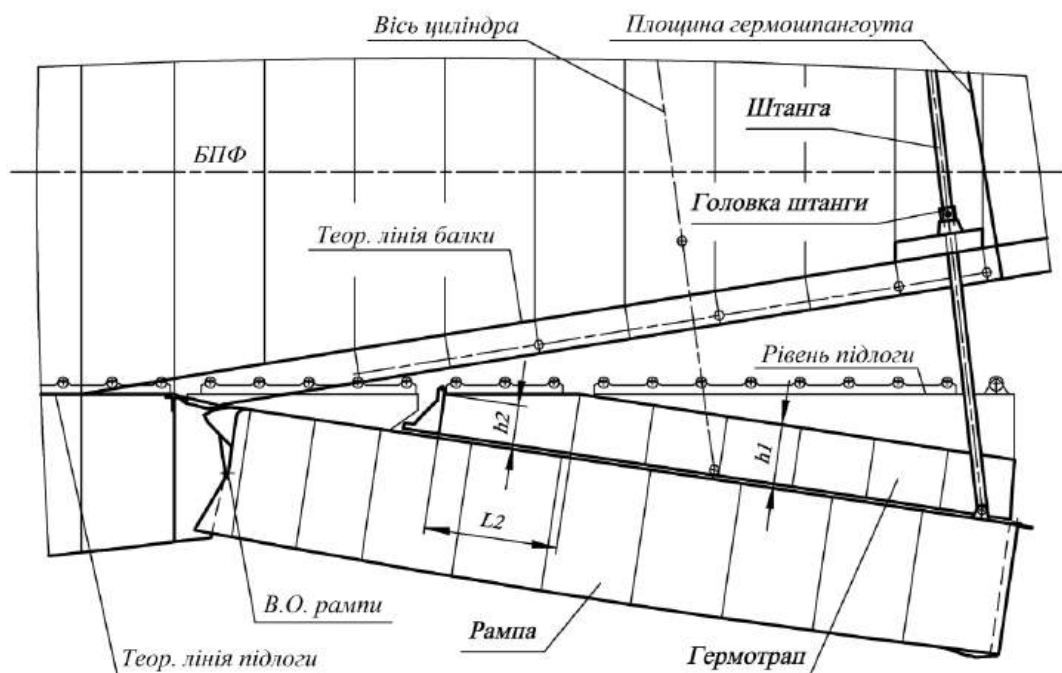


Рисунок Д.6 – Схема укладки гермотрапа при повітряному десантуванні

У відсіку стулок встановлюються витяжні парашутні системи і закріплюються троси примусового введення парашутних систем.

Упори штанг встановлюються в положення, необхідне для фіксації рампи при повітряному десантуванні.

Розміри h_1 , h_2 і L_2 визначають конфігурацію бічного виду гермотрапа.

На рисунку Д.7 зображені виноси Б і В рисунка Д.4.

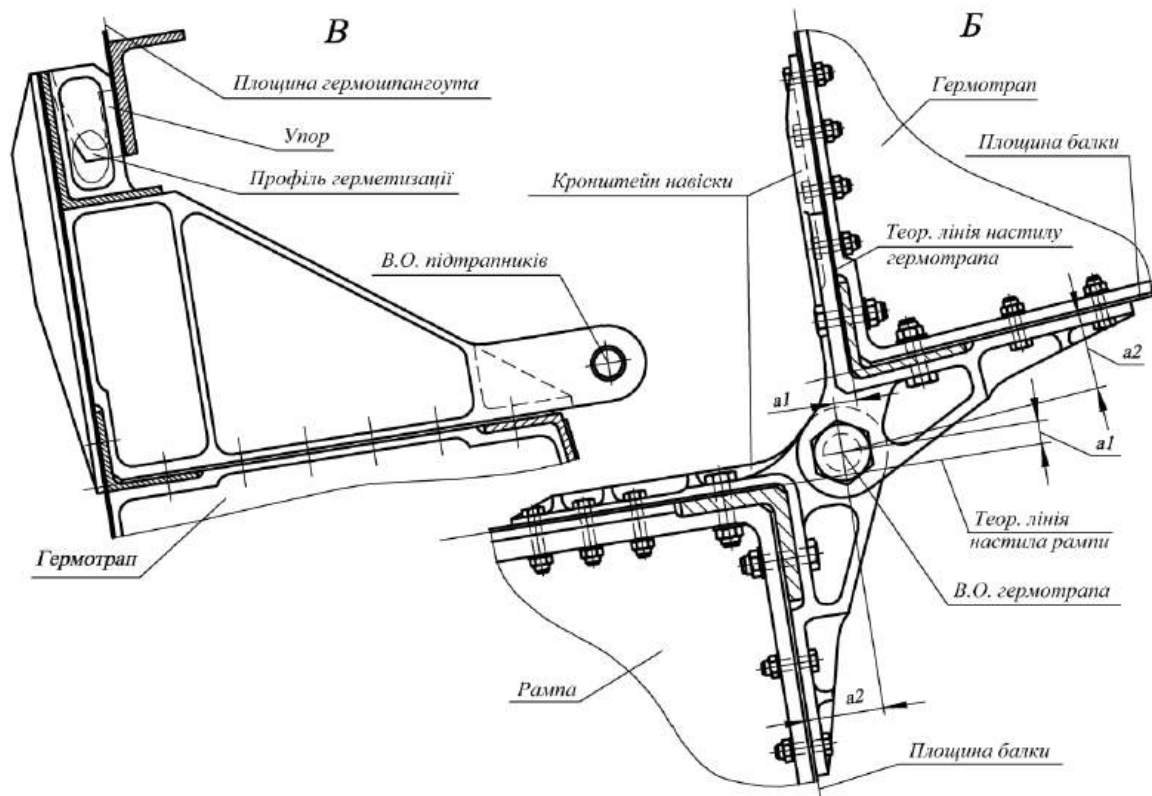


Рисунок Д.7 – Схема навіски гермотрапа на рампи

На винесенні Б показаний вузол з'єднання гермотрапа і рампи. Кронштейни вузлів навішування закріплені на поздовжніх балках рампи і гермотрапа. Розмірами $a1$ і $a2$ задана вісь обертання гермотрапа.

На винесенні В показаний упор, який взаємодіє з гермошпангоутом в закритому положенні вантажного люка. При розкладці на землі упори взаємодіють з системою навішування і опирають підтрапників. Упори виконані спільно з кронштейнами навішування підтрапників і встановлені по поздовжніх балках гермотрапа.

Д.3 Місток

Місток як складова частина вантажного люка з'являється в схемах з відкритом рампи, а також при розробці важких десантно-транспортних літаків, коли висота порога вантажної кабіни більше висоти передньої частини рампи.

На рисунку Д.8 зображений винос А рисунка Д.4, на якому показана секція містка на вигляді збоку. Розмірами $a3$ і $a4$ задана вісь обертання містка.

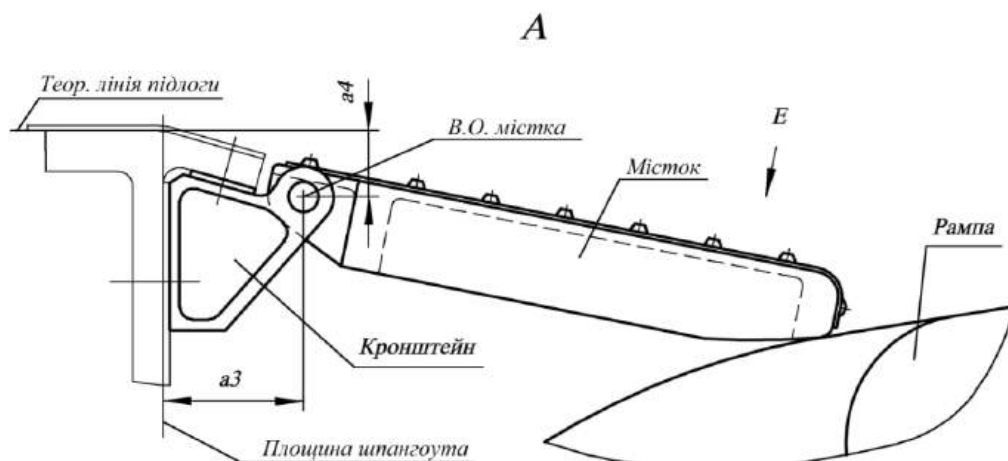


Рисунок Д.8 – Теоретична схема задання вісі обертання містка рампи

На рисунку Д.9 зображений вид Е рисунка Д.8. Вид Е розвернений за годинниковою стрілкою.

У розглянутій схемі вантажного люка місток складається з декількох секцій, шарнірно приєднаних своїми вузлами до кронштейнів, закріплених на порозі вантажної кабіни літака. Іншими кінцями секції містка спираються на настил рампи вантажного люка.

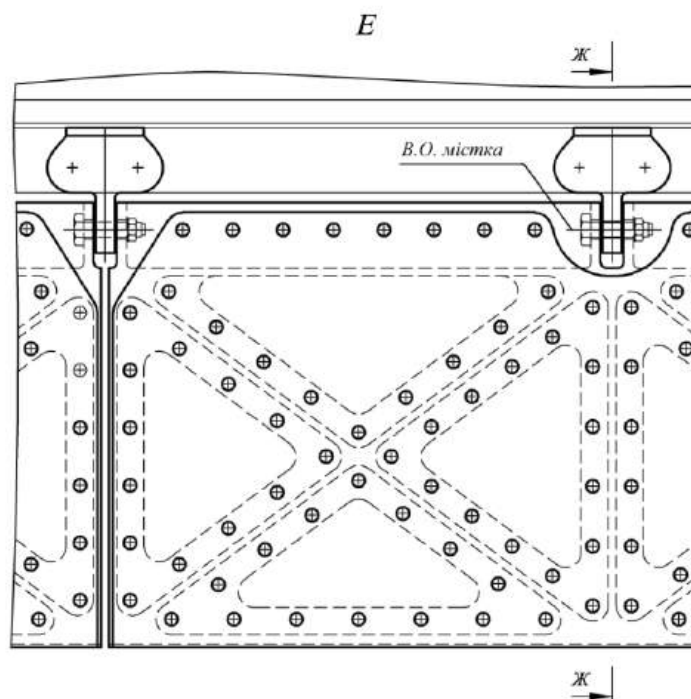


Рисунок. Д.9 – Схема містка рампи на виді в плані

На рисунку Д.10 зображено перетин Ж-Ж рисунка Д.9. Перетин Ж-Ж розвернуто проти годинникової стрілки.

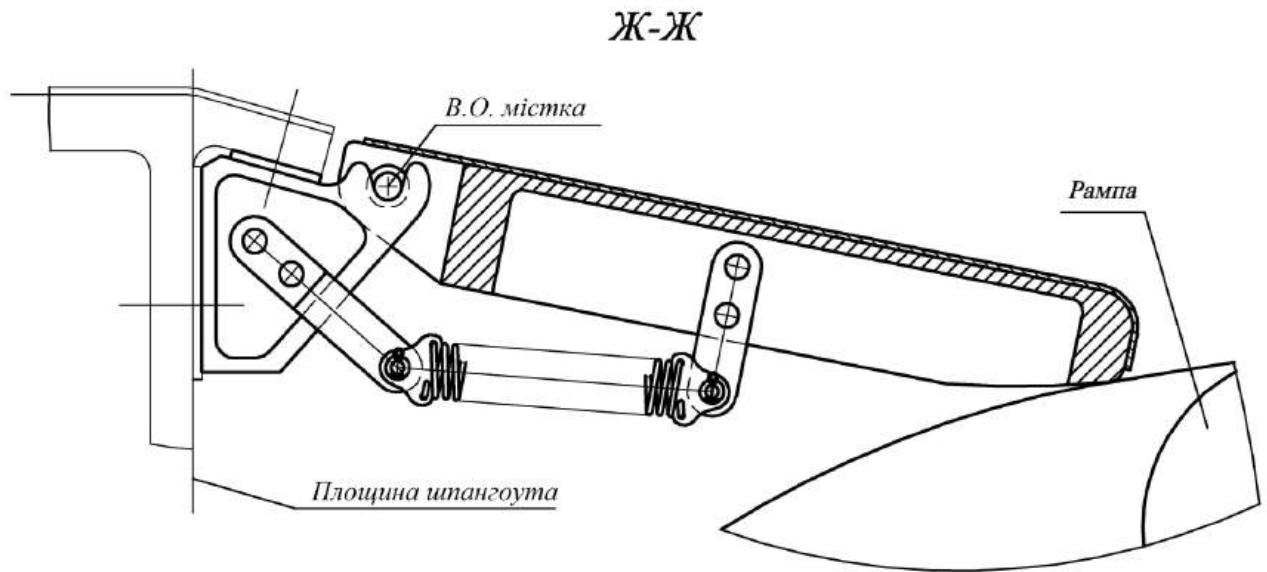
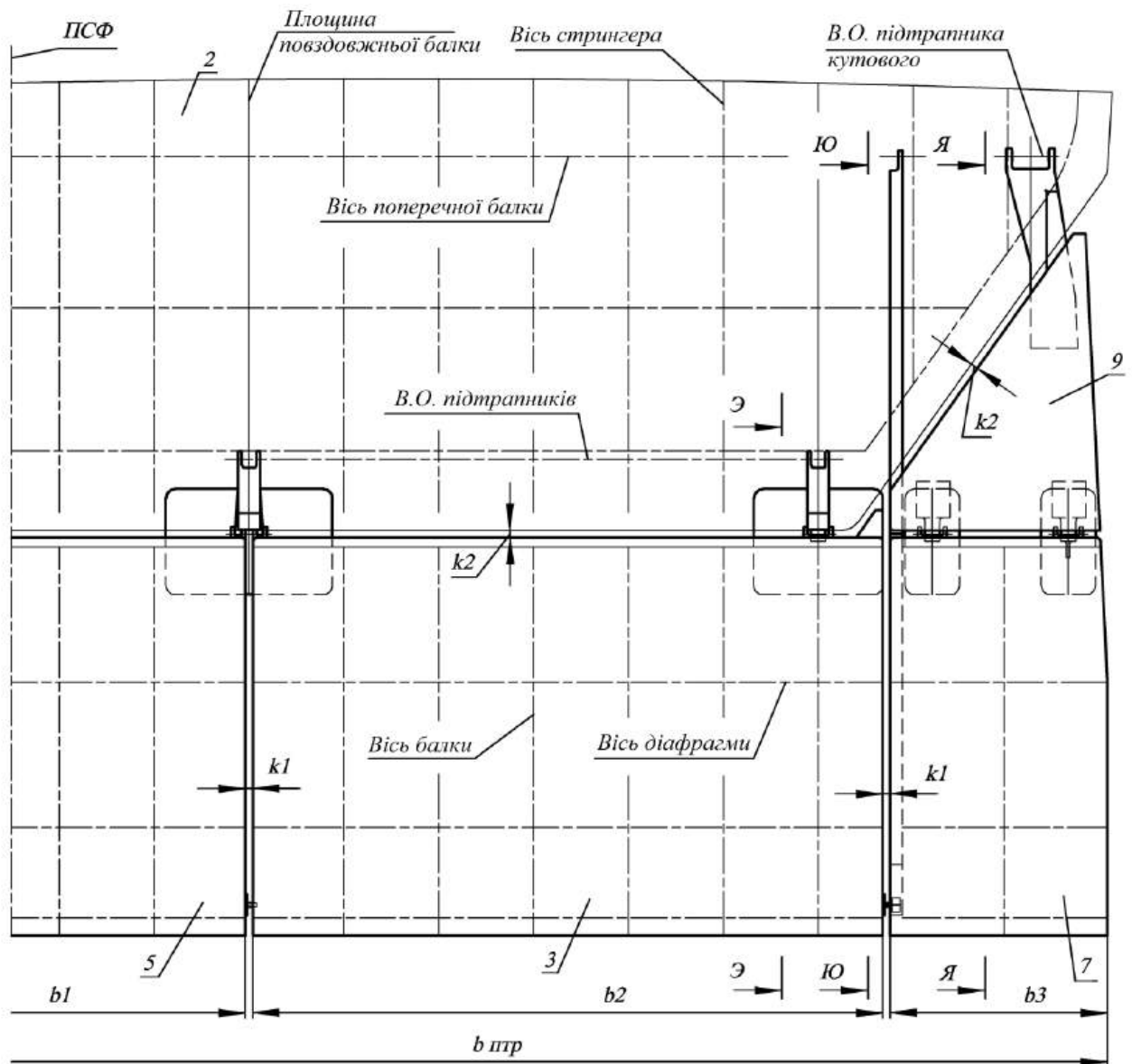


Рисунок Д.10 – Конструктивна схема містка

Д.4 Підтрапники і їхня навіска

Підтрапники розглянутої схеми вантажного люка типу «Д» виконані багатоланковими для забезпечення їхньої найбільшої ширини, з метою забезпечення дворядного завантаження техніки. Навішування підтрапників здійснюється із зворотнього боку гермотрапа, при цьому вісь навішування кутових і бічних підтрапників не збігається з віссю навішування центрального і середніх підтрапників. Це вимагає застосування спеціальної системи управління підтрапниками. Центральний і середні підтрапники приєднані до гермотрапа спеціальними двошарнірними ланками з упорами для передачі навантаження від гермотрапа на опори трапів і підтрапників, які шарнірно встановлені на передніх торцях підтрапників. При розкладці гермотрапа і підтрапників на землі упори двошарнірних ланок взаємодіють з упорами гермотрапа. При складанні підтрапників упори і задня кромка гермотрапа відкриваються для взаємодії з гермошпангоутом і профілем герметизації.

На рисунку Д.11 зображена теоретична схема підтрапників (вид в плані).



2 - гермотрап, 3 - середній підтрапник, 5 - центральний підтрапник, 7 - бічний підтрапник, 9 - кутовий підтрапник

Рисунок Д.11 – Конструктивно-силова схема гермотрапа

$b_{птр}$ – ширина підтрапників. Ширина підтрапників близька до ширини підлоги на порозі вантажної кабіни літака. b_1 – ширина центрального підтрапника. b_2 – ширина середнього підтрапника. b_3 – ширина бічного підтрапника. k_1 – зазор між підтрапниками. k_2 – зазор між підтрапниками і гермотрапом.

Навішування центрального і середніх підтрапників здійснюється на двошарнірних опорних ланках, які закріплені на кронштейнах гермотрапа. На опорних ланках шарнірно закріплені опори гермотрапа і підтрапників.

При розкладці на землі навантаження від гермотрапа на опору передається через опорну ланку.

