

doi: 10.32620/oikit.2021.91.01

УДК 629.7.01

О. З. Двейрін, О.Г. Гребеніков,
А.М. Гуменний, А.С. Чумак

Метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»

Проведено аналіз вимог нормативно-технічної документації, особливостей конструкції і методів проектування фюзеляжу літаків транспортної категорії та виявлено необхідність актуалізації методів проектування та розрахунку характеристик фюзеляжу з використанням параметричних моделей і систем інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM. Розроблено і теоретично обґрунтовано метод інтегрованого проектування фюзеляжу літаків транспортної категорії. У рамках запропонованого методу створено параметричні моделі майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання і масово-інерційних характеристик фюзеляжу з урахуванням особливостей конструкції літаків транспортної категорії.

Запропонований метод використано для дослідження впливу геометричних параметрів носової частини фюзеляжу (НЧФ) на аеродинамічні та масові характеристики фюзеляжу літаків транспортної категорії, відзначено оперативність роботи з параметричними моделями.

Обґрунтовано вибір параметрів носової частини фюзеляжу у попередньому і ескізному проектуванні перспективного літака для місцевих повітряних ліній, що дозволило впровадити і апробувати придатність запропонованого методу для використання у створенні нової конкурентоспроможної авіаційної техніки.

Використання методу інтегрованого проектування фюзеляжу для літака місцевих повітряних ліній дозволило визначити раціональну конфігурацію носової частини фюзеляжу і підвищити паливну ефективність літака на 6,4%, знизити аеродинамічний опір фюзеляжу на 10%, збільшити кут огляду із кабіни пілотів на 10% порівняно з конфігурацією попереднього проектування та забезпечити виконання вимог діючої нормативно-технічної документації, а також визначити масово-інерційні характеристики фюзеляжу і його частин і сформулювати перелік обладнання кабіни пілотів, що забезпечить вимоги щодо безпеки польоту з урахуванням особливостей умов експлуатації та можливостей модифікації літака.

Розроблено конфігурацію носової частини фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній, що дозволяє забезпечити сучасні вимоги щодо обладнання та компонування кабіни пілотів, низький хвильовий опір фюзеляжу та високу аеродинамічну якість і паливну ефективність на крейсерському режимі польоту зі швидкістю до 850 км/год ($M = 0,8$). У результаті апробації з використанням інших методів і параметрів існуючих літаків підтверджено точність результатів, отриманих з використанням запропонованого методу на рівні 5%.

Ключові слова: літак транспортної категорії; попереднє проектування; аеродинаміка; розрахунок маси; параметрична модель фюзеляжу; кабіна пілотів, огляд, скінченноелементна модель.

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 силової установки і палива. Фюзеляж з'єднує в єдине ціле найважливіші агрегати літака: крило, оперення, шасі, силову установку [5, 6, 11]. Така функціональна складність зумовлює певні труднощі як вибору параметрів, розмірів і форми

фюзеляжу в процесі проектування, так і визначення зовнішніх навантажень, що діють на нього.

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

Метою статті є розроблення методу інтегрованого проектування та комп'ютерного моделювання фюзеляжу цивільного літака за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем CAD / CAM / CAE / PLM.

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 злітно-посадкової смуги), 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 (рис. 1), 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.

