

doi: 10.32620/oikit.2025.104.02

УДК 629.7.01

О. Г. Гребеніков¹, Д. С. Конишев²

Розвиток методів проєктування літаків транспортної категорії

*Національний аерокосмічний університет¹
ТОВ «Спектронікс»²*

Представлено існуючі методи проєктування літаків транспортної категорії. Описано методи параметричного аналізу, синтезу й оптимізації літака, умови генерування альтернативних схем проєктованого літака. Розглянуто вимоги, вихідні дані до проєктування та критерії ефективності літаків транспортної категорії, сформовано загальну структуру методу проєктування у вигляді блок-схеми. Представлено основні критерії проєктування транспортних літаків для забезпечення їх ефективності на відповідному світовому рівні. Виділено вимоги й вихідні дані до проєктування фюзеляжу в залежності від призначення літака для чого розглянуто попереднє визначення його основних параметрів конструктивно-силової схеми та компонування. Як один з сучасних методів розглянуто розвиток методів тривимірного параметричного моделювання як хвостових частин фюзеляжу, так і транспортних літаків в цілому що характеризується створенням 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. Всі ці методи впроваджено в практику проєктування літаків транспортної категорії вітчизняних авіабудівних компаній, таких як АТ «АНТОНОВ», а також у навчальних процесах Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» при підготовці фахівців авіаційної галузі.
Ключові слова: транспортні літаки, надійність, фюзеляж вантажного літака, методи проєктування та конструювання.

Процес створення літаків транспортної категорії та їхніх модифікацій супроводжується розвитком методів проєктування. Відомі стадії статистичного, аналітичного, оптимального, автоматизованого та системного методів проєктування [1, 2]. В основі методології проєктування літаків лежить метод оптимального проєктування [7, 12] на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, які вибирають з умови задоволення вимог замовника (покупця) до літака і Авіаційних правил.

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.

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 [3, 5, 7].

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. 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 проектних процедур не піддається формалізації. У подальшому методи інтегрованого проектування літаків транспортної категорії було вдосконалено під час створення літаків Ан-132D, Ан-178, Ан-188.

Дослідження зв'язків між параметрами та характеристиками літака дозволяють вирішити завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації літака [4, 7, 11]. Генерація альтернативних схем літака здійснюється евристичним методом з урахуванням аналізу їхніх особливостей.

Основні завдання при проектуванні транспортного літака:

1. Вибір схеми літака та її масштабування (визначення основних проектних параметрів, компоновання та центрування, що задовольняють вимоги технічного завдання).

2. Визначення впливу різних варіантів проектних рішень (схемних, параметричних змінних) на ступінь відповідності літака технічному завданню та техніко-економічним характеристикам.

3. Оптимізація проектних 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, 3, 12], та знайти екстремум цієї функції в області допустимих значень проектних 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 проектування 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 проектування.

На рисунку 1 показано блок-схему загального методу інтегрованого проектування літака транспортної категорії.

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. 2).

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.



Рис. 1. Блок-схема загального методу інтегрованого проектування літака транспортної категорії