При прибиранні центрального і середніх підтрапників опорні ланки повертаються разом з підтрапниками і опорами гермотрапа.

На рисунку Д.12 зображено перетин Є - Є рисунка Д.11. Перетин Є - Є розвернуто проти годинникової стрілки. Конфігурація центрального і бічного підтрапників відповідає конфігурації середнього підтрапника.

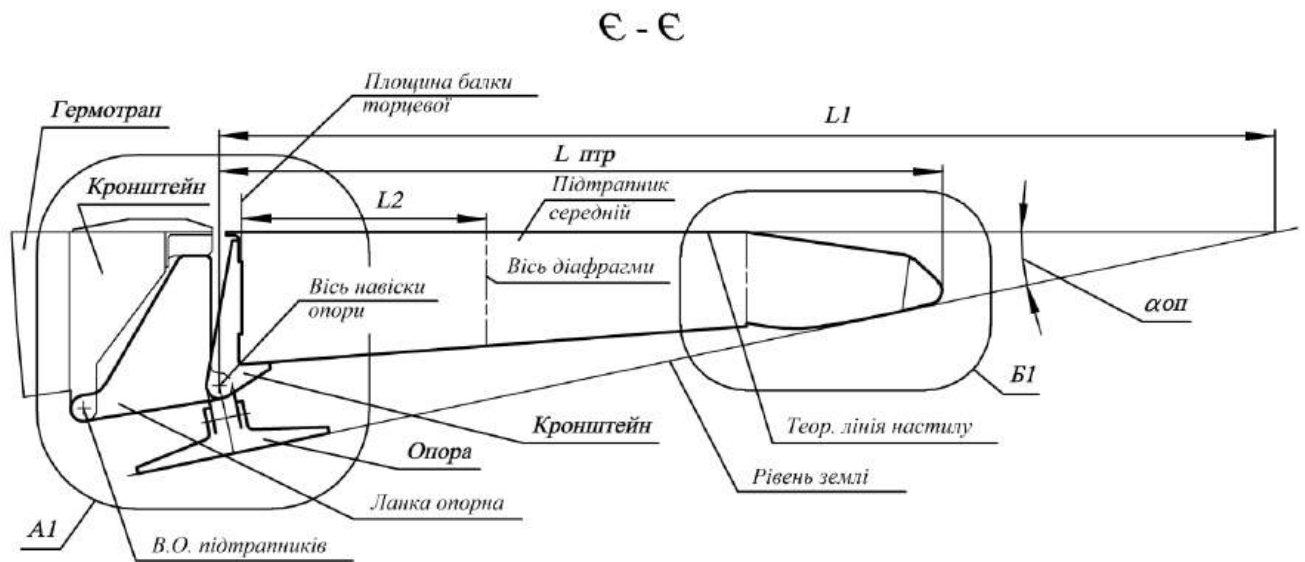


Рисунок Д.12 – Теоретична схема підтрапника гермотрапа

З рисунка Д.12 видно, що для визначення довжини підтрапників $L_{птр}$ і їхньої конфігурації в поперечному перерізі необхідні дані про рівень землі і кут відхилення від підлоги $\alpha_{оп}$.

На рисунку Д.13 зображений винос А1 рисунка Д.12. Розмірами a_1 і a_2 задані координати вісі навішування опорної ланки, яка є віссю навішування підтрапників.

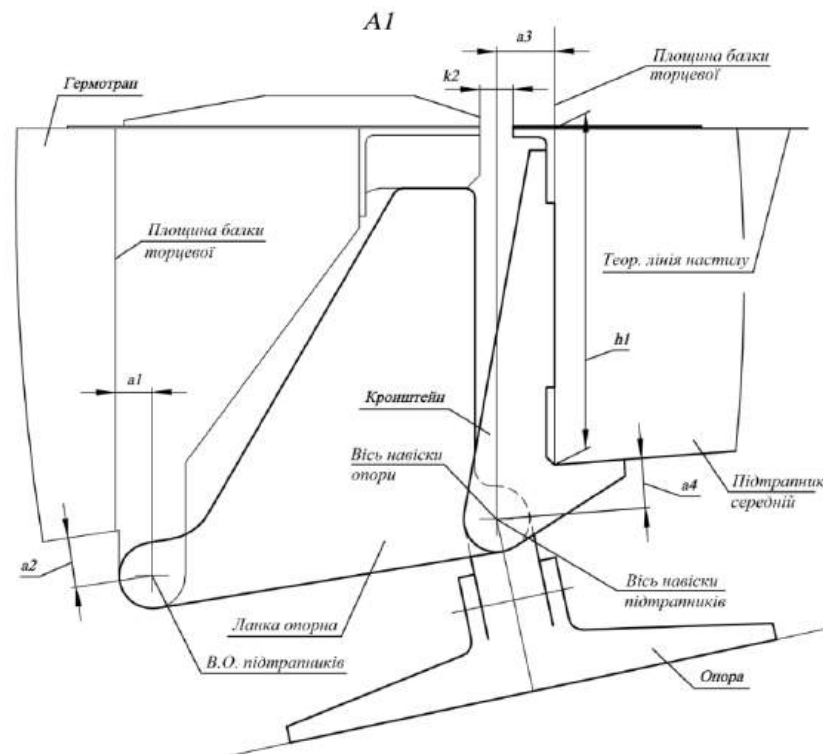


Рисунок Д.13 – Теоретична схема передньої опори гермотрапа

Розмірами $a3$ і $a4$ задані координати осі навішування підтрапників, яка є також віссю навішування опори гермотрапа і підтрапників.

На рисунку Д.14 зображений винос Б1 рисунка Д.12.

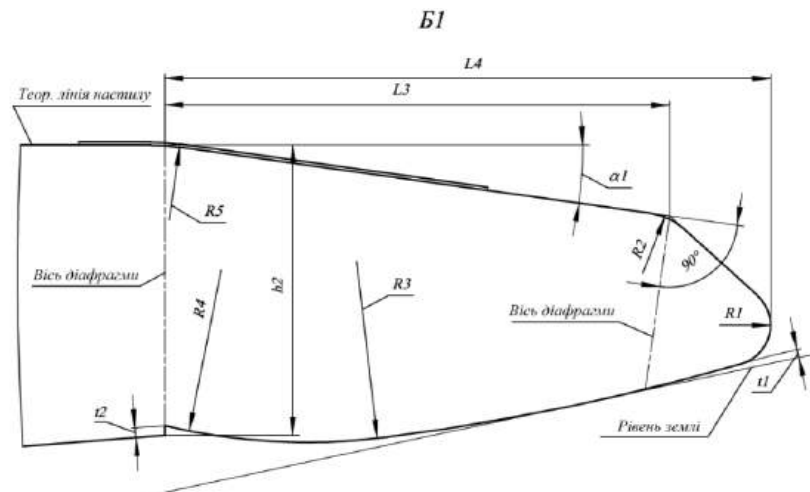


Рисунок Д.14 – Теоретична схема носка підтрапника

На рисунку Д.15 зображений середній підтрапник в прибраному положенні. Конфігурація центрального підтрапника і його навішування такі ж, як у середнього підтрапника.

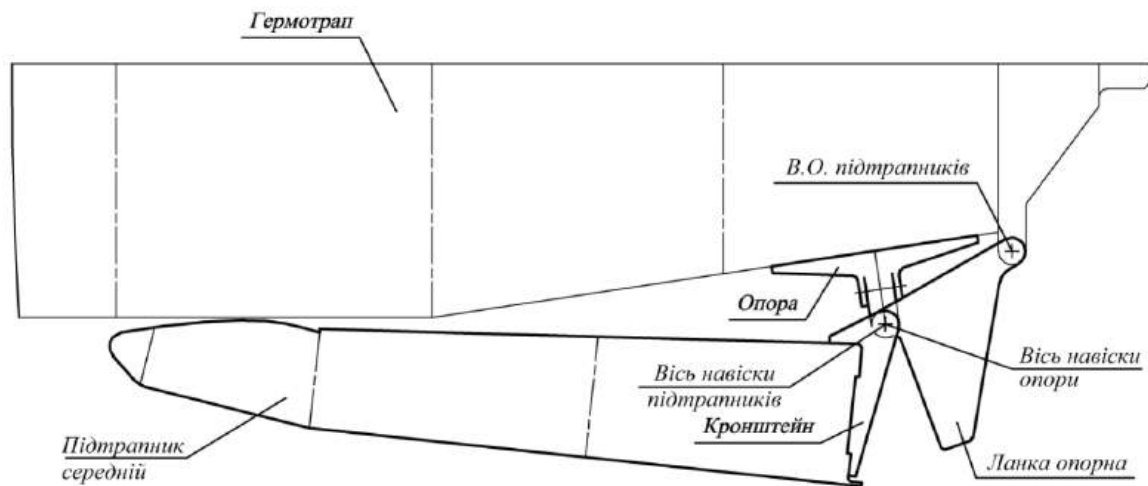


Рисунок Д.15 – Теоретична схема положення середнього підтрапника в прибраному положенні

Підтрапник кутовий приєднаний до гермотрапа на своїй вісі обертання. До кутового підтрапника шарнірно прикріплений бічний підтрапник співвісно вісі навішування середніх і центрального підтрапників. До вузлів кріплення бокового підтрапника шарнірно прикріплені опори підтрапника. Така системи приєднання підтрапників запобігає появі сходинки між настилами підтрапників і гермотрапа при зміні рівня землі в процесі завантаження вантажів і техніки.

На рисунку Д.16 зображено перетин Я - Я рисунка Д.11, на якому зображено навішування кутового і бічного підтрапників.

Розміром a_5 задана координата осі обертання кутового підтрапника. k_2 - зазор між кутовим та боковим підтрапниками.

На рисунку Д.17 зображені кутовий і бічний підтрапники в прибраному положенні.

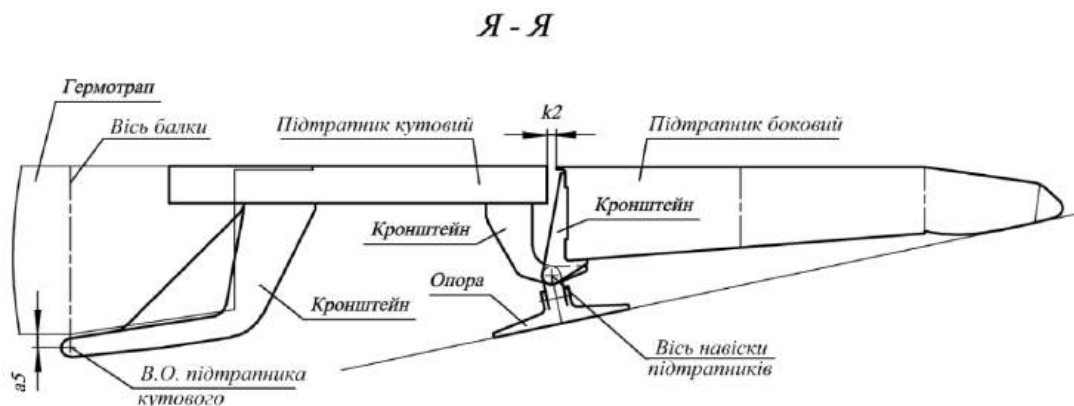


Рисунок Д.16 – Теоретична схема кутового та бокового підтрапників

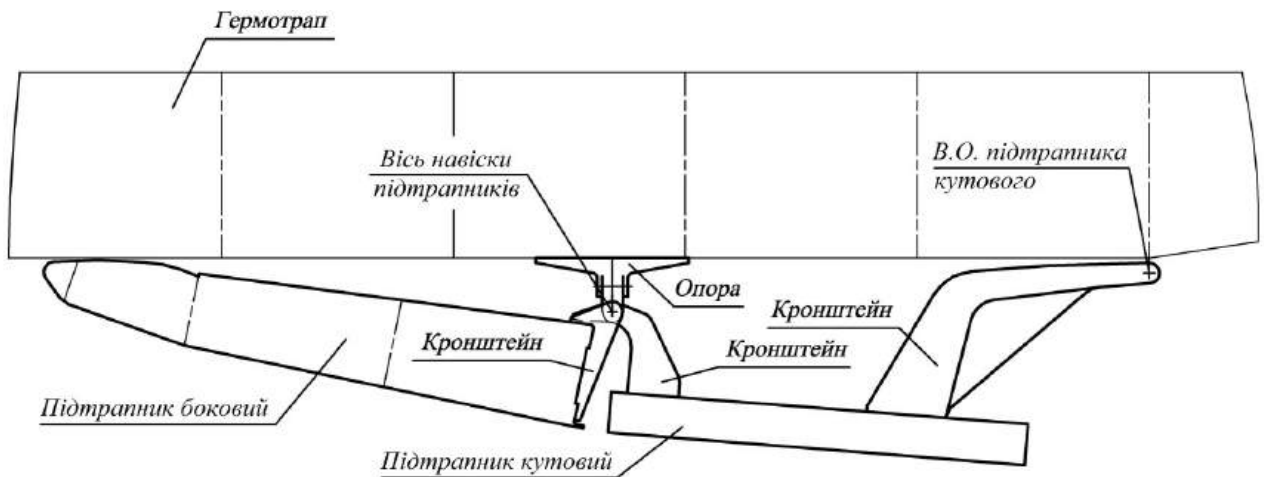


Рисунок Д.17 – Теоретична схема положення кутового та бокового підтрапників у прибраному положенні

Д.5 Стулки вантажного люка

Стулки вантажного люка схеми «Д» виконані аналогічно стулкам вантажного люка схеми «Б», де докладно описана їхня конструкція, навішування і система замикання.

Стулки вантажного люка схеми «Д» складаються з двох бічних і однієї середньої стулки.

Бічні стулки своїми вузлами навішування закріплені на борту фюзеляжу і відкриваються циліндрами назовні фюзеляжу.

Середня стулка утримується водилом, шарнірно закріпленим нагорі фюзеляжу, і задніми вузлами навішування з каретками, взаємодіючими з бічними рейками, встановленими в хвостовій частині фюзеляжу. Прибирання середньої стулки всередину фюзеляжу виконується циліндром, шарнірно приєднаним до водила. У відкритому положенні середня стулка фіксується замком відкритого положення.

На рисунку Д.18 зображений відсік стулок вантажного люка схеми «Д».

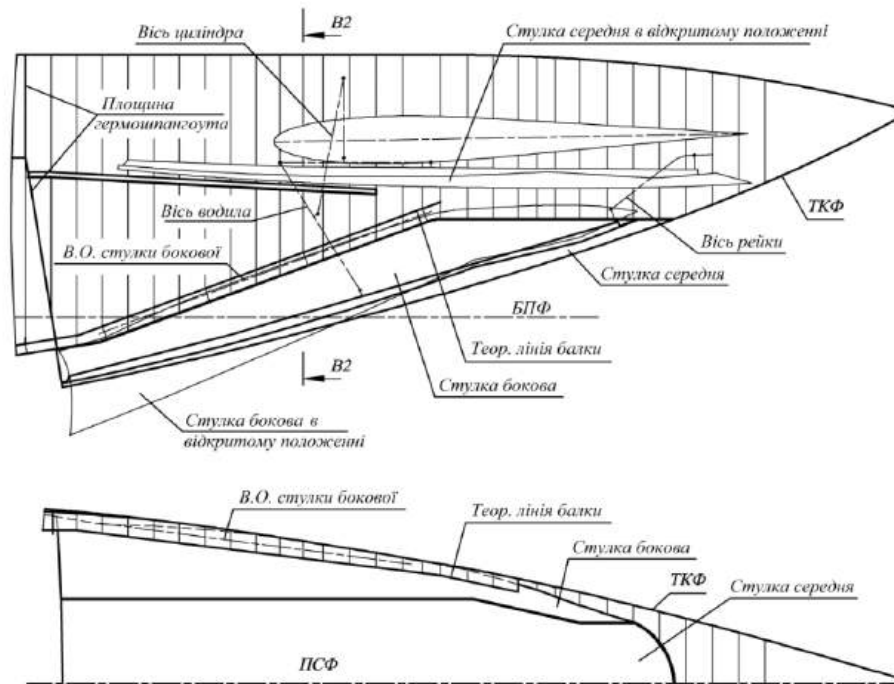


Рисунок Д.18 – Теоретична схема стулкового відсіку вантажного люка типу «Д»

На рисунку Д.19 зображено перетин В2 - В2 рисунка Д.18.

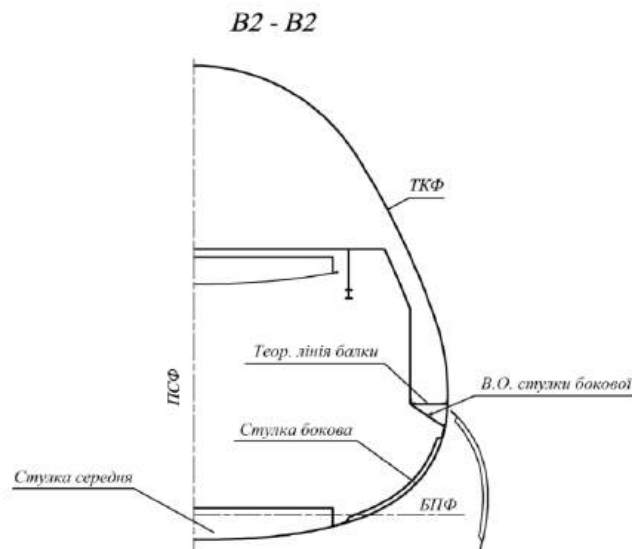


Рисунок Д.19 – Теоретична схема положення бокової стулки у відкритому положенні

Як і в схемі «Б», середня стулка забезпечена роликами, а бічні стулки - уловлювачами. Після закриття бічних стулків при русі середньої стулки її ролики входять в зачеплення з уловлювачами бічних стулків і здійснюють їх взаємне замикання. У закритому положенні середня стулка фіксується замком, встановленому на бічній рейці.

ДОДАТОК Е

Концепція та основи проєктування хвостових вантажних люків типу «Е»

Основною ознакою вантажного люка типу «Е» є шарнірне приєднання рампи до порогу вантажної кабіни літака з можливістю її відкату під фюзеляж.

Вантажні люки типу «Е» виконані на літаках Ан-26, Ан-32/132, Ан-72/74.

Е.1 Навіска відкатної рампи

Навішування відкатної рампи відрізняється від навішування рампи вище розглянутих схем вантажних люків. Це пов'язано з тим, що рампа повинна від'єднуватися від вузлів навішування на порозі вантажної кабіни, виходити з гарантованими зазорами від конструкції фюзеляжу з прорізу вантажного люка і переміщатися з заданим зазором під фюзеляжем літака.