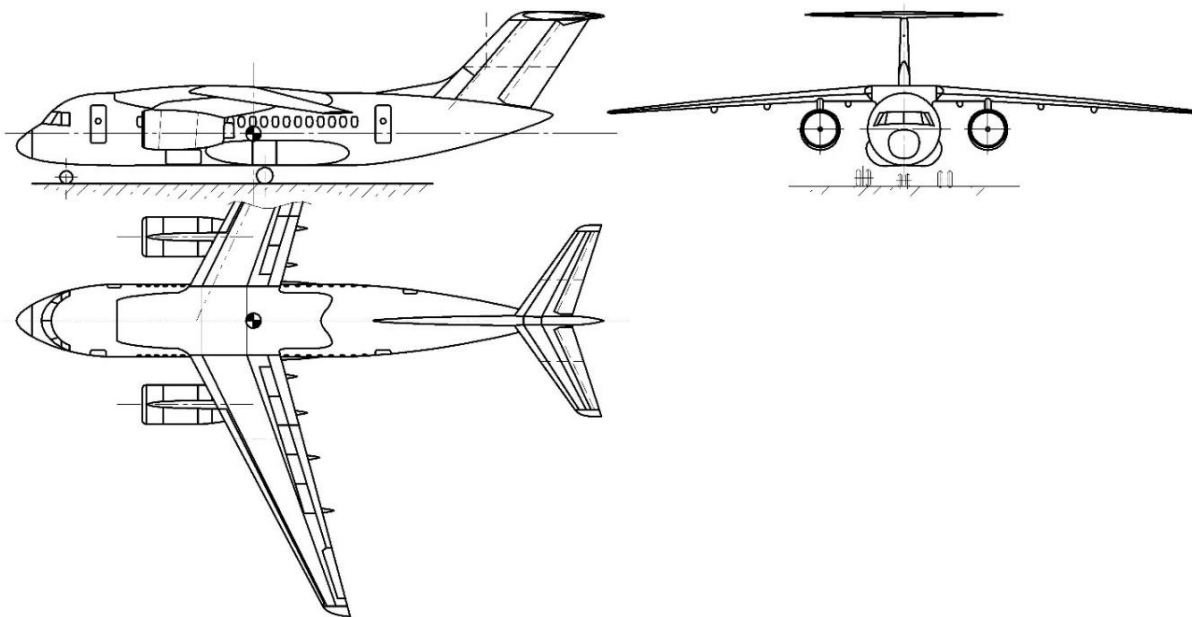


Рисунок 1 – Схема регіонального літака транспортної категорії

Зовнішня форма фюзеляжу визначається обрисами бічного вигляду, вигляду в плані носової і хвостової частин, а також формою поперечного перерізу. При виборі форми фюзеляжу виходять перш за все з вимог аеродинаміки, експлуатації та забезпечення міцності конструкції при тривалій експлуатації. Визначення основних параметрів і характеристик фюзеляжу слід проводити спільно з параметричними розрахунками інших частин літака. Весь

цей розрахунок зручно представити у вигляді ітераційного процесу визначення злітної маси літака. Схема методу визначення параметрів фюзеляжу показана на рис. 2.



Рисунок 2 – Схема методу інтегрованого проектування фюзеляжу літака транспортної категорії з урахуванням особливостей його носової частини

Для віддалення хвильової кризи зі збільшенням швидкості польоту носова частина літака набуває загострених обрисів і значного подовження [6, 7]. При цьому враховують форму ліхтаря кабіни екіпажу, що характеризується кутом φ нахилу лобового скла. З ростом числа M польоту збільшують і кут φ .

Зменшенню опору літака сприяє застосування правила площ при проектуванні літаків з великими дозвуковими швидкостями і надзвукових літаків.

Форму поперечного перерізу фюзеляжу вибирають не тільки з точки зору аеродинаміки, але і з умов компонування, розміщення двигунів, екіпажу, пасажирів, обладнання, забезпечення міцності. Оптимальною формою поперечного перерізу вважають круглу. Така форма поперечного перерізу дозволяє отримати мінімальну масу конструкції, оскільки вона забезпечує обшивку найменшої товщини. Як різновид круглого перерізу розглядають перерізи, утворені поєднанням двох або кількох кіл частіше по вертикалі, але іноді і по горизонталі.

Діаметр фюзеляжу d_ϕ вибирають з умов отримання мінімальної площі міделева перерізу S_ϕ і виконання найважливіших конструкторських вимог.

Для пасажирських і вантажних літаків мідель фюзеляжу формують залежно від габаритних розмірів пасажирського салону або вантажної кабіни.

Розміри міделя фюзеляжу пасажирського літака визначають залежно від варіанта компонування (класу пасажирського салону), висоти пасажирського салону і висоти багажних відсіків, розташованих під ним.