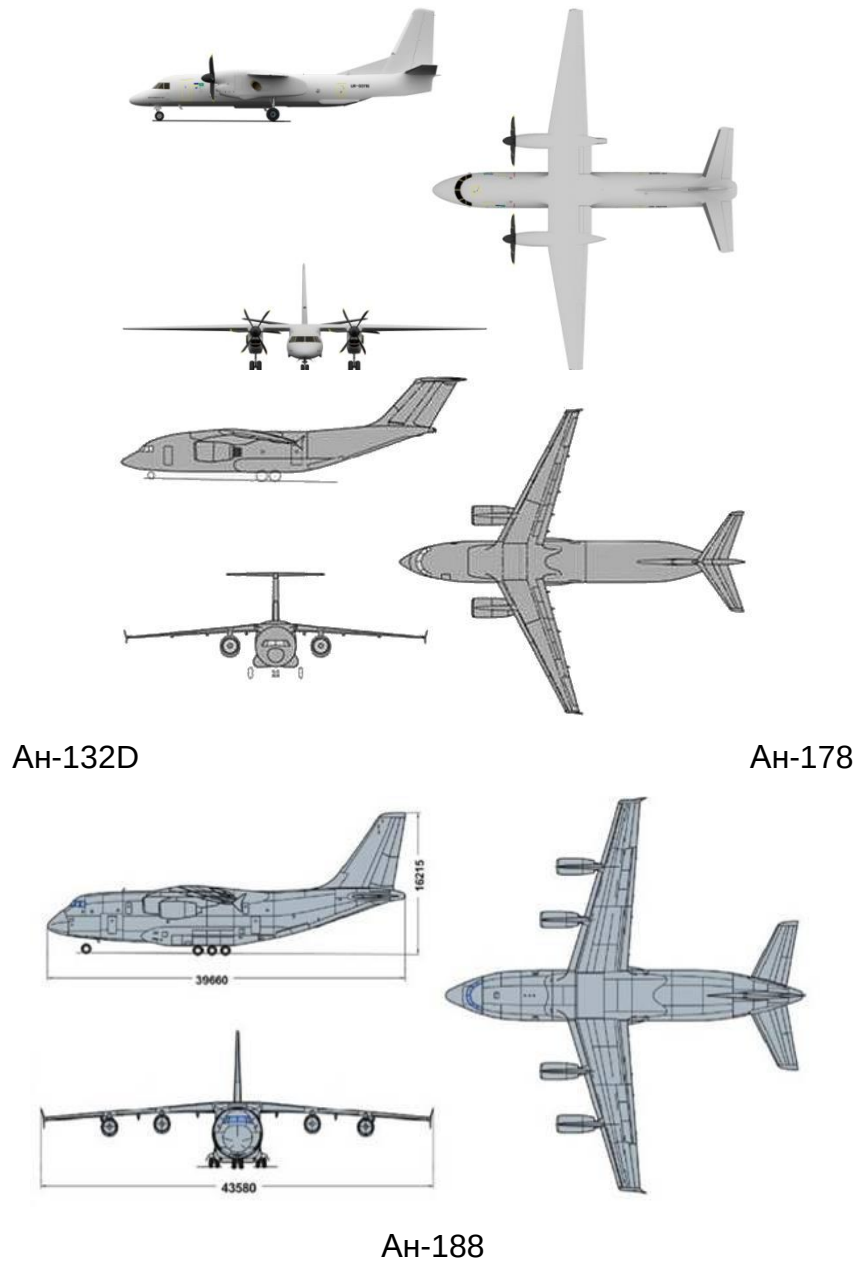


Рис. 2. Схеми сучасних вітчизняних транспортних літаків

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.

Технічне завдання включає:

- 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 проектного літака (ресурс, рівень шуму й емісії);
- перелік спеціального обладнання і його призначення;
- вимоги до надійності, системи технічного обслуговування та ремонту;
- рівень стандартизації й уніфікації.

У даний час загально визначеними критеріями оцінювання якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів. Конструктори, які проектують літак, а, зокрема, каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості [8, 9, 12] 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 проектування авіаційних конструкцій [4] 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 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.

Забезпечити високі темпи робіт зі збереженням високої якості кінцевої продукції та її великої гами дуже складно без застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD\CAM\CAE, які дозволяють інтегрувати процеси проектування, інженерного аналізу та підготовки виробництва літака.

Проектування транспортного літака складається з наступних етапів [10, 12]:

1. Попередній проектний аналіз літака:
 - розроблення вихідних даних на проектування;
 - 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:

- 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'язка форм і побудова зовнішніх обводів літака. Розрахунок центрування літака.

7. Оформлення результатів компонування і уточнення загального вигляду.

Інтегроване проєктування транспортних літаків [4, 11] 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\CAM\CAE\PLM.

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

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. Така функціональна складність зумовлює певні труднощі як вибору параметрів, розмірів і форм фюзеляжу в процесі

проектування, так і визначення зовнішніх навантажень, що діють на нього [9].

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

Вихідними даними при проектуванні 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.

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 проектуванні літаків з великими дозвуковими швидкостями і надзвукових літаків [9].

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 [10, 11, 12]. Для транспортних літаків цю задачу вирішують

виходячи з вимог забезпечення мінімальних кутів заїздів самохідної техніки в вантажну кабінку 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 компонувальних 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.

Для успішного забезпечення рятувальних заходів при виникненні позаштатних ситуацій на фюзеляжі виконують додаткові вирізи під спеціальні люки і двері. Міжнародні норми 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, вирішенні 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 [11]. 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. 3 зображено конструктивно-силову схему фюзеляжу транспортного літака.