На рисунку Е.1 зображено схему вантажного люка типу «Е» з навішуванням рампи за допомогою штанг.

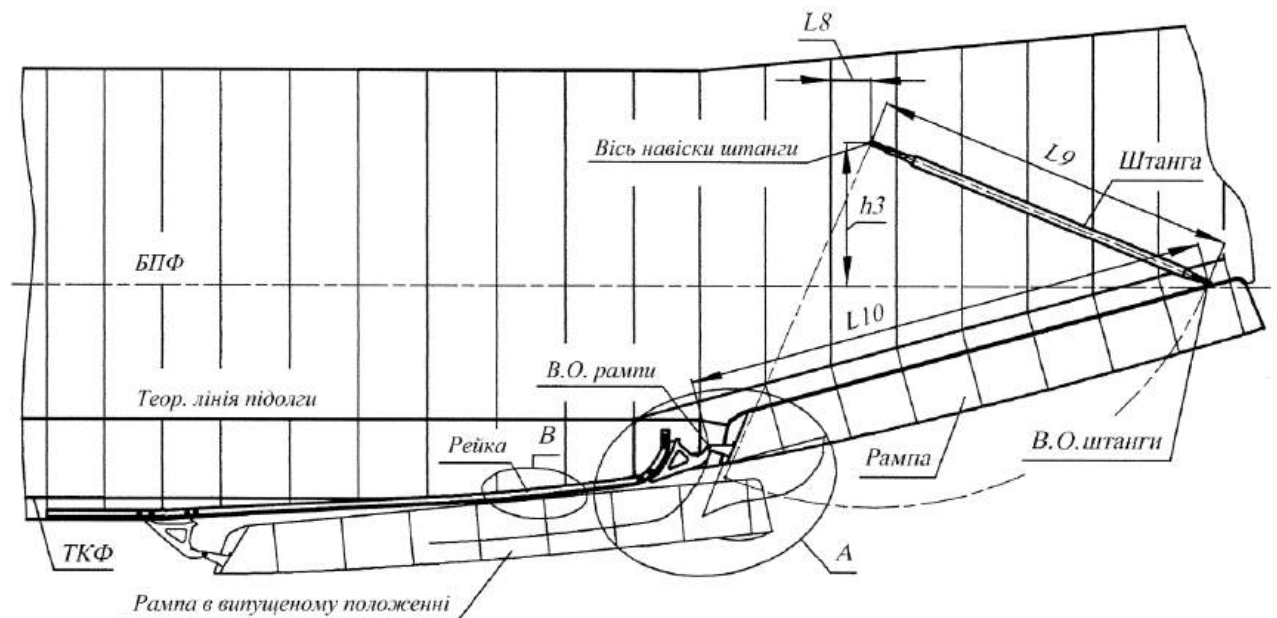


Рисунок. Е.1 – Кінематична схема відкату рампи для хвостової частини фюзеляжу типу «Д»

Для забезпечення відкату рампи вантажний люк забезпечений рейкою, закріпленою на фюзеляжі по вісі симетрії літака. Вигнута задня частина рейки розташована всередині фюзеляжу і взаємодіє з катками кареток. До кареток приєднаний тришарнірний кронштейн, одним шарніром з'єднаний з кронштейном рампи.

Задня частина рампи шарнірно приєднана до штанг, шарнірно встановлених на борту фюзеляжу. Розмірами $L8$ і $h3$ задана вісь навішування штанги. Розміри $L9$ і $L10$ визначають траєкторію заднього торця рампи.

Конфігурація задньої частини рейки, установчі розміри тришарнірного кронштейна, координати вісі обертання рампи і конфігурація передньої частини рампи вибираються з таким розрахунком, щоб забезпечити вихід рампи з прорізу вантажного люка з гарантованими зазорами від конструкції фюзеляжу.

На рисунку Е.2 зображені виноси А і В рисунка Е.1.

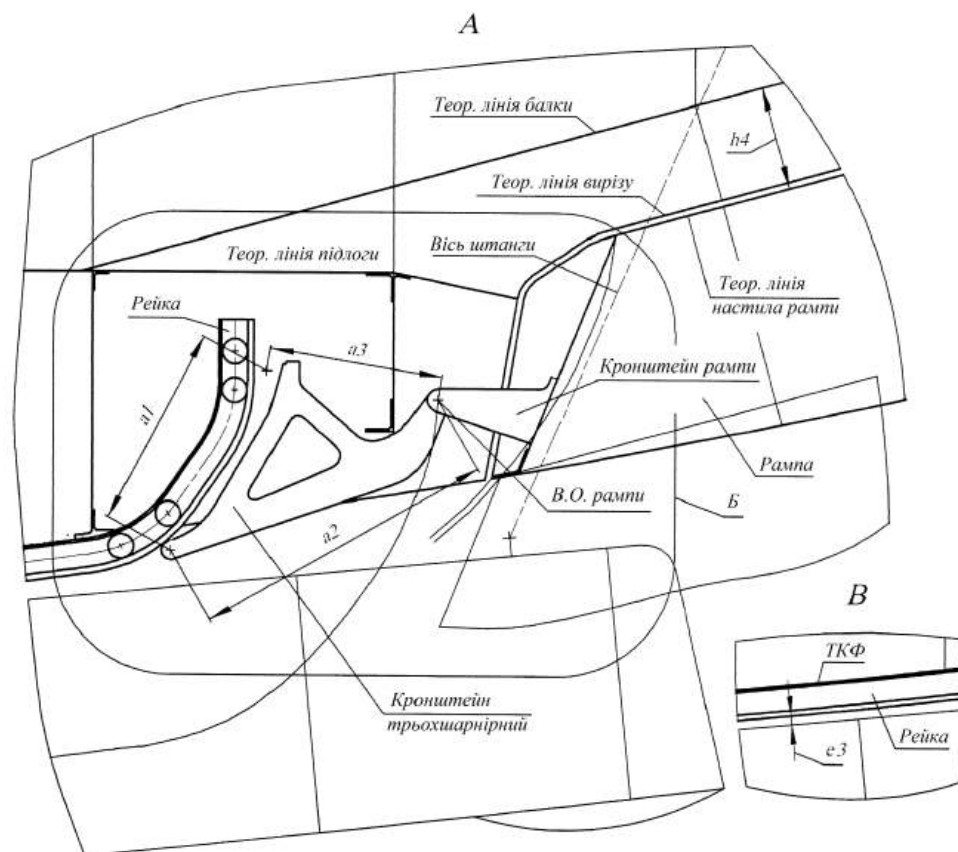


Рисунок Е.2 – Теоретична схема побудови тришарнірного кронштейна рампи

Розміром e_3 на виносі В встановлюється зазор між рейкою і рампою в прибраному положенні.

Установчі розміри тришарнірного кронштейна a_1 , a_2 і a_3 вибираються відповідно до вимог відкату рампи з гарантованими зазорами від конструкції фюзеляжу і забезпечення зазору e_3 в випущеному положенні.

Розміром h_4 (Винос А) від теоретичної лінії балки задана теоретична лінія настилу рампи.

На рисунку Е.3 розмірами t_1 , L_1 , L_2 , L_{11} і R_1 задана теоретична лінія осей катків, що визначає конфігурацію заднього кінця рейки.

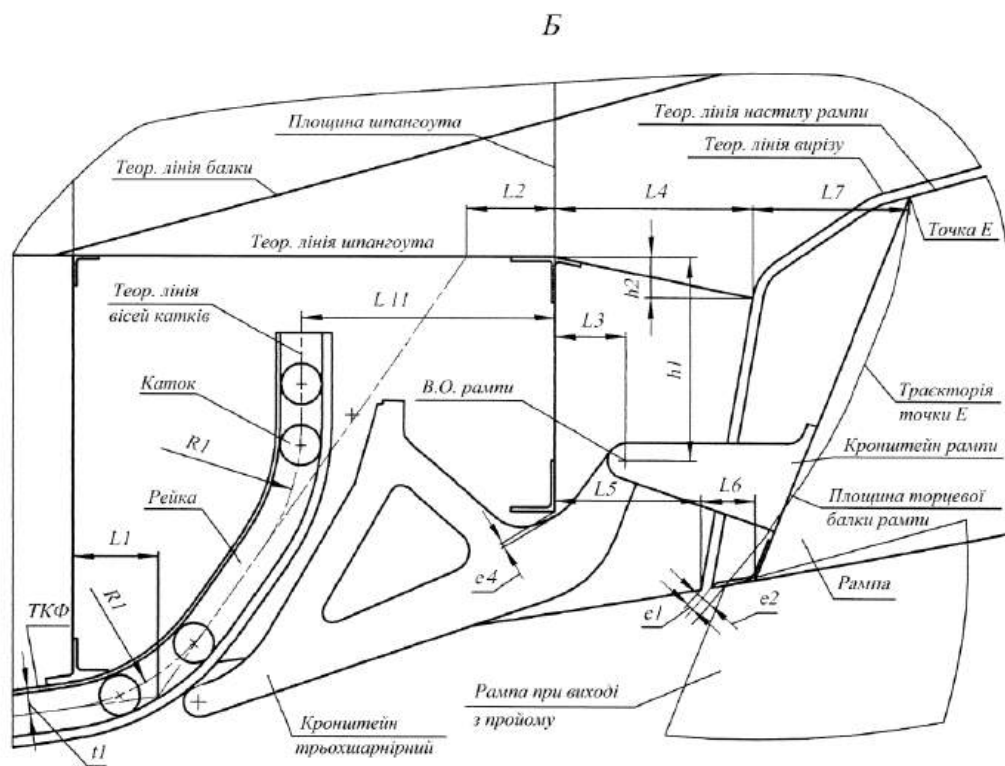


Рисунок Е.3 – Теоретична схема побудови вузлу привода відкату рампи

Розмірами L_3 і h_1 задана вісь обертання рампи.

Розмірами h_2 , L_4 і L_5 задана конфігурація порога вантажної кабіни.

Розмірами L_6 і L_7 задана площина торцевої балки рампи, яка визначає конфігурацію переднього торця рампи, необхідного для безперешкодного виходу рампи з прорізу вантажного люка при її відкаті.

Розмірами e_1 і e_2 задані проміжки між рампою і конструкцією фюзеляжу при відкритті рампи. Розміром e_4 заданий зазор між тришарнірним кронштейном і конструкцією фюзеляжу в закритому положенні рампи.

Е.2 ПРИВІД ВІДКАТУ РАМПИ

Для здійснення відкату і накату рампи в даній схемі вантажного люка застосований привід з ланцюговою передачею.

На рисунку Е.4 зображений привід відкату рампи на вигляді збоку.

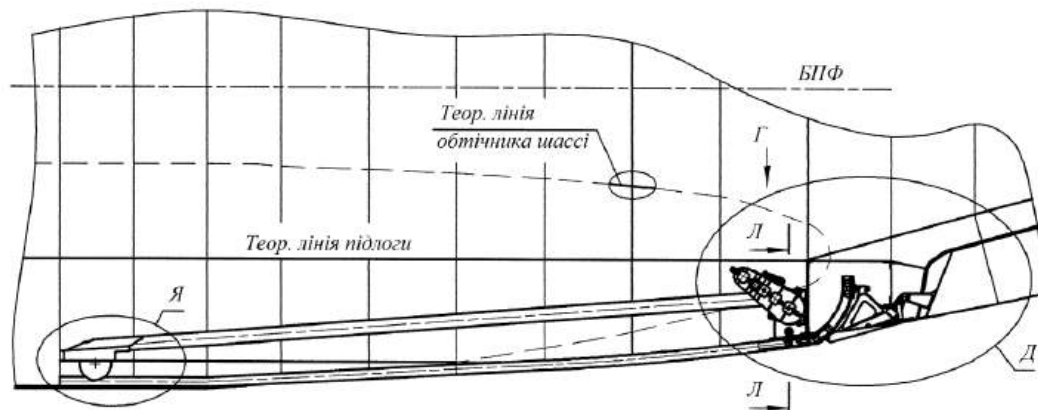


Рисунок Е.4 – Теоретична схема приводу відкату рампи

На рисунку Е.5 зображений винос Д рисунка Е.4.

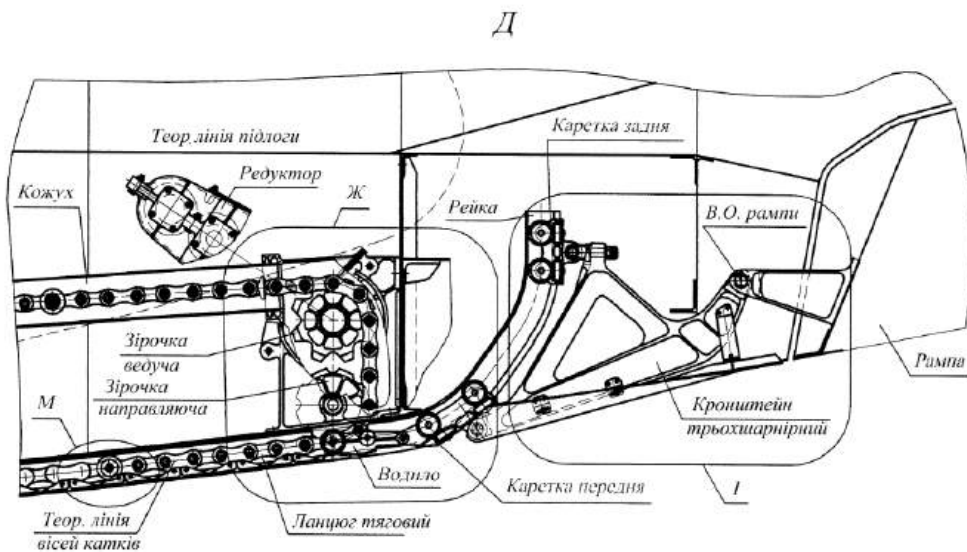


Рисунок Е.5 – Теоретична схема ланцюга відкату рампи

На рисунку Е.6 зображений вид Ж рисунка Е.5.

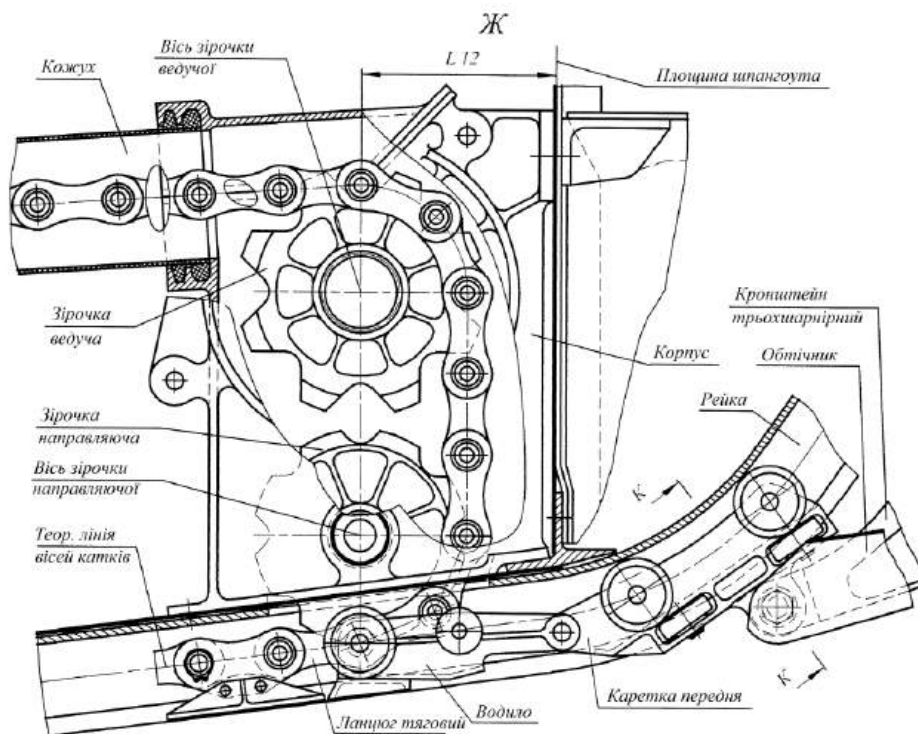


Рисунок Е.6 – Теоретична схема приводних зірочок приводу відкату рампи

На рисунку Е.7 зображено перетин К - К рисунка Е.6. Перетин К - К розвернуто за годинниковою стрілкою. е4 - зазор між обтічником і рейкою.

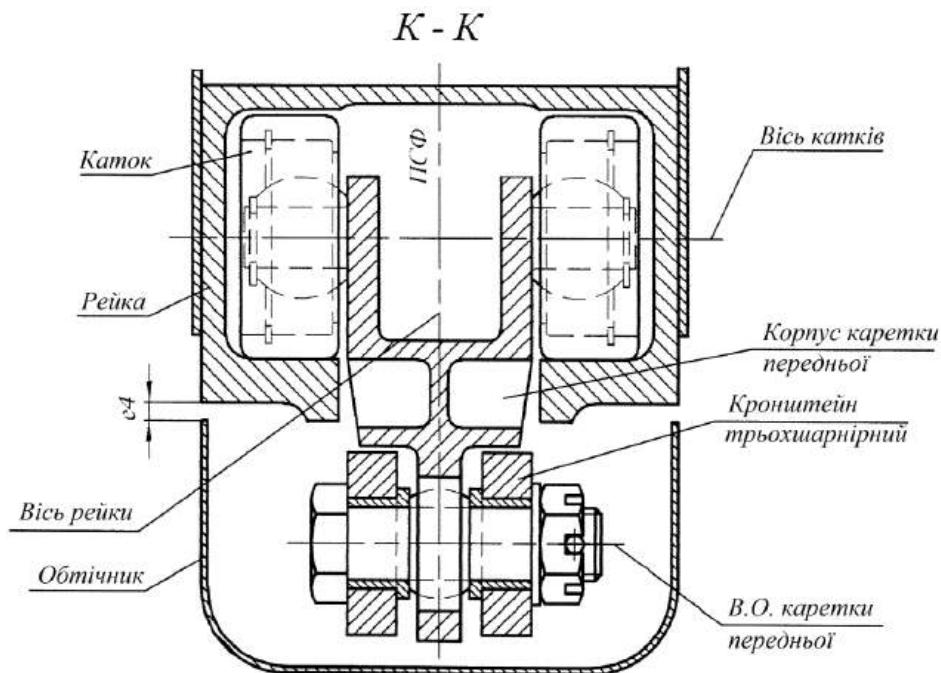


Рисунок Е.7 – Теоретична схема перерізу центральної рейки та приводної каретки

На рисунку Е.8 зображений вид Г рисунка Е.4.