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 виходячи з вимог компонування пасажирського салону і багажних приміщень, розташованих над підлогою останнього.

Для повного використання ширини фюзеляжу круглого перерізу потрібно розміщувати пасажирів так, щоб середина спинок крісел розташовувалася по горизонтальній осі фюзеляжу. В цьому випадку висота салону стає нерационально великою, а висота багажних приміщень – неприпустимо малою. Якщо спробувати підняти підлогу пасажирського салону для отримання необхідної висоти багажних приміщень, то зменшиться використовувана ширина пасажирського салону, а різке звуження бічних стін над крайніми кріслами створить враження пригніченості, затрудняється підхід до них. Усунути названі недоліки дозволяють такі конструктивні рішення:

– розміщення вантажних і багажних приміщень не під підлогою, а в носовій і хвостовій частинах фюзеляжу, що призведе до збільшення його довжини;

– вибір форми поперечного перерізу не круглої, а овальної або утвореної з двох і більше пересічних кіл.

Зазначені конструктивні рішення дозволяють забезпечити виконання конструкторських вимог і вимог до комфорту пасажирів і екіпажу, але вступають у протиріччя з характеристиками міцності, технологічними і виробничо-економічними вимогами. Так, при реалізації овальної форми поперечного перерізу для виконання міцності вимог необхідно посилити конструкцію фюзеляжу на ділянці гермокабіни, а це призведе до збільшення маси конструкції планера літака. Посилення конструкції пов'язано з деформаціями фюзеляжу при дії надлишкового тиску гермокабіни. За овальної форми

поперечного перерізу ускладнюється процес виробництва фюзеляжу і зростає його вартість [5, 6].

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

За міжнародними нормами [3, 4] потрібно забезпечити, 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 число необхідних вирізів під стандартні люки і двері. Люк I типу розміром 610x1220 мм розташовують на рівні підлоги кабіни поза зоною крила. Люк II типу розміром 510x1120 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 510x915 мм розташовують у зоні крила на висоті не вище 510 мм від підлоги і не вище 690 мм від крила. Люк IV типу розміром 480x660 мм – у 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. При числі пасажирів 10 – 40 чоловік обов'язковим є хоча б один люк I типу, при 100 – 200 чоловік – два таких люки, при 200 – 280 чоловік – три, при 280 – 300 чоловік – чотири люки I типу.