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

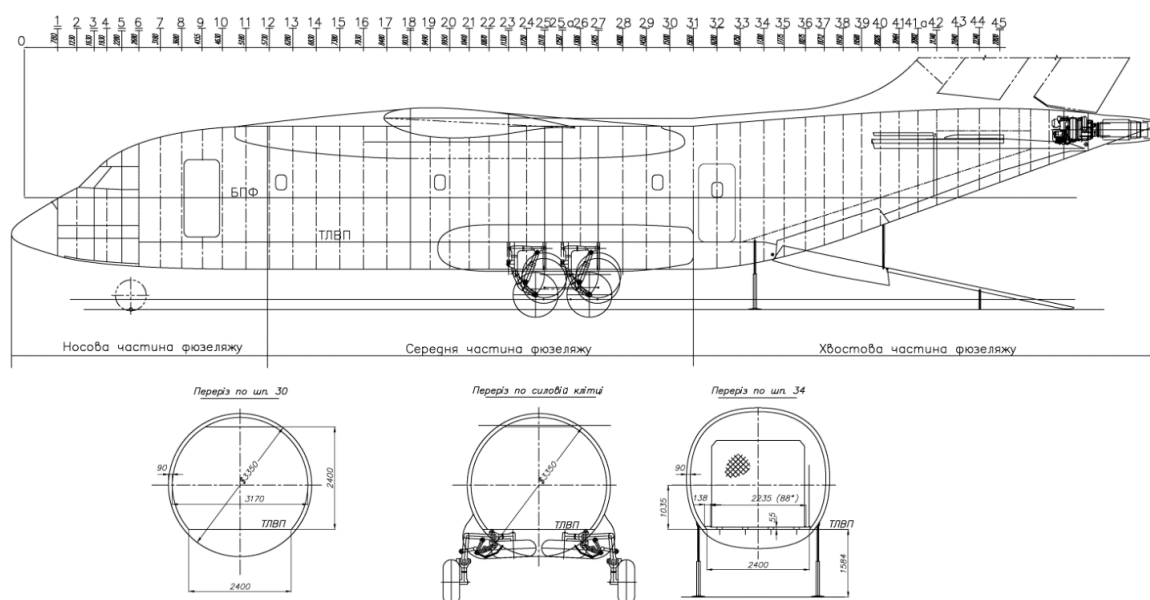


Рис. 3. Конструктивно-силова схема транспортного літака

У процесі проектування виділяють такі конструктивно-силові елементи фюзеляжу:

- поздовжній 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.

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.

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 компоновальними міркуваннями, тому в конструкціях фюзеляжів можна зустріти всі перераховані види.

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

Комп'ютерний проєкт літака містить такі моделі [5, 6]:

- 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 проектування 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. 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 [5, 8]:

- 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.

Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE складаються із взаємопов'язаних етапів, застосовуваних раніше. Використання комп'ютерних систем дозволило розширити варіантність проектування, ступінь наближення до найкращого результату за коротший час. На кожному етапі проектування 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.

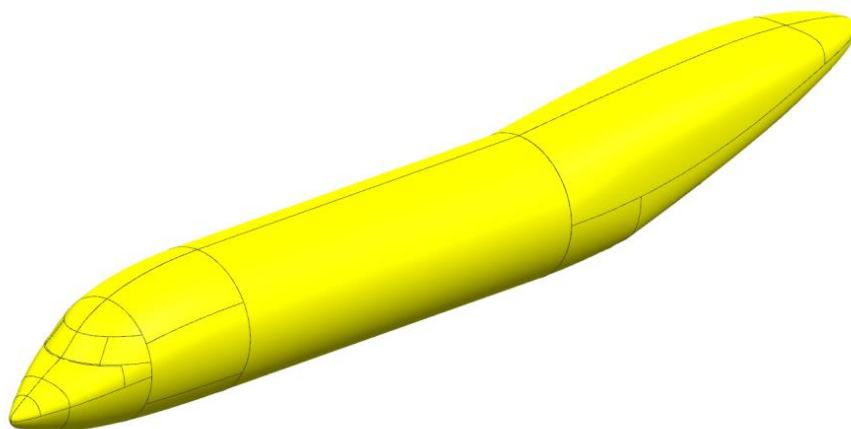


Рис. 4. Модель майстер-геометрії фюзеляжу літака транспортної категорії

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

На рис. 4 показано параметричну модель майстер-геометрії фюзеляжу цивільного літака, створену за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAM/CAE Siemens NX. Майстер-геометрію фюзеляжу ув'язують з майстер-геометрією інших агрегатів літака.