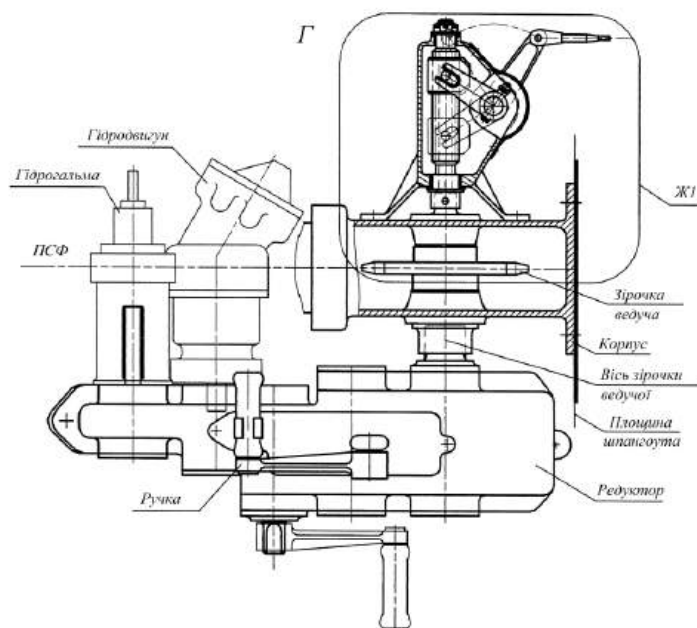


Рисунок Е.8 – Приводний механізм (редуктор з блоком зірочок, гідромотором та гідротормозом)

На рисунку Е.9 зображено перетин Л - Л рисунка Е.4.

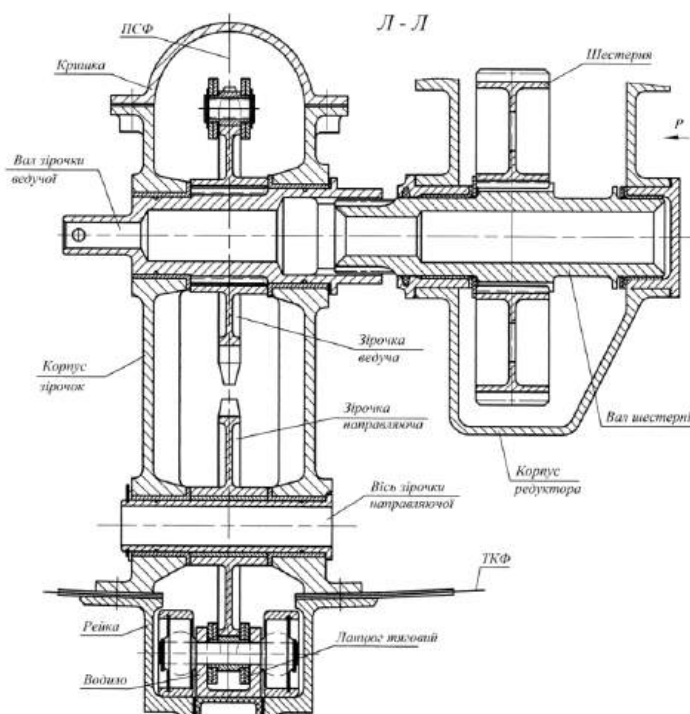


Рисунок Е.9 – Схема перерізу приводних зірочок, каретки та редуктору приводного механізму

На рисунку Е.10 зображений винос М рисунка Е.5. Винос М розвернений за годинниковою стрілкою.

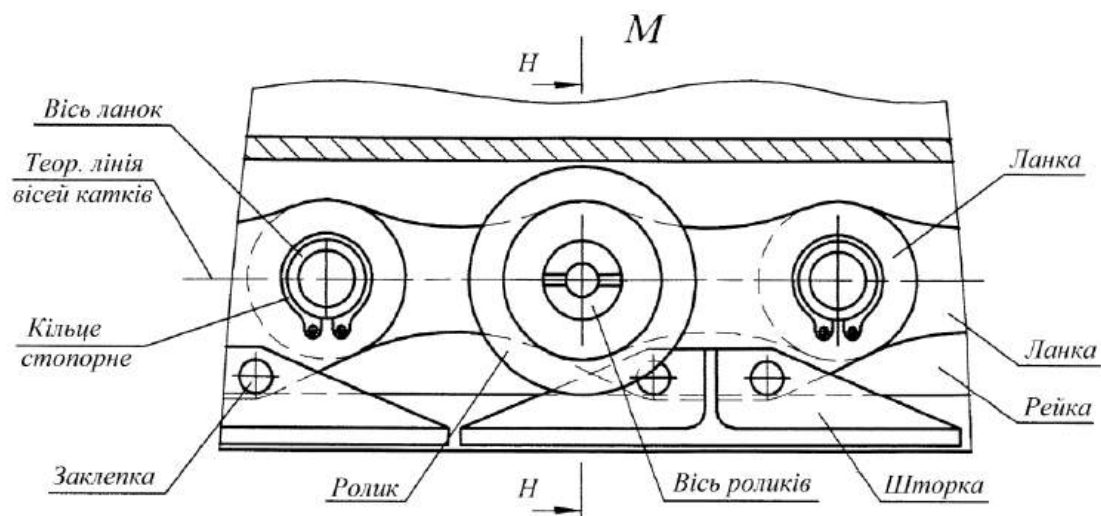


Рисунок Е.10 – Схема виконання направляючих роликів ланцюгу

На рисунку Е.11 зображено перетин Н - Н рисунка Е.10.

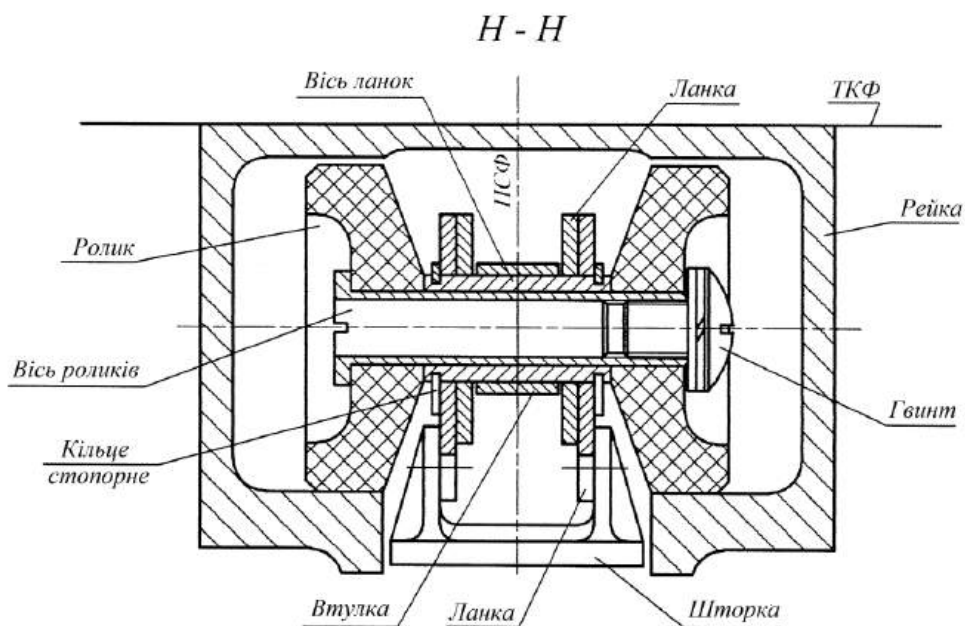


Рисунок. Е.11 – Схема перерізу направляючого ролика

На рисунку Е.12 зображений винос І рисунка Е.5.

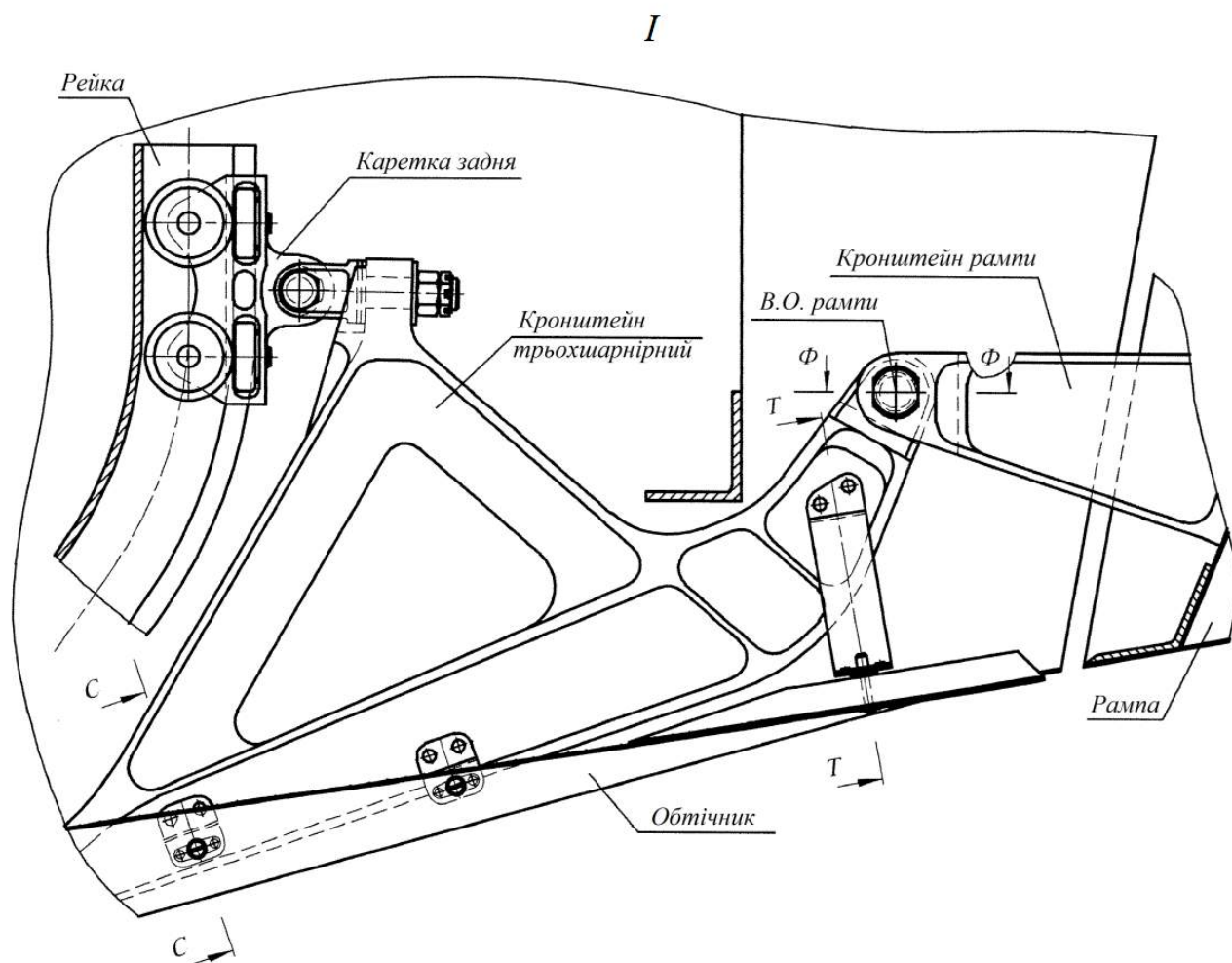


Рисунок Е.12 – Схема конструктивного виконання тришарнірного кронштейну

На рисунку Е.13 зображені перетин Т - Т і С - С рисунка Е.12. Перетини розвернені за годинниковою стрілкою. е5 - зазор між уловлювачем і конструкцією фюзеляжу.

На рисунку Е.14 зображено перетин Ф - Ф рисунка Е.12. Перетин Ф - Ф розвернуто проти годинникової стрілки.

На рисунку Е.15 зображені вид Р рисунка Е.9 і перетин П - П виду Р. Вид Р розвернений за годинниковою стрілкою. Показана конструкція редуктора приводу відкату рамп, інші складові приводу умовно не показані.

На рисунку Е.16 зображена прямолінійна ділянка рейки (розріз в площині симетрії літака). Шторки рейки умовно не показані.

На рисунку також показано з'єднання водила з передньої кареткою і тяговим ланцюгом.

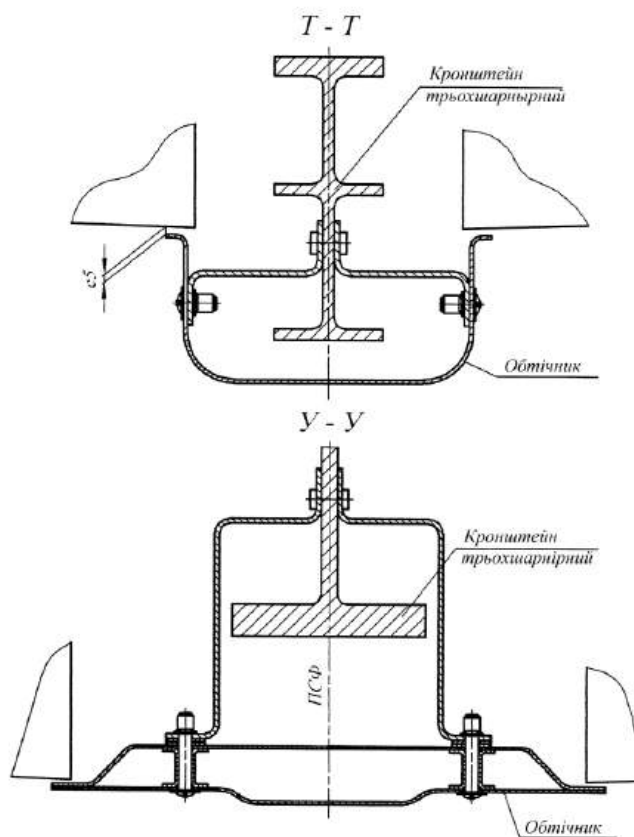


Рисунок Е.13 – Схема фіксації обтічника тришарнірного кронштейну

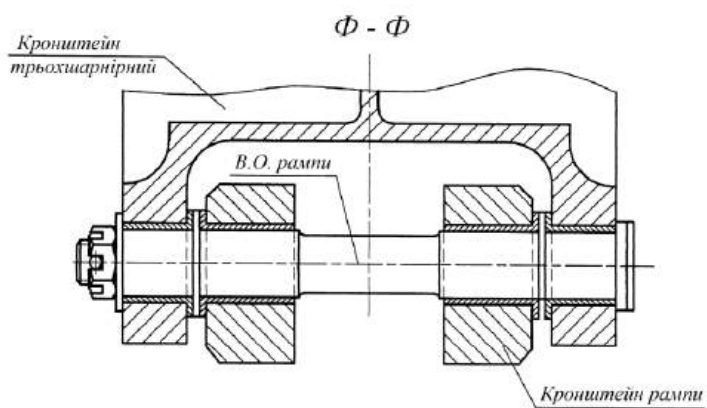


Рисунок Е.14 – Схема з'єднання тришарнірного кронштейну з ланцюгом приводу
здвигу

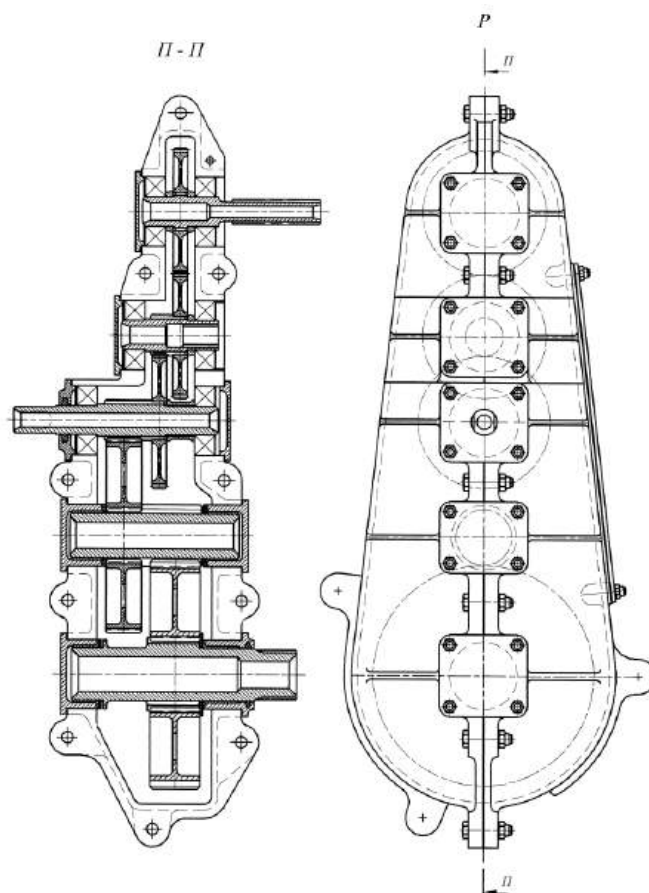


Рисунок Е.15 – Загальний вигляд редуктору приводу здвигу

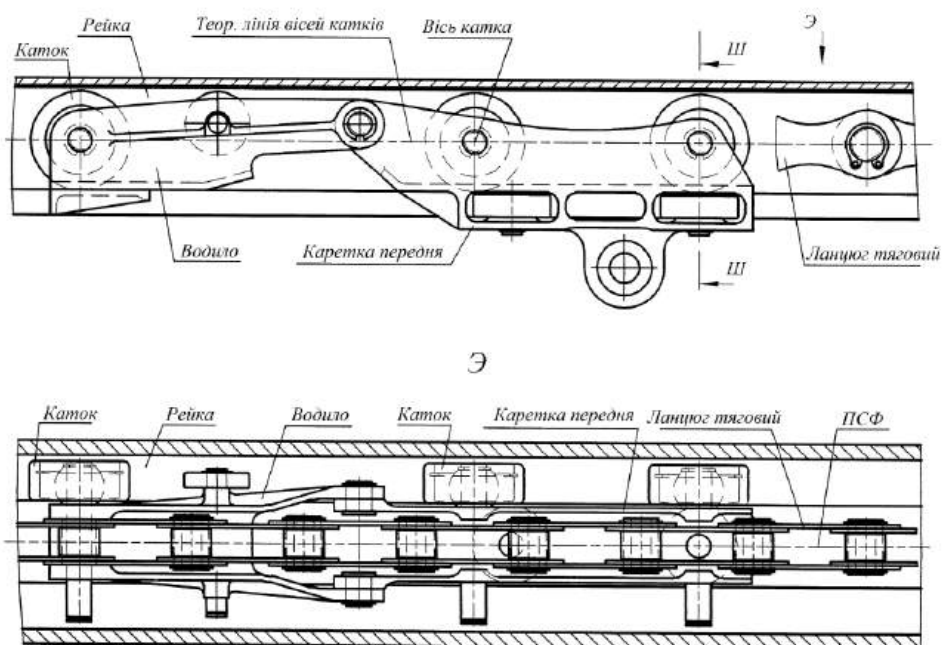


Рисунок Е.16 – Конструктивна схема виконання з'єднання приводного кронштейну з тяговим ланцюгом

На рисунку Е.17 зображено перетин Ш - Ш рисунка Е.16.