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

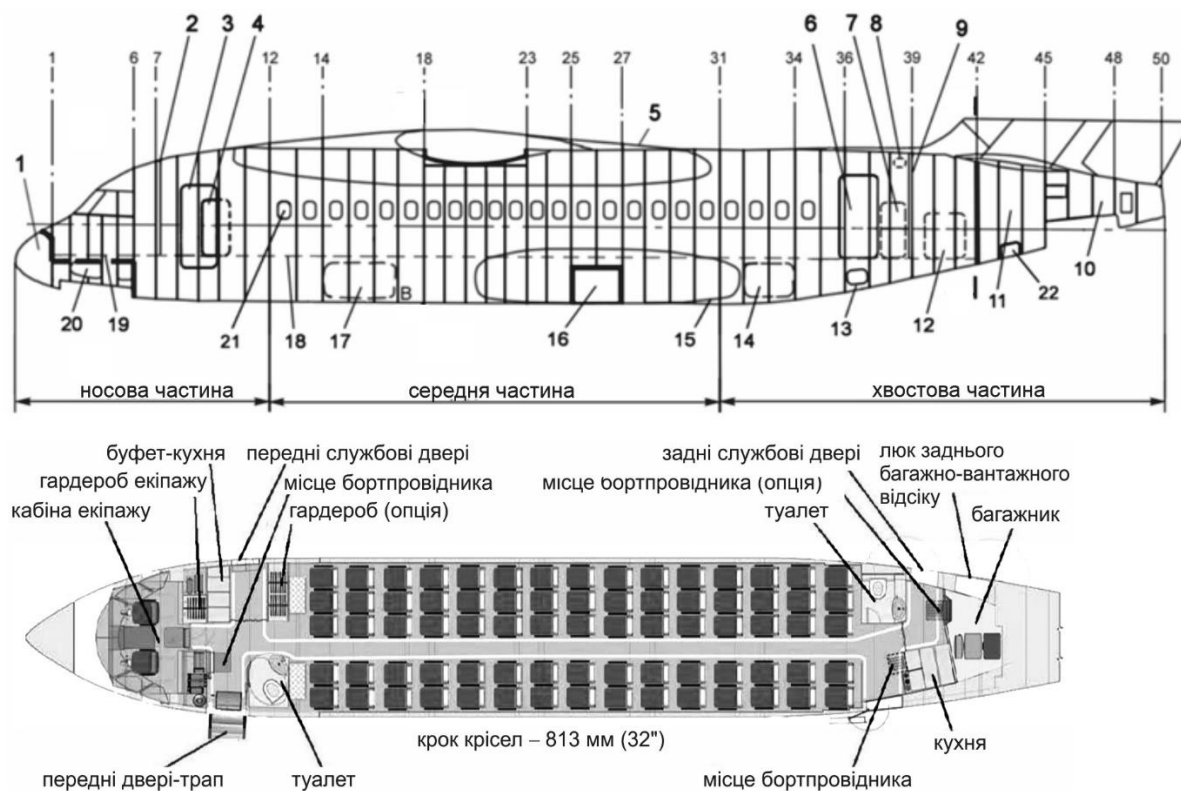
При верхньому розташуванні крила мають бути передбачені люки III типу нагорі фюзеляжу з розрахунку – один люк на 35 пасажирів. Поблизу люків I і II типів (поза зоною крила) мають бути встановлені гумові трапи, що надуваються автоматично.

Вхідні двері, як правило, розміщують по лівому борту фюзеляжу. На літаках великої пасажировмісності (більше 250 осіб) двері можуть розташовуватися по обох бортах (пороги не допускаються). Вікна влаштовують між шпангоутами з кроком не менше 500 мм, ширина вікон – 200 – 230 мм, висота – 320 – 350 мм. Крок вікон зазвичай узгоджують із кроком крісел, який визначається класом комфортності салонів.

Як зазначено вище, основні параметри і характеристики фюзеляжу визначають спільно з параметричними розрахунками інших частин літака виходячи з вимог, заданих у технічному завданні, рішення задач вибору геометричних характеристик на етапі ескізного проектування літака при забезпеченні мінімуму маси, а також параметричного аналізу з урахуванням всіх вимог, що ставлять до конструкції [8]. У результаті такої роботи створюють математичну модель фюзеляжу та інших агрегатів літака, а також математичну модель вигляду всього літака.

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 загальний вигляд і компонування фюзеляжу регіонального пасажирського літака.

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



- 1 – носовий обтічник, 2 – перегородка кабіни екіпажу, 3 – передні входні двері, 4 – передні службові двері, 5 – заліз крила, 6 – задні входні двері, 7 – задні службові двері, 8 – вікно огляду стабілізатора, 9 – перегородка заднього багажно-грузового відсіку, 10 – відсік ВСУ, 11 – відсік кріплення оперення, 12 – багажні двері, 13 – панель водопостачання, 14 – задній багажний люк, 15 – обтічник шасі, 16 – ніша основних опор шасі, 17 – передній багажний люк, 18 – підлога транспортної кабіни, 19 – підлога кабіни екіпажу, 20 – ніша передньої опори, 21 – бортове вікно, 22 – люк відсіку оперення

Рисунок 3 – Загальний вигляд і компонування фюзеляжу регіонального пасажирського літака

У процесі проектування виділяють такі конструктивно-силові елементи фюзеляжу:

1. Поздовжній набір (стрингери, лонжерони, поздовжні балки).
2. Поперечний набір (шпангоути).
3. Окантування вирізів в обшивці.
4. З'єднання силових агрегатів.
5. Місцеві посилення.
6. Елементи конструкції.
7. Елементи кріплення.
8. Стики елементів конструкції [7].