Список літератури

1. Advanced Aircraft Analysis [Electronic resource] : website. URL: <http://darcorp.com/Software/AAA/> (21.05.2023).
2. Ahuja V., Chakraborty I., Hartfield R. J. Aero-Propulsive Analysis for Contemporary Conceptual Design. *AIAA Aviation Forum* : proceedings, 17–21 June 2019, Dallas, Texas. DOI: 10.2514/6.2019-3019.
3. Baalbergen E., Lammen W., Noskov P. D., Moerland E. Integrated collaboration capabilities for competitive aircraft design. *MATEC Web of Conferences*. 2018. Vol. 233. 8 p. DOI: 10.1051/mateconf/201823300015.
4. cDonald R. A., German B. J., Takahashi T., Bil C., Anemaat W., Chaput A., Vos R., Harrison N. Future aircraft concepts and design methods. *The Aeronautical Journal*. 2022. Vol. 126, Spec. iss. 1295. P. 92–124. DOI: 10.1017/aer.2021.110.
5. Champasak P., Panagant N., Pholdee N., Vio G. A., Bureerat S., Yildiz B. S., Yildiz A. R. Aircraft conceptual design using metaheuristic-based reliability optimization. *Aerospace Science and Technology*. 2022. Vol. 129. P. 1–23. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107803.
6. De Marco A., Di Stasio M., Della Vecchia P., Trifari V., Nicolosi F. Automatic modeling of aircraft external geometries for preliminary design workflows. *Aerospace Science and Technology*. 2020. Vol. 98. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105667.
7. Elmshaikhi M., Abdallah A. Rear Fuselage Structural Optimization Using Genetic Algorithm. *Journal of Karary University for Engineering and Science*. 2021. Vol. 1, iss. 2 : The 1st Scientific Conference for Aerospace Researches & Applications Sudan (SCARA'2021). P. 1–4. DOI: 10.54388/jkues.v1i2.61.
8. Priem R., Bartoli N., Diouane Y., Dubreuil S., Lefebvre T. An adaptive feasibility approach for constrained Bayesian optimization with application in aircraft design [Electronic resource]. 6th International Conference on Engineering Optimization (EngOpt'2018) : proceedings, 17–19 Sept. 2018, Lisbon, Portugal. URL: https://oatao.univ-toulouse.fr/21347/1/Priem_21347.pdf (21.05.2023).
9. Андренко Г. И. Расчет летных характеристик самолета : метод. пособие к курсовому и диплом. проектированию. Харьков : ХАИ, 1969. 68 с.
10. Кива Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории. Часть 2. Д. С. Кива, А. Г. Гребеников, Харьков, ГП «Антонов», Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014.
11. Брусов В. С., Баранов С. К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. М.: Машиностроение, 1989. – 230 с.
12. Дитрих Я. Проектирование и конструирование. Системный подход / пер. с пол. Л. В. Левицкого, Ю. А. Чванова ; под ред. В. М. Бродянского. М. : Мир, 1981. 454 с.