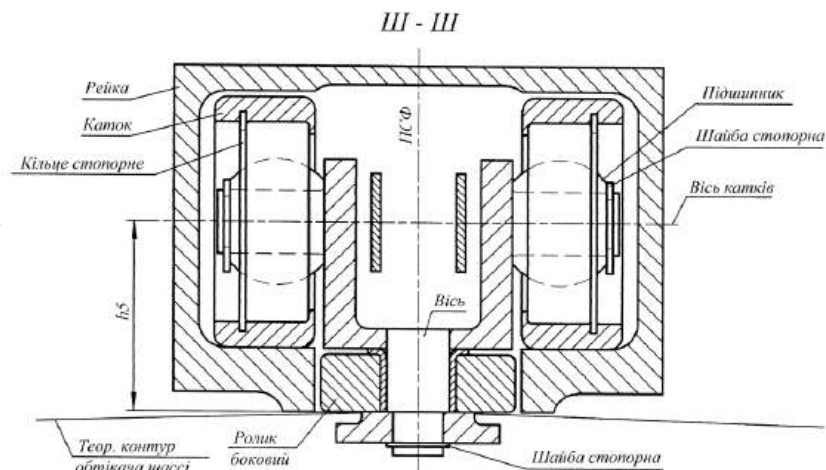


Рисунок Е.17 – Схема перерізу приводного кронштейну та центральної рейки

На рисунку Е.18 зображений винос Я рисунка Е.4.

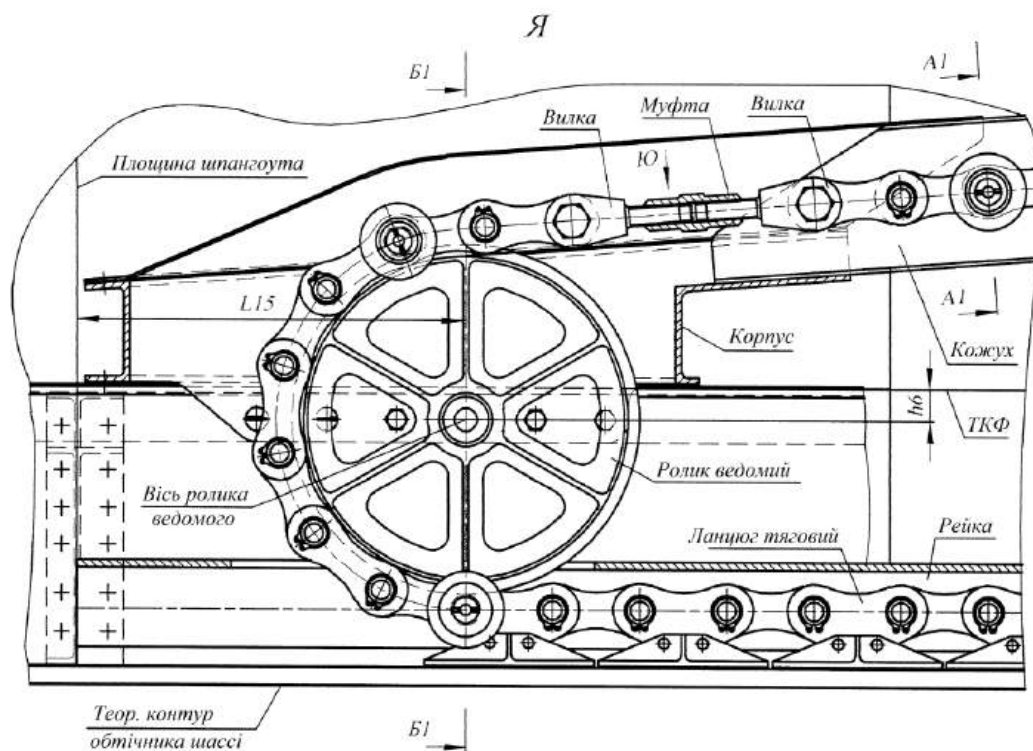


Рисунок Е.18 – Схема виконання веденого ролика

На рисунку Е.19 зображено перетин А1 - А1 рисунка Е.18. Перетин А1 - А1 розвернуто за годинниковою стрілкою.

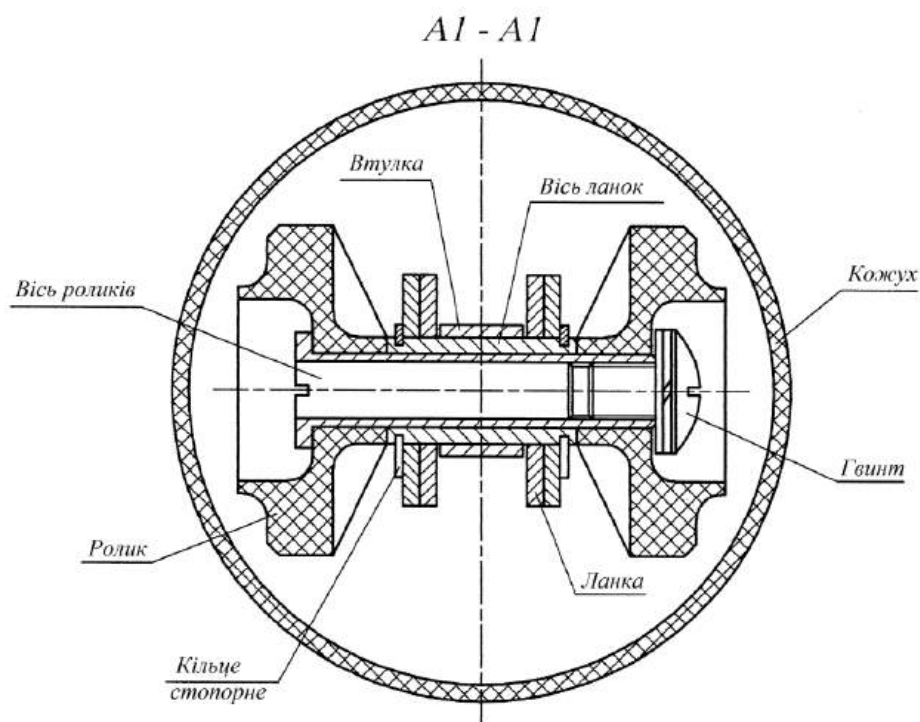


Рисунок Е.19 – Схема виконання герметизації ланцюга за допомогою кожуху

На рисунку Е.20 зображені перетин Б1 - Б1 і вид Ю рисунка Е.18. Вид Ю розвернений за годинниковою стрілкою.

Привід відкату рампи складається з гідромотора з гідротормозом редуктора, привідної і направляючої зірочки, веденого ролика і тягового ланцюга.

Тяговий ланцюг шарнірно з'єднаний з передньою кареткою тришарнірного кронштейна за допомогою водила. Тяговий ланцюг виконаний з ланок, попарно з'єднаних вісями, зафіксованими стопорними кільцями. Вісі забезпечені втулками. Ланцюг також забезпечений опорними роликами. Ролики закріплені на осях, змонтованих в вісях ланок тягового ланцюга.

Для запобігання потрапляння у внутрішню порожнину рейки бруду і сторонніх предметів, тяговий ланцюг забезпечений шторками, прикріпленими до зовнішніх ланок ланцюга (рисунки Е.10 і Е.11).

На рисунках Е.5 і Е.6 показано задню ділянку рейки, тришарнірний кронштейн з передньою і задньою кареткою, водило, тяговий ланцюг і установку ведучої і веденої зірочок.

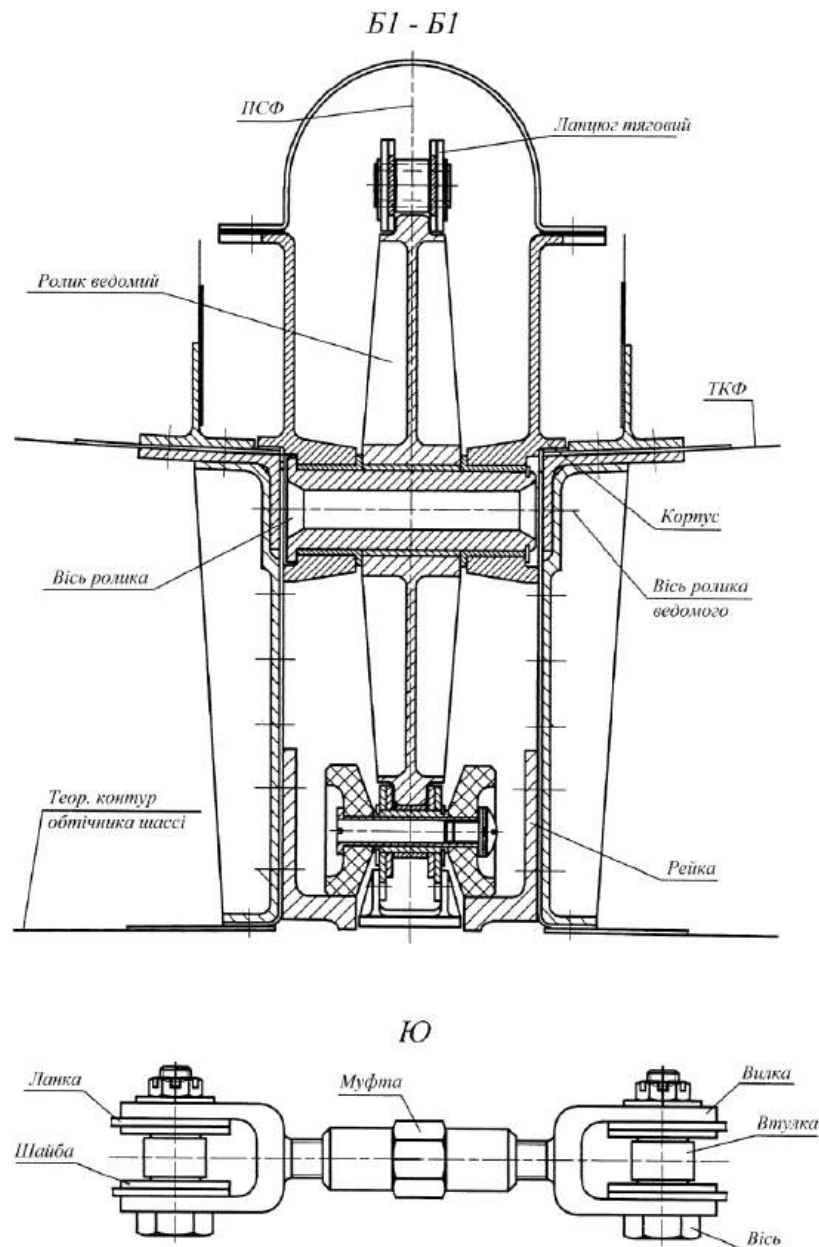


Рисунок Е.20 – Схема перерізу веденого ролика та з'єднувальної муфти ланцюга

Ведуча і спрямовуюча зірочки змонтовані в корпусі, закріпленому на фюзеляжі (рисунки Е.8 і Е.9), і взаємодіють з тяговим ланцюгом. При цьому вал ведучої зірочки з'єднаний з валом редуктора.

На рисунку Е.7 показано з'єднання передньої каретки з тришарнірним кронштейном.

На рисунку Е.8 зображено вид зверху на редуктор і корпус ведучої зірочки. На редукторі закріплена рукоятка, яка використовується при відмові роботи гідравлічної системи.

На рисунку Е.12 показані тришарнірний кронштейн і його обтічник. На рисунку Е.13 показано кріплення обтічника до тришарнірного кронштейну.

На рисунку Е.14 показано з'єднання тришарнірного кронштейна з кронштейном рампи.

На рисунку Е.15 показаний редуктор приводу. Редуктор кріпиться до корпусу ведучої зірочки. Своїми валами редуктор взаємодіє з гідромотором, гідротормозом і валом ведучої зірочки.

На рисунку Е.16 зображено прямолінійну ділянку рейки з водилом, передньою кареткою і тяговим ланцюгом. Також показано шарнірне з'єднання водила і передньої каретки.

Водило забезпечено двома катками, закріпленими стопорними шайбами на вісі, змонтованої всередині вісі ланок тягового ланцюга. Каток виконаний у вигляді ролика, усередині якого встановлений підшипник, закріплений стопорним кільцем.

Передня каретка містить чотири ролика (катка), закріплені на вісях корпусу стопорними шайбами. Два бічних ролика закріплені стопорними шайбами на вісях, встановлених в корпусі. Для з'єднання каретки з тришарнірним кронштейном на її вушку, виконаному на корпусі, змонтований підшипник.

На рисунку Е.20 показана установка веденого ролика. Ведений ролик змонтований на осі, встановленої в корпусі, закріпленому на фюзеляжі, і взаємодіє з тяговим ланцюгом.

Регулювання натягу тягового ланцюга здійснюється за допомогою муфти.

Для забезпечення герметичності тяговий ланцюг забезпечений кожухом, що з'єднує корпус веденої зірочки з корпусом ведучої.

У розглянутій схемі вантажного люка трапи шарнірно приєднані до рампи і при її прибиранні укладаються на настил рампи. При відкаті рампи під фюзеляж з трапами необхідно враховувати їх довжину, висоту і конфігурацію з забезпеченням їх розміщення під фюзеляжем з заданими зазорами від конструкції фюзеляжу.

Особливості навішування відкатної рампи (рисунки Е.2 і Е.3) припускають наявність містка, шарнірно закріпленого на порозі вантажної кабіни. При розкладці рампи і трапів на землі місток є частиною відхиляємої підлоги вантажного люка. При відкаті рампи під фюзеляж місток повинен фіксуватися в притиснутому положенні для забезпечення безперешкодного десантування в повітрі людей, техніки і вантажів.

На рисунку Е.21 показаний вид збоку на фюзеляж літака при випущеній рампі з трапами. Мінімально допустима відстань між землею та рампою при відкаті встановлюється розміром $\kappa 1$.

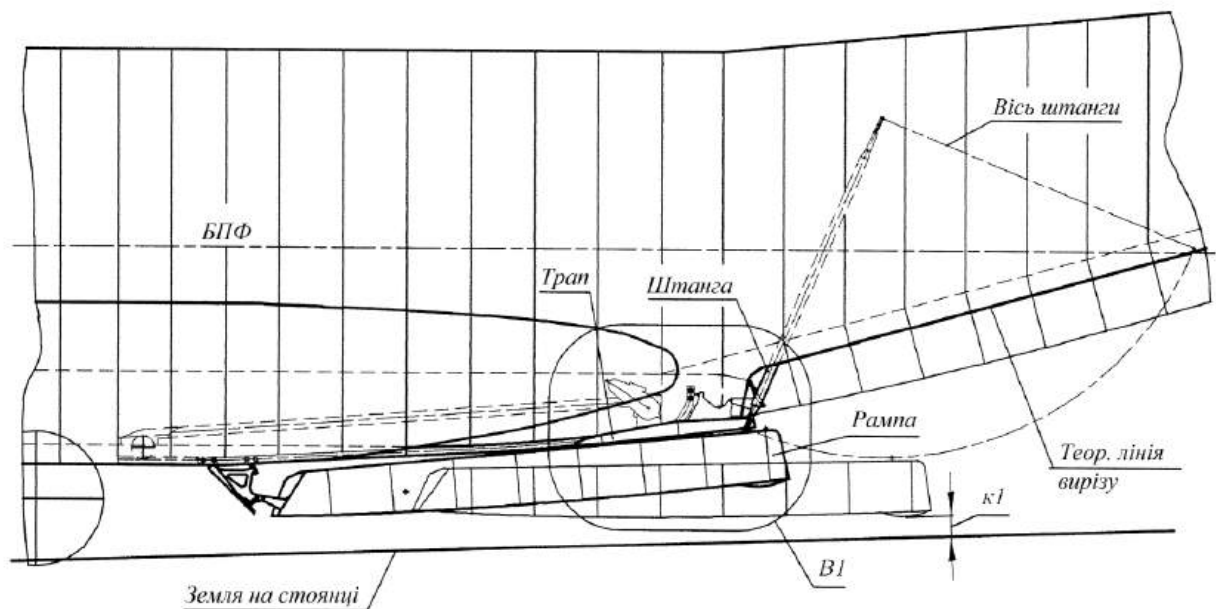


Рисунок Е.21 – Конструктивна схема забезпечення необхідних зазорів при відкаті рампи

На рисунку Е.22 зображений винос В1 рисунка Е.21.

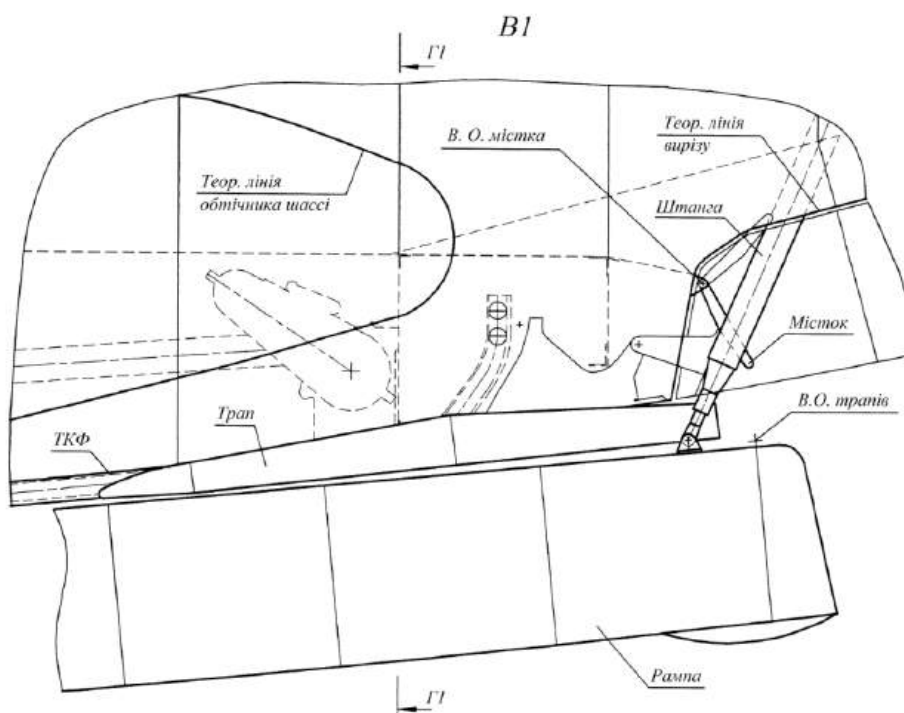


Рисунок Е.22 – Компонувальна схема агрегатів вантажного люка при відкраті рампи

На рисунку Е.23 зображено перетин $\Gamma 1 - \Gamma 1$ рисунка Е.22. $\kappa 2$ - зазор між трапом і конструкцією фюзеляжу.