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 та посилені. Нормальні шпангоути служать для утворення форми поперечних перерізів і є опорами стрингерів і

обшивки. Посилені шпангоути забезпечують передачу зосереджених сил на конструкцію фюзеляжу. Нормальні шпангоути – це кільцева (або іншої конфігурації) штампована рама 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 у польоті і при посадці [8].

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

Посилені шпангоути виконують у вигляді потужних кільцевих рам, утворених внутрішнім і зовнішнім ободами і стінкою. Посилені шпангоути в перерізі виконують у вигляді Z-подібного, швелерного або таврового типу.

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

Плоске днище нераціонально з точки зору маси конструкції, але іноді через дефіцит обсягу його доводиться ставити. Найчастіше таке днище виконують із тонкого листа (2...3 мм), підкріпленого силовим набором у вигляді вертикальних і горизонтальних стояків.

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

Найбільш раціональна форма днища – сферична.

Можуть застосовуватися і днища інших форм. Вибір форми днища часто диктується компоувальними міркуваннями, тому в конструкціях фюзеляжів можна зустріти всі перераховані види. На транспортних літаках частіше використовують комбінацію сферичних днищ з різною кривизною. Наприклад, смужка сфери меншої кривизни примикає до циліндричної частини, а до неї – купол сфери більшої кривизни. Причому, як правило, застосовують як кільцеве, так і радіальне підкріплення.

Стрингери фюзеляжу найчастіше мають тавровий, Z-подібний або уголковий переріз. Вони прості у виготовленні, але більш схильні до деякого закручування при дії осьових навантажень, що може створювати в обшивці додаткові (невеликі) згибальні деформації між шпангоутами. Тому застосовують і більш складні симетричні форми поперечних перерізів, прагнучи того, щоб головна вісь інерції перерізу профілю стрингера проходила через вісь заклепочних швів з обшивкою.

Методи розрахунку масово-інерційних та аеродинамічних характеристик фюзеляжу

На стадії попереднього проектування 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 НЧФ.

Для визначення маси фюзеляжу в ході попереднього проектування застосовують залежності, отримані статистичним методом відомі як формули першого наближення [6, 7, 11]. У формулах О. А. Бадягіна та В. М. Шейніна

враховані діаметр, довжина фюзеляжу, розташування вузлів навішування шасі і двигунів, однак вплив параметрів НЧФ на масу фюзеляжу не враховано. Формула Козловського враховує площа поверхні фюзеляжу і таким чином дозволяє опосередковано врахувати геометричні параметри носової частини.

На стадії ескізного проектування злітну масу літака визначають у другому і третьому наближеннях [5, 6, 8], для яких характерне застосування залежностей, які враховують особливості тактико-технічних вимог (ТТТ), технології виготовлення і роботи конструкції літака в очікуваних умовах експлуатації.

Застосовувані методи розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні пов'язані з проектувальними 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 урахування подальшою перевіркою товщини обшивки циліндричної частини фюзеляжу і введенням додаткової складової в загальну формулу маси фюзеляжу. Геометричні параметри НЧФ враховують у процесі визначення коефіцієнтів форми шляхом графічного інтегрування функції розподілу маси по довжині фюзеляжу.

На кінцевих стадіях ескізного проектування літака можливе застосування також більш складних моделей і методів, що дозволяють провести детальний аналіз і оптимізацію мас і геометричних параметрів елементів конструкцій. Однак у відкритій літературі є вкрай мала кількість публікацій щодо таких методів.

У ході ітераційного процесу проектування створюють теоретичне креслення з розташуванням елементів конструкції, їх геометричною ув'язкою відносно один одного.