References

1. Advanced Aircraft Analysis [Electronic resource] : website. URL: <http://darcorp.com/Software/AAA/> (21.05.2023).
2. Ahuja V., Chakraborty I., Hartfield R. J. Aero-Propulsive Analysis for Contemporary Conceptual Design. AIAA Aviation Forum : proceedings, 17–21 June 2019, Dallas, Texas. DOI: 10.2514/6.2019-3019.
3. Baalbergen E., Lammen W., Noskov P. D., Moerland E. Integrated collaboration capabilities for competitive aircraft design. MATEC Web of Conferences. 2018. Vol. 233. 8 p. DOI: 10.1051/mateconf/201823300015.
4. cDonald R. A., German B. J., Takahashi T., Bil C., Anemaat W., Chaput A., Vos R., Harrison N. Future aircraft concepts and design methods. The Aeronautical Journal. 2022. Vol. 126, Spec. iss. 1295. P. 92–124. DOI: 10.1017/aer.2021.110.
5. Champasak P., Panagant N., Pholdee N., Vio G. A., Bureerat S., Yildiz B. S., Yildiz A. R. Aircraft conceptual design using metaheuristic-based reliability optimization. *Aerospace Science and Technology*. 2022. Vol. 129. P. 1–23. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107803.
6. De Marco A., Di Stasio M., Della Vecchia P., Trifari V., Nicolosi F. Automatic modeling of aircraft external geometries for preliminary design workflows. *Aerospace Science and Technology*. 2020. Vol. 98. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105667.
7. Elmshaikhi M., Abdallah A. Rear Fuselage Structural Optimization Using Genetic Algorithm. Journal of Karary University for Engineering and Science. 2021. Vol. 1, iss. 2 : The 1st Scientific Conference for Aerospace Researches & Applications Sudan (SCARA'2021). P. 1–4. DOI: 10.54388/jkues.v1i2.61.
8. Priem R., Bartoli N., Diouane Y., Dubreuil S., Lefebvre T. An adaptive feasibility approach for constrained Bayesian optimization with application in aircraft design [Electronic resource]. 6th International Conference on Engineering Optimization (EngOpt'2018) : proceedings, 17–19 Sept. 2018, Lisbon, Portugal. URL: https://oatao.univ-toulouse.fr/21347/1/Priem_21347.pdf (21.05.2023).
9. Andrenko H. I. Calculation of flight characteristics of the aircraft: method. course allowance and diploma. design Kharkiv: Khai, 1969. 68 p.
10. Kiva D. S. Scientific foundations of integrated design of transport category aircraft. Part 2. D. S. Kiva, A. G. Grebenikov, Kharkiv, State Enterprise "Antonov", Nat. aerospace Khai University, 2014.
11. Brusov V. S., Baranov S. K. Optimal design of aircraft. A multi-purpose approach. M.: Mashinostroenie, 1989. – 230 p.
12. Dietrich Ya. Design and construction. System approach / trans. with gender L. IN. Levitskyi, Yu. AND. Chvanova; under the editorship IN. M. Brodyansky M. : Mir, 1981. 454 p.

Надійшла до редакції 15.05.2025, розглянута на редколегії 15.05.2025

Development of transport aircraft design methods

The existing methods of designing transport-category aircraft are presented. The methods of parametric analysis, synthesis and optimization of the aircraft, the conditions for generating alternative schemes of the designed aircraft are described. The requirements, initial data for design and criteria for the efficiency of transport-category aircraft are considered, the general structure of the design method is formed

in the form of a flowchart. The main criteria for designing transport aircraft are presented to ensure their efficiency at the relevant world level. The requirements and initial data for designing the fuselage are highlighted depending on the purpose of the aircraft, for which the preliminary determination of its main parameters of the structural and power scheme and layout is considered. As one of the modern methods, the development of methods of three-dimensional parametric modeling of both the tail parts of the fuselage and transport aircraft as a whole is considered, which is characterized by the creation of a master geometry, a space distribution model, analytical standards of airframe design elements and a model for fully determining the geometric parameters of the aircraft using CAD/CAM/CAE/PLM system technologies. All these methods have been implemented in the practice of designing transport-category aircraft of domestic aircraft manufacturing companies, such as ANTONOV JSC, as well as in the educational processes of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute" in the training of aviation industry specialists.

Keywords: transport aircraft, reliability, cargo aircraft fuselage, design and construction methods.

Відомості про авторів:

Гребеніков Олександр Григорович – доктор технічних наук, проф. кафедри проектування літаків та вертольотів, Нац. аерокосмічний ун-т «ХАІ», Харків, Україна. Ел. пошта agrebenikov@ukr.net ORCID: 0000-0002-1509-0665.

Конишев Дмитро Сергійович – Заступник директора з питань проектно-конструкторської роботи, ТОВ «Спектронікс», Харків, Україна. Електронна пошта d.s.konyshhev@gmail.com ORCID 0000-0002-4537-532X.

About the authors

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

Dmytro Konyshhev – Deputy Director for Design and Development, Spectronics LLC, Kharkiv, Ukraine. E-mail: d.s.konyshhev@gmail.com ORCID 0000-0002-4537-532X.