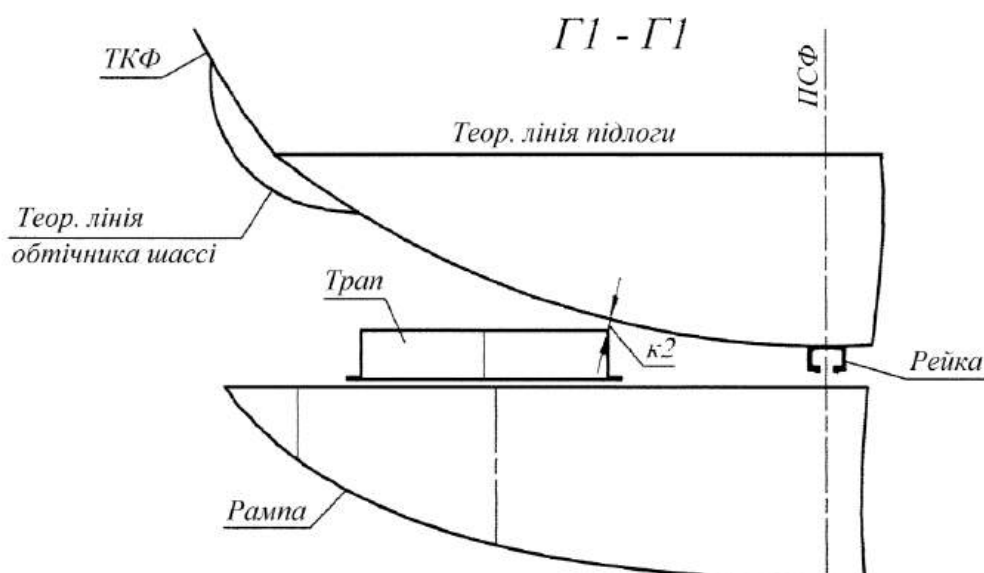


Рисунок Е.23 – Теоретична схема забезпечення зазорів між трапами рампи та фюзеляжем при відкраті рампи

Е.3 Механізм фіксації містка

На рисунку Е.24 зображений винос Ж1 рисунка Е.8.

Механізм фіксації містка, зображений на рисунку Е.24, призначений для утримання містка у відхиленому положенні при відкаті рампи під фюзеляж.

Механізм змонтований в корпусі, закріпленому на корпусі ведучої зірочки. Механізм містить ходовий гвинт, гайку, качалку, вал, важіль і трос. Трос механізму фіксації закріплений на містку.

При відкаті рампи привід приводить в рух вал ведучої зірочки. Ходовий гвинт механізму фіксації, пов'язаний з валом ведучої зірочки, при обертанні здійснює переміщення гайки механізму. Качалка механізму, що взаємодіє з гайкою, знаходиться на одному валу з важелем. До важеля кріпиться трос, приєднаний до містка. При повороті качалки і важеля відбувається поворот містка і його фіксація в кінцевому положенні.

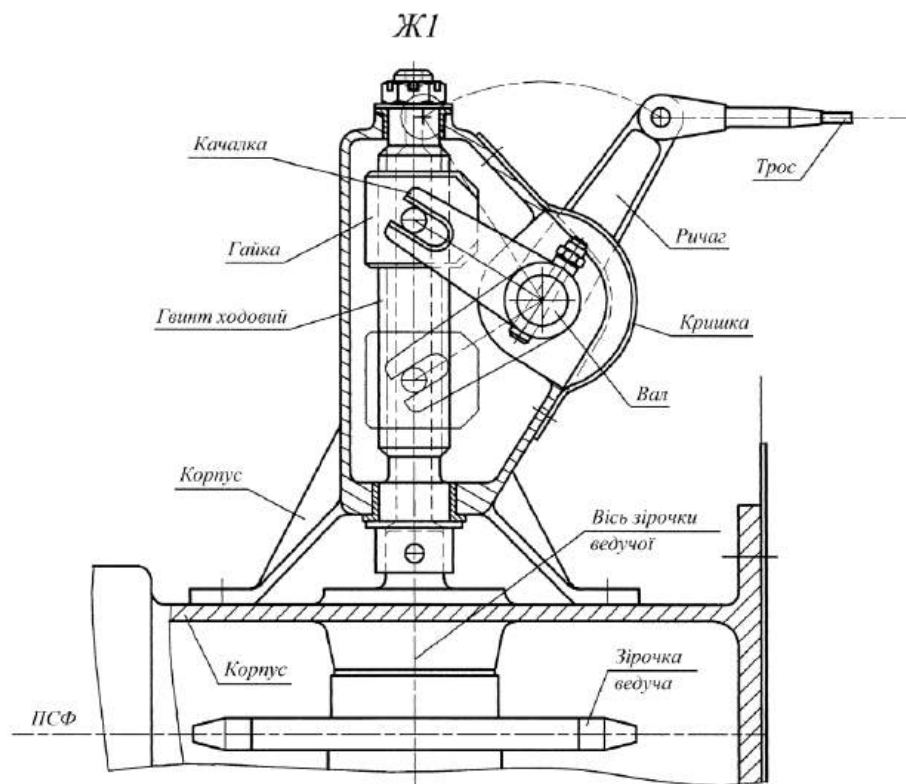


Рисунок Е.24 – Теоретична схема механізму фіксації містка

Е.4 Порогові замки рампи

Порогові замки рампи призначені для розфіксації і фіксації її вузлів навішування з метою здійснення відкату і відхилення рампи.

На рисунку Е.25 показано вид на поріг вантажної кабіни, на якому зображений пороговий замок рампи. Замок встановлюється на розмірі b_1 від площини симетрії фюзеляжу.

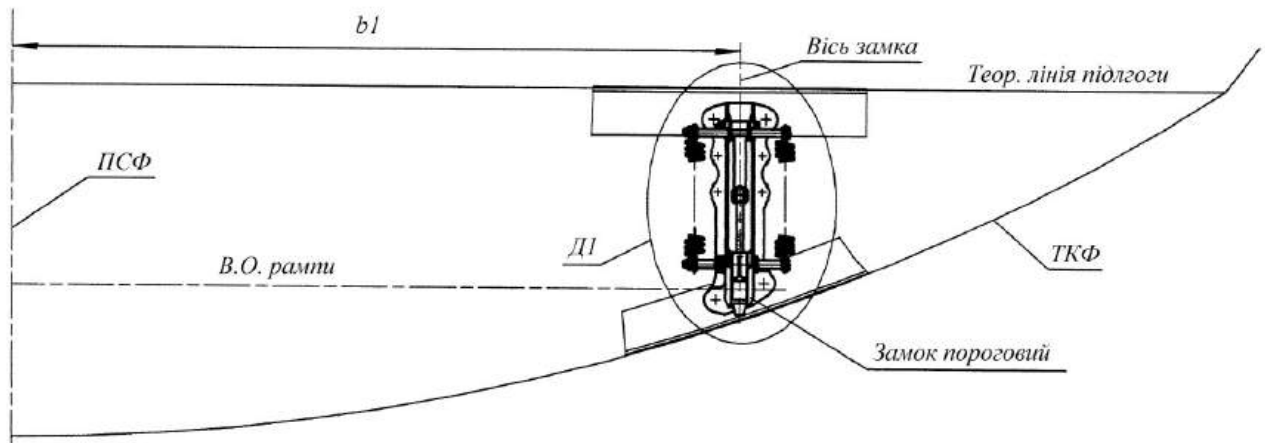


Рисунок Е.25 – Теоретична порогових замків рампи

Пороговий замок рампи закріплений корпусом 1 на нижній частині порогового шпангоута.

У корпусі 1 на осі 5 закріплений гак 2, що взаємодіє з віссю кронштейна навішування рампи. На вісі 6, встановленої в корпусі 1, розміщена двоплеча качалка 4, одне плече якої пов'язане з віссю 8, а інше шарнірно прикріплено до качалки 3. Качалка 3 шарнірно з'єднана з гакком 2. У середині вісі, що з'єднує качалку 3 і гак 2, змонтована вісь 9. Вісі 8 і 9 з'єднані пружинами 7.

У закритому положенні качалки 3 і 4 під впливом пружин 7 стоять на упорі 10, утворюючи при цьому кінематичний замок, який перешкоджає повороту гака.

Перед відкатом рампи подається команда на циліндр замка з метою його розфіксації.

При накаті рампи вісь кронштейна навішування рампи взаємодіє з хвостовиком гака 2 і качалками 3 і 4 під дією пружин 7 встановлюються на упор 10 для фіксації замка.

На рисунку Е.26 показано вид Д1 рисунка Е.25.

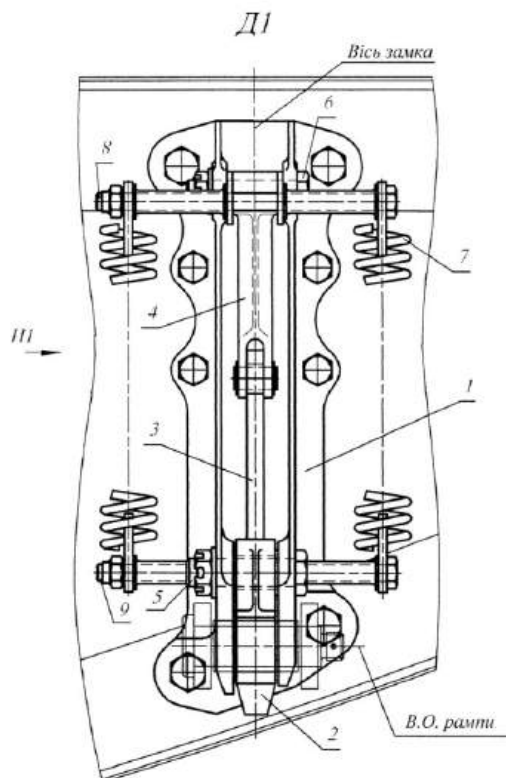


Рисунок Е.26 – Конструктивна схема порогового замка рами

На рисунку Е.27 показано вид И1 рисунка Е.26.

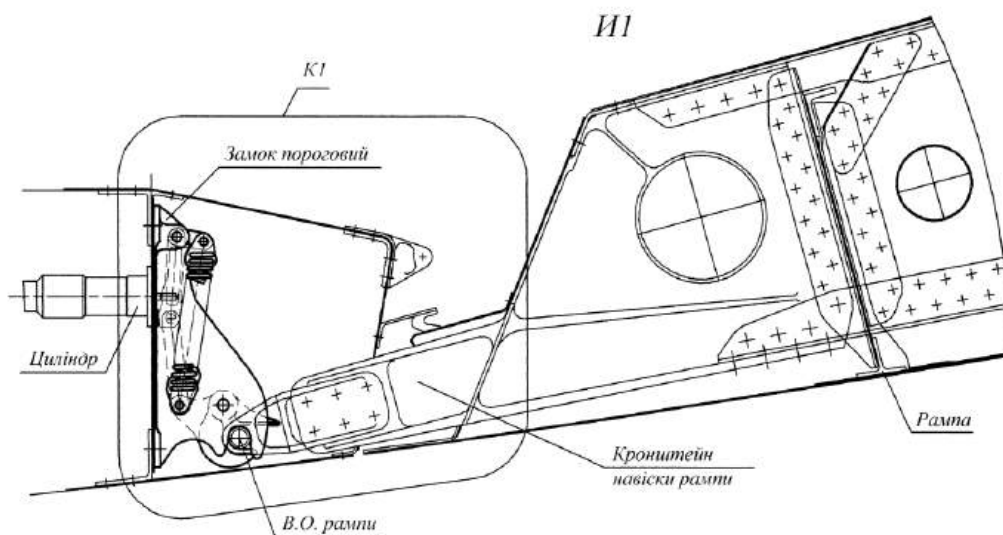
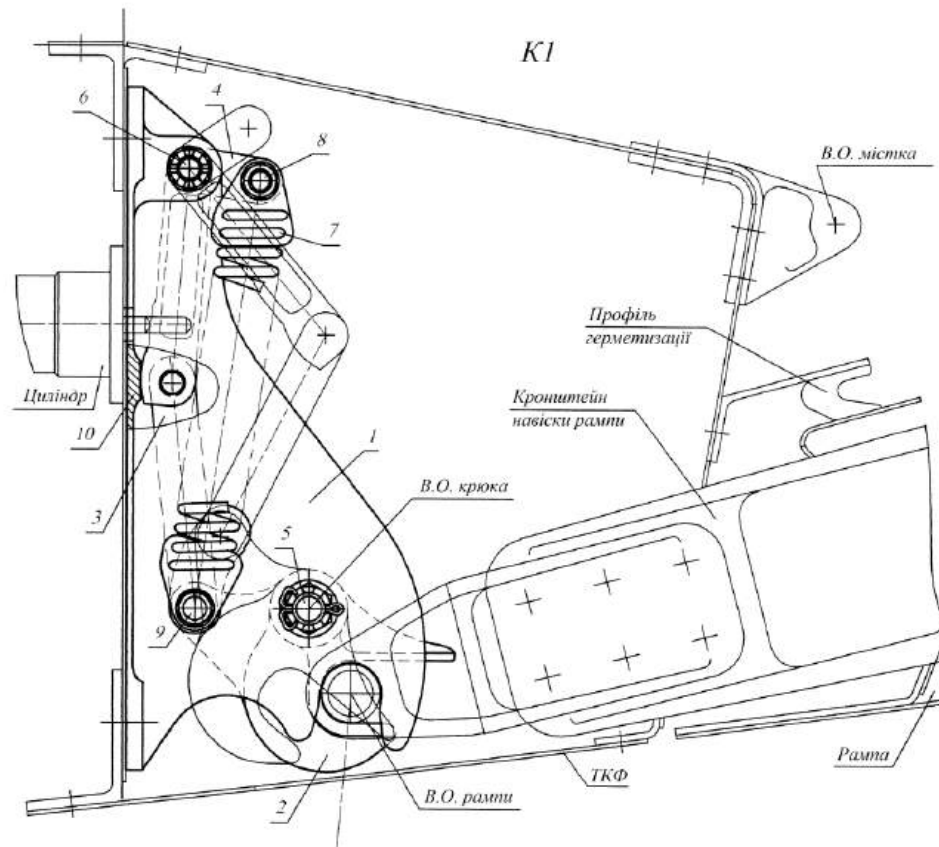


Рисунок Е.27 – Схема взаємодії порогового замка з кронштейном навіски рами

На рисунку Е.28 показано вид К1 рисунка Е.27.



1 - корпус, 2 - гак, 3 - качалка, 4 - качалка двоплеча, 5 - вісь гака, 6 - вісь двоплечої качалки, 7 - пружина, 8 - вісь пружини, 9 - вісь пружини, 10 - упор

Рисунок Е.28 – Конструктивно-кінематичнаа схема порогового замка рамп

Е.5 Бічні замки рамп

Бічні замки рамп встановлені на балці вантажного люка і з'єднані по торцях поперечних балок рамп за допомогою кронштейнів безпосередньо з самою рампою. Бічні замки спільно з пороговими замками призначені для утримання рамп в закритому положенні. Геометричні параметри бічних і порогових замків рамп визначаються навантаженням, яке сприймається рампою при виникненні надлишкового тиску всередині вантажної кабіни літака.

На рисунку Е.29 показано вид на площину поперечної балки рамп, на якому показаний бічний замок рамп.

Бічний замок рамп виконаний у вигляді гака, шарнірно закріпленого в корпусі, встановленому на балці вантажного люка, і взаємодіє з сережкою, шарнірно закріпленою в корпусі, встановленому на поперечній балці рамп.