Наступним етапом проектування є розрахунок навантажень, що діють на фюзеляж для різних розрахункових випадків. Проводиться побудова епюр навантажень, що діють на фюзеляж, визначають екстремуми навантажень, розглядають можливі варіанти розвантаження фюзеляжу. На рис. 4 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 герметичних кабін мають ставитися підвищені вимоги порівняно з іншими агрегатами літака; необхідно забезпечувати хорошу герметизацію кабін, достатню жорсткість і міцність конструкції, необхідний ресурс [1, 7]. Складність навантажень, наявність великих вирізів створюють значні труднощі при розрахунках на міцність таких конструкцій. Визначають допустимі розрахункові напруження з урахуванням забезпечення заданого ресурсу. Рівень експлуатаційних навантажень має забезпечувати заданий ресурс конструкції фюзеляжу. Розробляють розрахункові моделі фюзеляжу на основі створеної КСС. Створені розрахункові моделі являють собою конструкцію як систему взаємозв'язаних елементів, що враховує взаємодію їх під дією заданих навантажень.

Як розрахункові моделі конструктивно-силових схем елементів і агрегатів конструкції фюзеляжу при проектувальних розрахунках застосовують балкові моделі, аналітичні моделі будівельної механіки, теорії пружності, теорії пластичності, скінченноелементні моделі (СкЕМ) [7, 8].

Маса конструкції фюзеляжу орієнтовно розподіляється між його конструктивними і силовими елементами таким чином: на шпангоути доводиться до 21...28%, на поздовжній набір – до 30...33%, на обшивку – до 37...40% [6, 7].

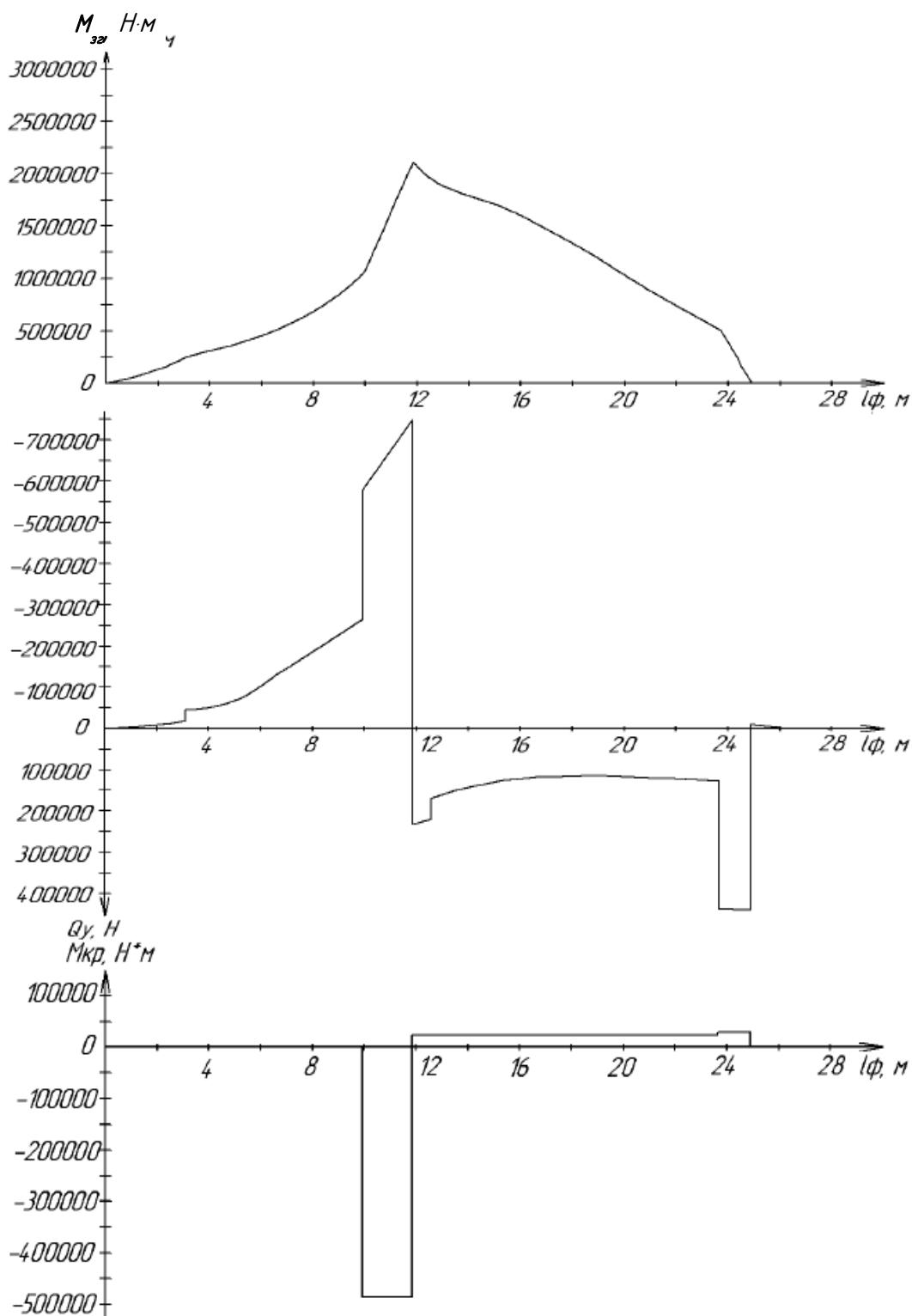


Рисунок 4 – Вигляд епюр внутрішніх силових чинників, що діють у фюзеляжі літака транспортної категорії

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

При розрахунку профільного опору враховують подовження НЧФ шляхом розрахунку точки переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Хвильовий опір залежить від подовження і звуження НЧФ, а також від форми твірних (пряма, параболічна чи сферична). При розрахунку додаткового опору за допомогою емпіричних залежностей враховують додатковий опір ліхтаря, приймачів повітряного тиску і щілин кришок люків [10]. Величину індуктивного опору визначають після розрахунку коефіцієнта піднімальної сили фюзеляжу, на який впливає кут відхилення осі НЧФ від будівельної горизонталі фюзеляжу. Крім того, кут відхилення осі НЧФ 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 проектування 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 менше, ніж при натурному експерименті. Це дозволяє застосовувати дані методи на етапі ескізного проектування літака.

Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу

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, компонування і теоретичних креслень агрегатів є можливим разом із тривимірними моделями для забезпечення наочного і однозначного подання інформації.

Комп'ютерний проект літака містить такі моделі [1, 2, 9]:

- модель № 1 – майстер-геометрія літака (або модель поверхні літака, що визначає всі точки, що лежать на поверхні літака);
- модель № 2 – модель розподілу простору літака;
- модель № 3 – моделі стиків і з'єднань по конструктивно-технологічних роз'ємах;
- 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 характерно застосування переважно моделей майстер-геометрії і розподілу простору, при цьому модель НЧФ розглядають у складі відповідних моделей фюзеляжу.

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

Традиційно застосовувані методи нарисної геометрії [6, 12] припускають побудову зовнішніх обводів і ув'язку форми в два етапи. На першому етапі проводять ув'язку форми за допомогою графічних методів (наприклад, спосіб батокси і горизонталей), на другому етапі виконують опис отриманої форми аналітичними методами та її фіксацію у вигляді теоретичних ліній і таблиць на теоретичному кресленні агрегата.

Теоретичне креслення є джерелом інформації для побудови математичної моделі агрегата у комп'ютерному середовищі моделювання. Він містить таку інформацію:

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

Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE складаються із взаємозв'язаних етапів, застосовуваних раніше. Використання комп'ютерних систем дозволило більш істотно розширити варіантність проектування, ступінь наближення до найкращого результату за більш короткий час [1, 9]. 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.

За допомогою аналітичних методів визначають геометричні параметри літака і його агрегатів, створюють теоретичні креслення літака і його агрегатів. Вони є основою для створення параметричної моделі майстер-геометрії літака.

Поверхні створюються методами аналітичної геометрії, наявними в системах CAD / CAM / CAE.

Маючи теоретичне креслення агрегату, створюють його майстер-геометрію.

Поверхні створюють за допомогою методик, оснований на методах аналітичної геометрії, шляхом вирішення рівнянь, що описують поверхні літака. Результатом такого рішення є майстер-геометрія [1, 6].