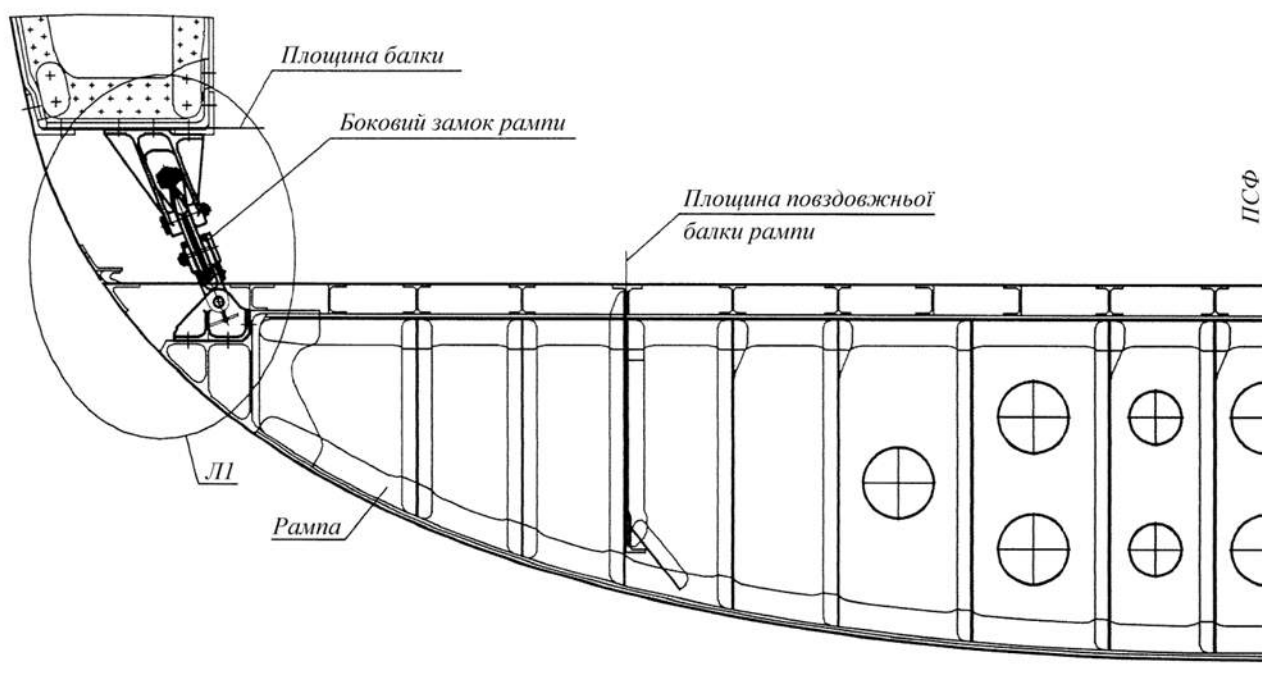
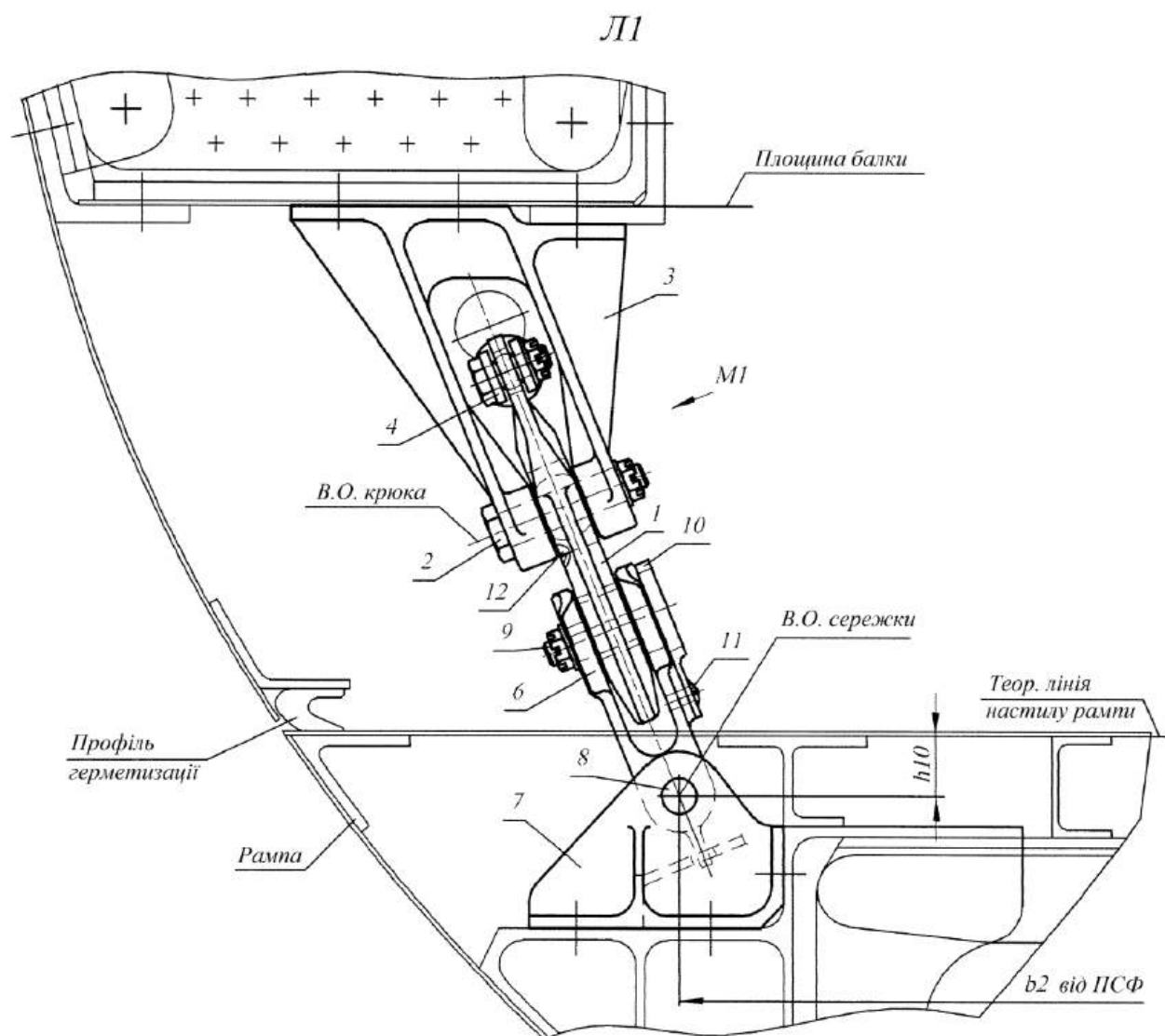


Рисунок Е.29 – Схема встановлення бокових замків рампи

На рисунку Е.30 зображено вид Л1 рисунка Е.29. Н10 і в2 - установчі розміри.

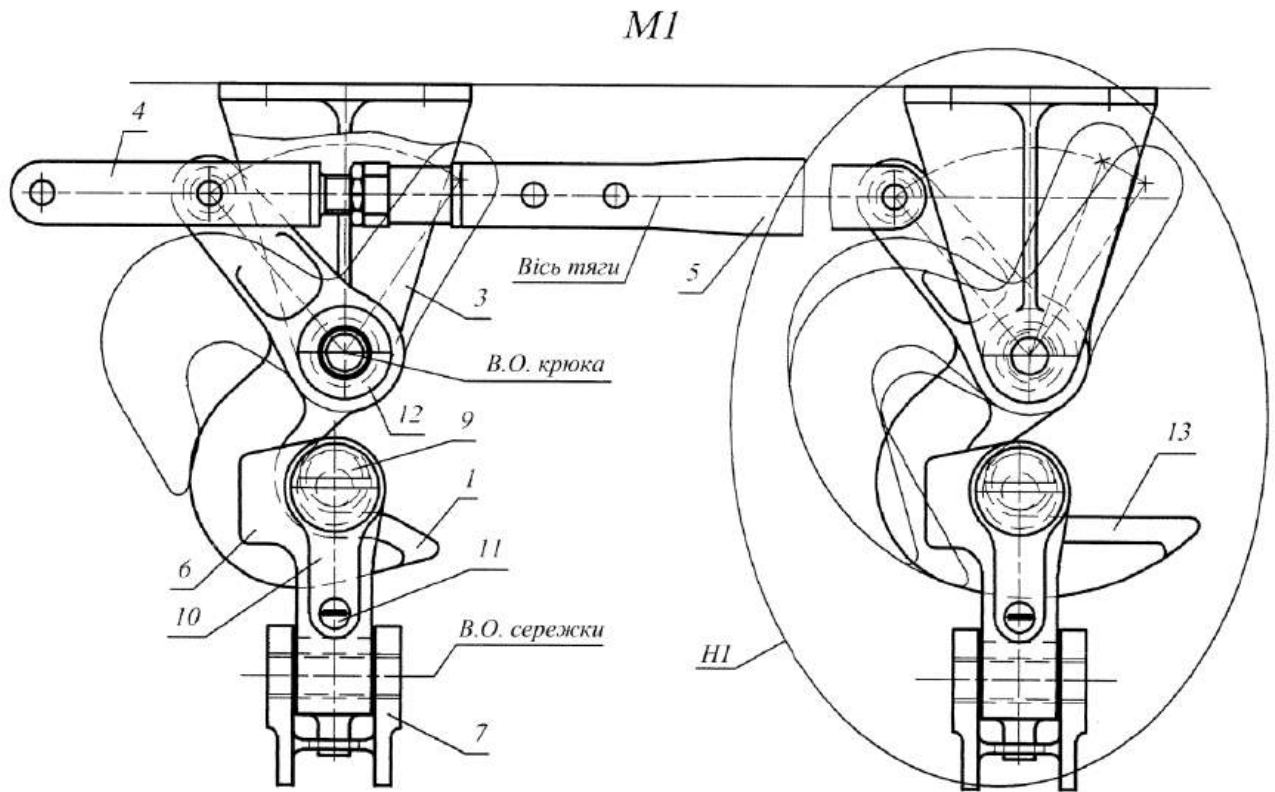
На рисунку Е.31 зображено вид М1 рисунка Е.30. Вид М1 розвернений за годинниковою стрілкою.

Корпуси 3 гаків 1 бічних замків рампи встановлені на балці вантажного люка в площинах поперечних балок рампи і шарнірно з'єднані між собою тягами 5, які приєднані до циліндра управління замками.



1 - гак, 2 - вісь гака, 3 - корпус гака, 4 - вилка, 6 - сережка, 7 - корпус сережки,
8 - вісь сережки, 9 - вісь-ексцентрик, 10 - планка, 11 - гвинт, 12 - підшипник

Рисунок Е.30 – Компонувальна схема одиничного замка рампи



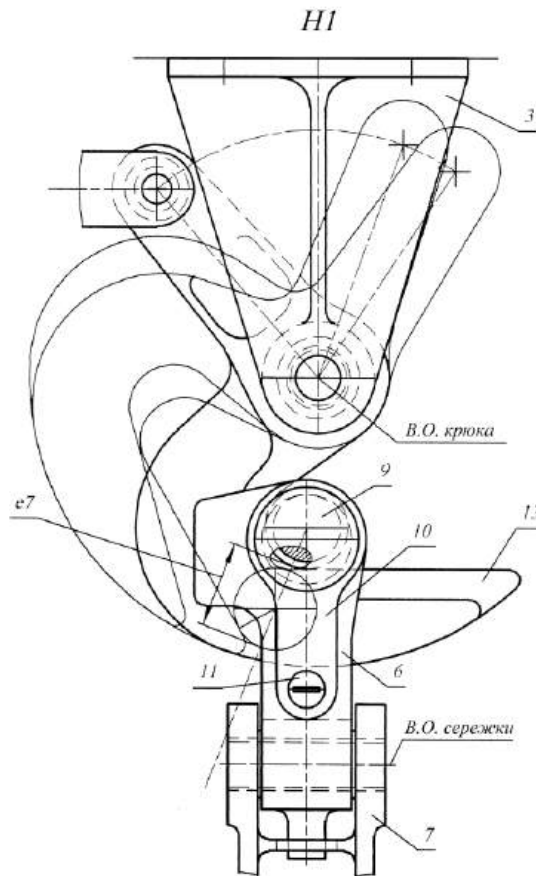
1 - гак, 3 - корпус гака, 4 - вилка, 5 - тяга, 6 - сережка, 7 - корпус сережки, 9 - вісь-ексцентрик, 10 - планка, 11 - гвинт, 12 - підшипник, 13 - гак

Рисунок Е.31 – Конструктивно – кінематична схема бокових замків рампи

При закритті замків під впливом приводу відбувається поворот гака, який взаємодіє з віссю-ексцентриком 9, встановленим в сережці 6. Вісь-ексцентрик 6 призначена для регулювання замків. Поворот і фіксація вісі-ексцентрика здійснюється планкою 10 і гвинтом 11. Сережка шарнірно встановлена в корпусі 7, закріпленому на поперечній балці рампи.

При закритті вантажного люка приводом відкату рампи, особливо в польоті, рампа може стати в проріз вантажного люка з клиноподібним зазором. Тому конфігурація гака 13 заднього бічного замка відрізняється від гаків 1. Гак 13 виконаний з подовженим носком і призначений для захоплення вісі-ексцентрика заднього замка і підтягування рампи.

Як видно з рисунка Е.32, величина можливого підхоплення гакон 13 для підтягування рампи визначається розміром e_7 . На рисунку Е.32 зображено винос Н1 рисунка Е.31.



3 - корпус гака, 6 – сержка, 7 - корпус сержки, 9 - вісь-ексцентрик, 10 - планка,
11- гвинт, 13 - гак

Рисунок Е.32 – Кінематична схема бокового замка

Для забезпечення завантаження і вивантаження людей, вантажів і техніки на землі необхідно відхилення рампи щодо вісі її навішування на порозі вантажної кабіни. Відхилення рампи здійснюється приводом опускання рампи.

Е.6 Привід опускання рампи

Привід опускання складається з водила, шарнірно прикріпленого до штанги рампи і замка штанги. Водило шарнірно закріплено на борту фюзеляжу і приводиться в дію циліндром. Для опускання рампи на землю необхідно попередньо відкрити бічні замки і замки штанг. При повороті водила рух через штангу передається на рампу до її упору на землю.

Підйом рампи відбувається в зворотній послідовності до спрацювання замка фіксації штанги.

На рисунку Е.33 зображений привід опускання рампи на вигляді збоку. $a7$ і $a8$ - розміри для установки водила.

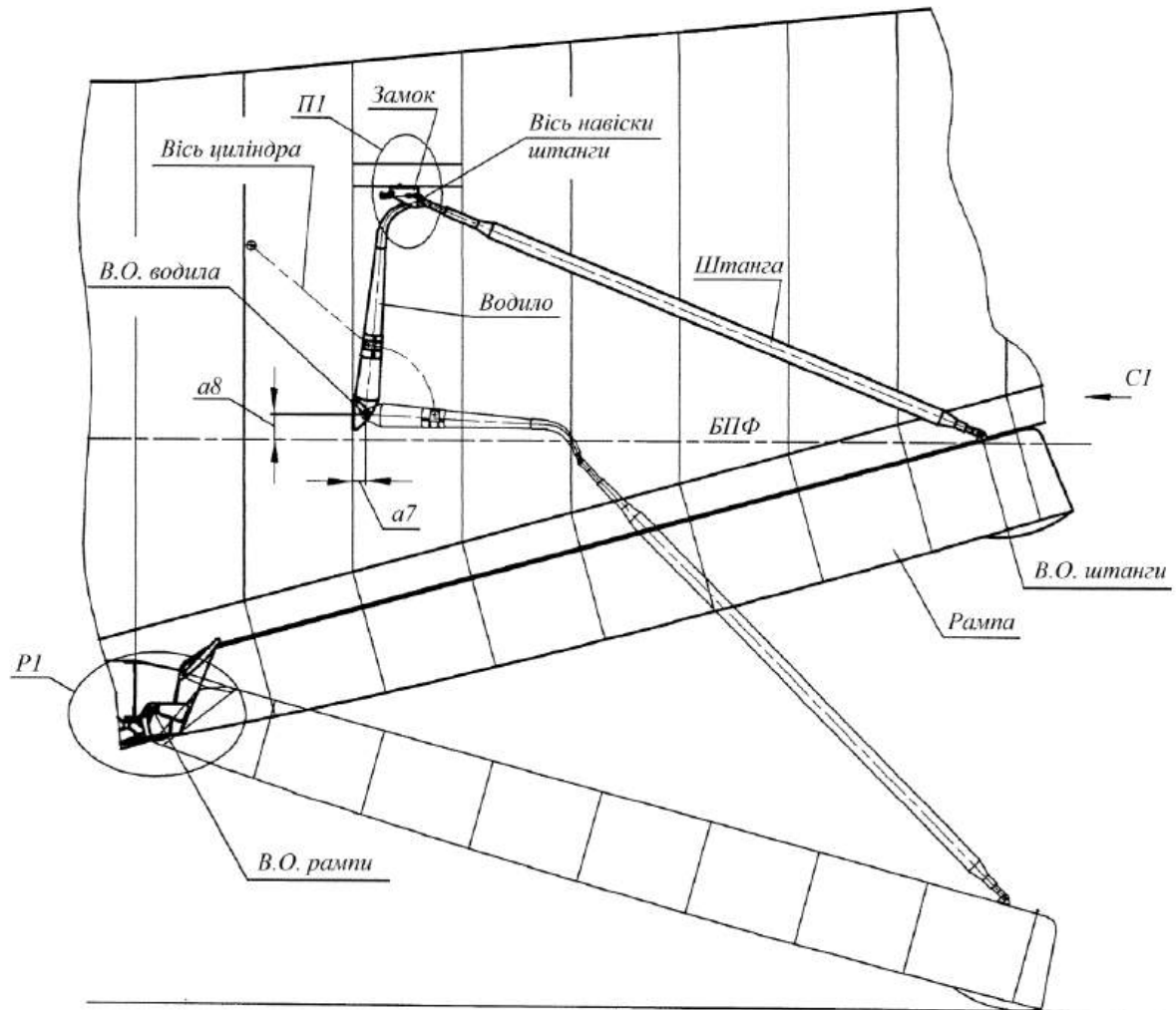


Рисунок Е.33 – Схема конфігурації рампи при опусканні на землю

На рисунку Е.34 зображені винос Р1 рисунка Е.33 і винос Т1 виносу Р1. к1 - зазор між рампою і конструкцією фюзеляжу при відхиленні рампи. к2 - зазор між рампою і конструкцією фюзеляжу в відхиленому положенні.

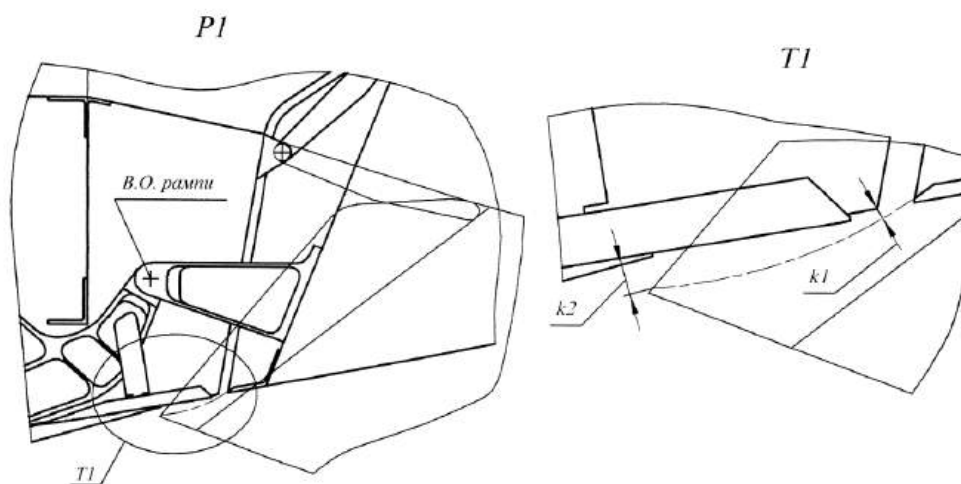


Рисунок Е.34 – Схема визначення необхідних зазорів при відкритті рампи

На рисунку Е.35 зображений вид С1 рисунка Е.33.

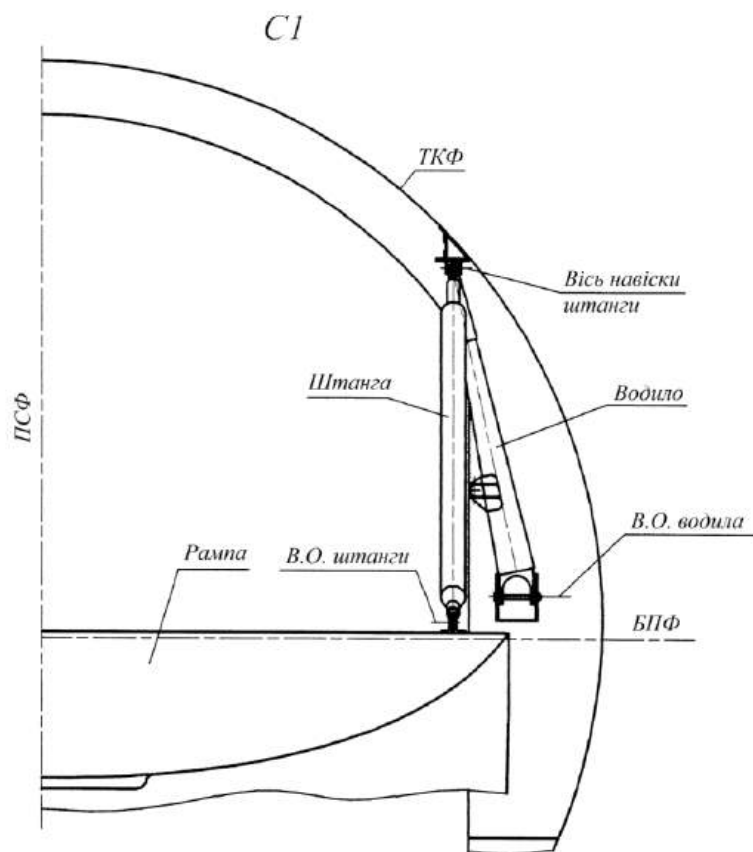


Рисунок Е.35 – Схема встановлення штанги рампи

Е.7 Замки приводу опускання рампи

Замки приводу опускання рампи, призначені для перекладу рампи з режиму відкату в режим опускання, встановлені по осі навішування рампи.

На рисунку Е.36 зображений винос П1 рисунка Е.33.

П1

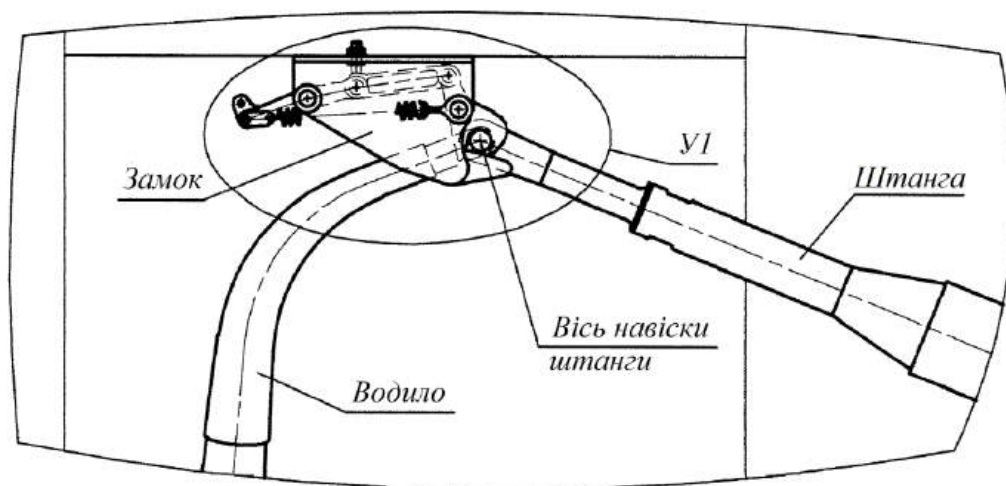
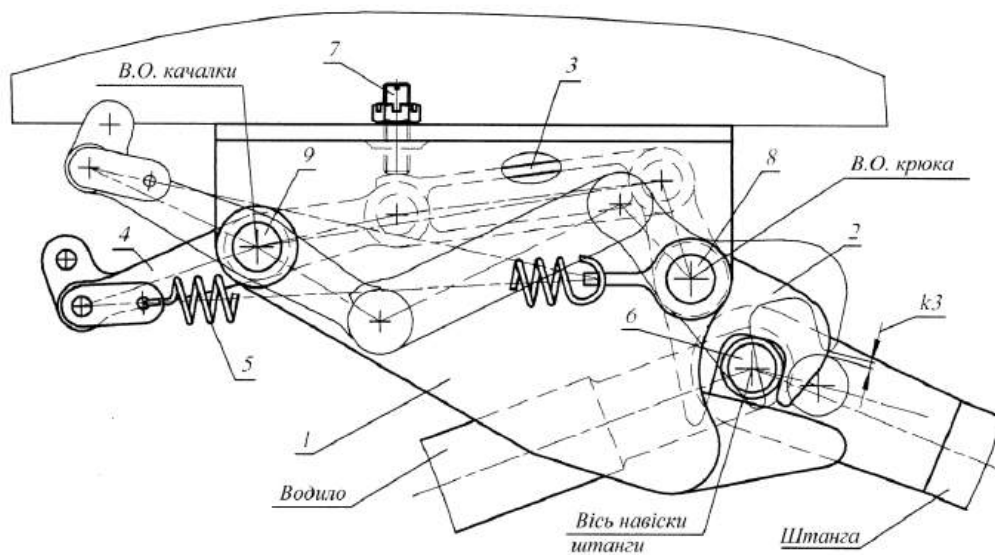


Рисунок Е.36 – Компонувальна схема замка штанги рампи

На рисунку Е.37 зображений винос У1 рисунка Е.36.

У1



1 – корпус, 2 – гак, 3 – качалка, 4 – двоплеча качалка, 5 – пружина, 6 – вісь штанги і водила, 7 – упор, 8 – вісь гака, 9 – вісь двоплечної качалки

Рисунок Е.37 – Конструктивно-кінематична схема замка рампи

к3 - зазор між віссю 6 і крюком при опусканні і підйомі рампи.

Замок приводу опускання рампи виконаний в корпусі 1, закріпленому на борту фюзеляжу. Гак 2, закріплений на вісі 8, шарнірно з'єднаний з качалкою 3, шарнірно з'єднаної іншим кінцем з двоплечою качалкою 4, яка встановлена на вісі 9. Інший кінець качалки 4 приєднаний до приводу замка (привід умовно не показаний) і пружини 5.

У закритому положенні гак 2 утримує вісь 6 штанги і водила в замкнутому положенні за рахунок утворення кінематичного замка, за рахунок спирання качалки 3 на упор 7.

Відкриття замка можливе після повороту приводом двоплечої качалки 4.

Е.8 Стулка вантажного люка типу «Е»

Стулка вантажного люка шарнірно навішена в хвостовій частині фюзеляжу і забезпечена некерованими силовими замками, призначеними для сприйняття навантаження від надлишкового тиску всередині вантажної кабіни літака при закритому вантажному люці.

На рисунку Е.38 зображена стулка вантажного люка схеми Е на вигляді збоку.

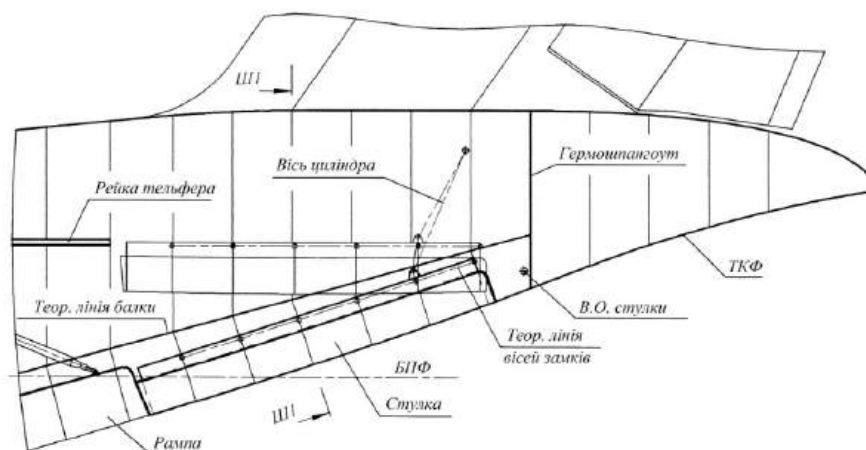


Рисунок Е.38 – Схема стулочно-го відсіку вантажного люка типу «Е»

Стулка також забезпечена замками для утримання її у відкритому положенні і замками закритого положення, необхідними для запобігання її

відкриття при перевищенні тиску зовні літака над тиском всередині вантажної кабіни.

Замки відкритого положення стулки і замки стулки проти тиску на рисунках умовно не показані.

На рисунку Е.39 зображено перетин IIII - IIII рисунка Е.38.

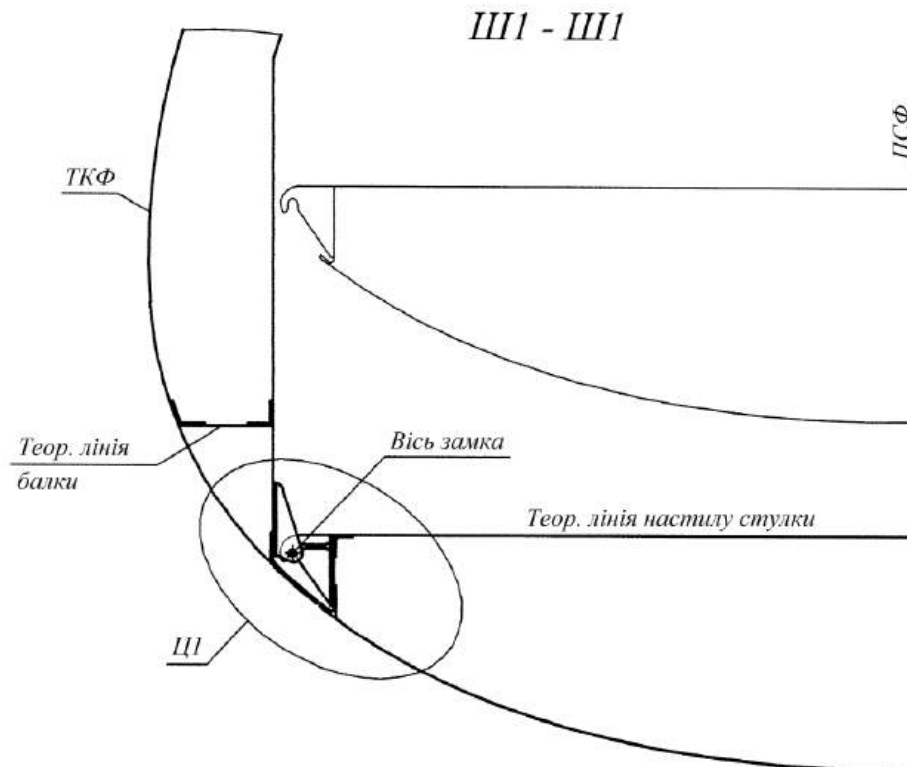


Рисунок Е.39 – Кінематична схема руху стулки в прорізі

Навантаження від наддуву вантажної кабіни сприймається обшивкою або настилом стулки вантажного люка і через поперечні балки за допомогою замків передається на шпангоути фюзеляжу.

На рисунку Е.40 зображений винос Ц1 рисунка Е.39. Розмірами b_3 і h_{11} задані координати осі замка. Кронштейн 1 забезпечений гаком, взаємодіє з віссю 3, встановленої в корпусі 2.

Кронштейн 1 кріпиться до поперечної балки стулки. Корпус 2 закріплений на борту фюзеляжу.

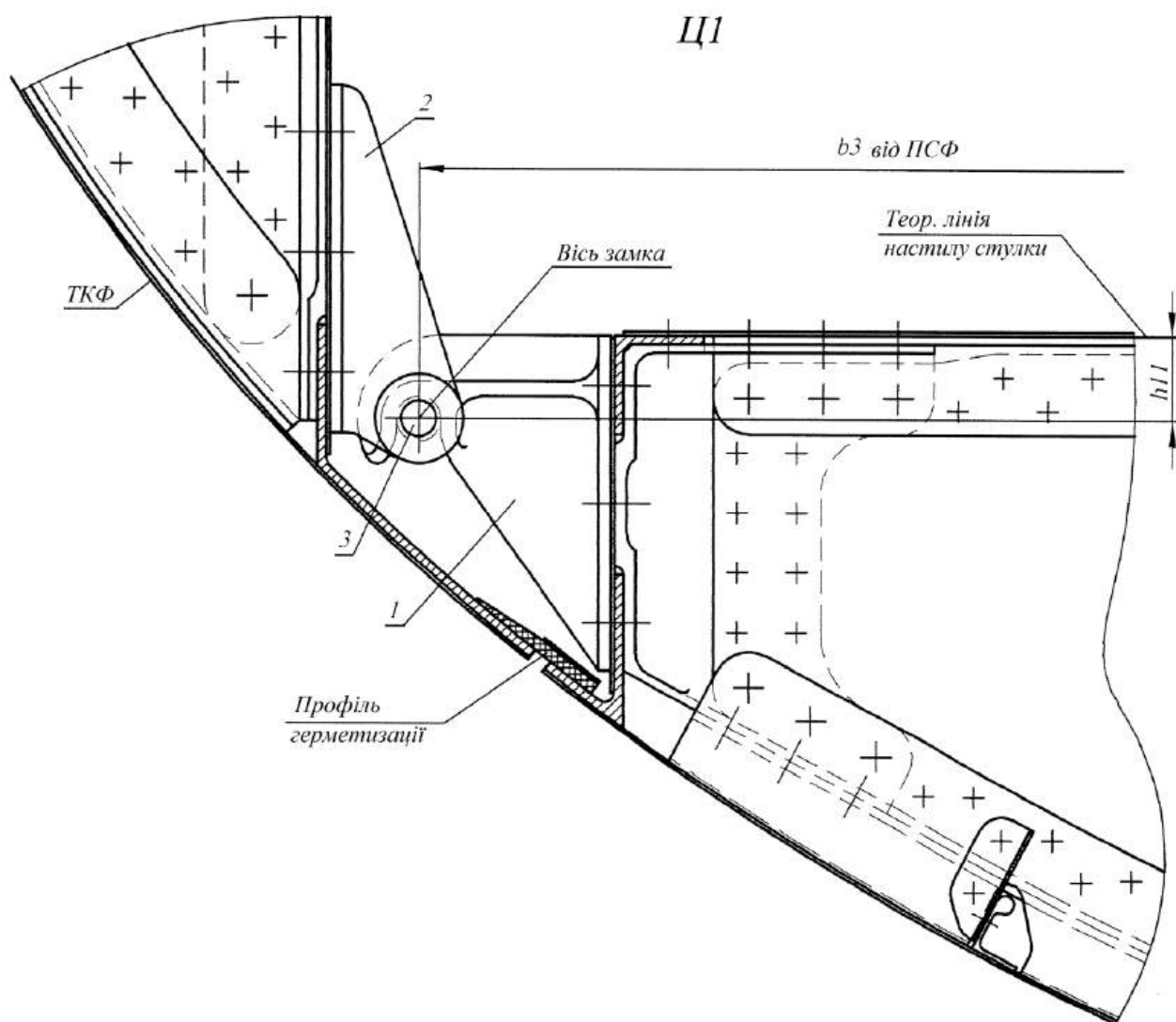
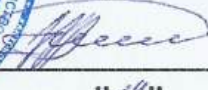


Рисунок Е.40 – Схема замикання замка стулки

ДОДАТОК Є

АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ


ЗАТВЕРДЖУЮ
 Заступник генерального директора -
 Генеральний конструктор ДП "АНТОНОВ"


 Власик В.В.
 "19" 12 2022

АКТ
впровадження результатів дисертаційної роботи
Конишева Дмитра Сергійовича
"Метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків
транспортної категорії"
на Державному Підприємстві "АНТОНОВ"

Цей Акт складено на підставі того, що на базі розробленого в кандидатській дисертації Конишева Д. С. методу інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії на ДП "АНТОНОВ" впроваджений метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу транспортних літаків з використанням сучасних систем CAD/CAM/CAE/PLM. Використання методу дозволяє врахувати накоплений світовий досвід проектування хвостових частин фюзеляжу транспортних літаків, визначати оптимальну форму хвостової частини фюзеляжу та схему вантажного люку літака враховуючи його конструктивні та експлуатаційні особливості, створювати нові варіанти транспортних літаків на базі існуючих пасажирських. Також при використанні методу, за рахунок оптимізації запропонованих параметрів, передбачаються додаткові нові можливості в підвищенні паливної ефективності, зниженні аеродинамічного опору фюзеляжу, підвищенні транспортних та експлуатаційних характеристик літака, в тому числі і умови завантаження-розвантаження, забезпечення виконання вимог діючої НТД, визначенні масово-інерційних характеристик фюзеляжу та інше. Метод застосовано при створенні хвостових частин фюзеляжу перспективних літаків транспортної категорії на ДП "АНТОНОВ".

Використання запропонованого автором методу в практиці проектування сучасних літаків транспортної категорії є важливим етапом подальшого розвитку авіаційної техніки що створюється на ДП "АНТОНОВ".

Головний конструктор ДП "АНТОНОВ",
к.т.н.

Головний конструктор,
секретар НТР ДП "АНТОНОВ", к.т.н.

С. А. Філь

О. І. Семенець

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з НІПР

Національного аерокосмічного

університету ім. М.Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

кандидат технічних наук, доцент

Андрій ГУМЕННИЙ

2024 р.

**АКТ**

впровадження результатів дисертаційної роботи
здобувача наукового ступеня кандидата технічних наук

КОНИШЕВА Дмитра Сергійовича

*«Метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків
транспортної категорії» в навчальний процес*

Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

Комісія у складі: голови комісії завідуючого кафедри проектування літаків і вертольотів, к.т.н., доц. Сергія ТРУБАЄВА, доцента кафедри проектування літаків і вертольотів, к.т.н. Антона ЧУМАКА встановила, що наукові положення дисертаційної роботи «Метод інтегрованого проектування хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії», які Дмитро КОНИШЕВ розробив особисто, використовуються в навчальному процесі при навчанні за дисциплінами «Інтегровані комп'ютерні технології проектування», «Інженерний аналіз елементів авіаційної техніки», «Наукові принципи проектування і виробництва об'єктів АРКТ».

Результати дисертаційної роботи Дмитра КОНИШЕВА використовуються в лекціях, практичних заняттях, дипломному і курсовому проектуванні студентів що навчаються за спеціальностями 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» і 272 «Авіаційний транспорт», освітніми програмами «Проектування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки», «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів».

Зав. кафедри проектування літаків та
вертольотів, к.т.н., доц.

Сергій ТРУБАЄВ

Доцент кафедри проектування літаків
і вертольотів, к.т.н.

Антон ЧУМАК