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

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

На рис. 7 показано параметричну модель майстер-геометрії фюзеляжу цивільного літака, створену за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи

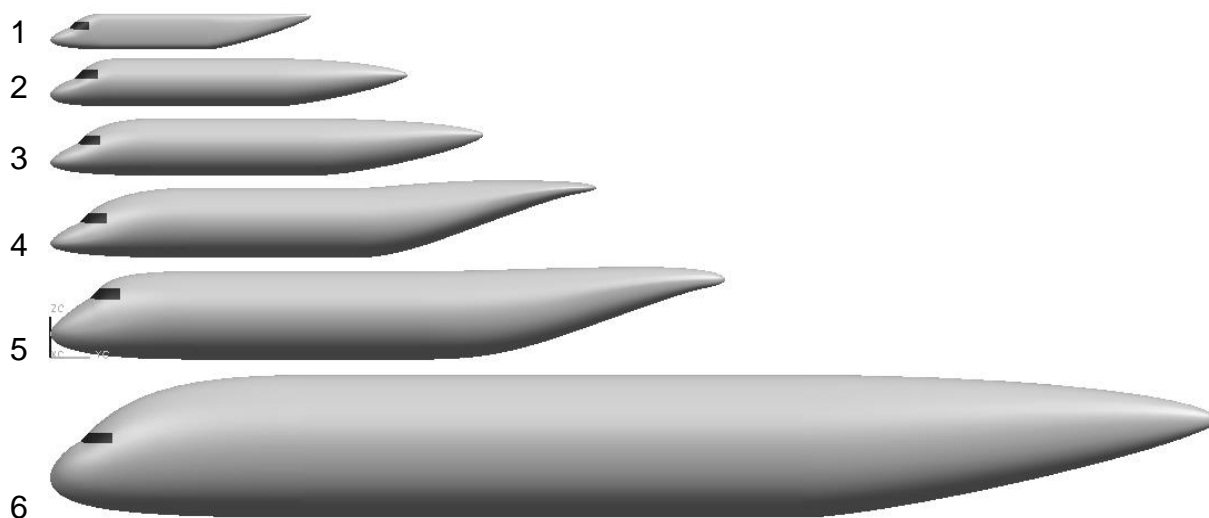
CAD/CAM/CAE Siemens NX. Майстер-геометрію фюзеляжу ув'язують з майстер-геометрією інших агрегатів літака.

Параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу

Моделювання поверхні фюзеляжу відбувається в процесі створення моделі майстер-геометрії літака [1, 6] на етапі попереднього проектування. Розглянемо параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей НЧФ. Моделювання доцільно здійснювати параметричними методами на підставі матриці параметрів фюзеляжу (табл. 1), це дозволяє в подальшому автоматизувати внесення змін до моделей та систематизувати дослідження впливу окремих параметрів на масу фюзеляжу.

У табл. 1 наведені дані для шести варіантів фюзеляжів транспортних літаків різного призначення (рис. 5). Позначення параметрів у таблицях і на кресленнях виконані відповідно до синтаксису редактора виразів системи Siemens NX.

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використані узагальнене теоретичне креслення (рис. 6) і матриця геометричних параметрів фюзеляжу. Умовно модель поділяють на моделі носової, центральної і хвостової частин фюзеляжу.



- 1 – легкий багатоцільовий, 2 – регіональний вантажно–пасажирський,
3 – близькомагістральний пасажирський, 4 – близькомагістральний військово-транспортний, 5 – середньوماгістральний військово-транспортний,
6 – далекомагістральний пасажирський

Рисунок 5 – Розглянуті варіанти конфігурації фюзеляжу літаків

Для побудови параметричної моделі дані матриці геометричних параметрів фюзеляжу необхідно доповнити похідними, довідковими та додатковими параметрами. Ці параметри вибирають переважно з міркувань забезпечення гладкості і плавності поверхні фюзеляжу, їх значення пов'язані з величинами наведеними в матриці параметрів, а їх вплив на ЛТХ не надто значний.

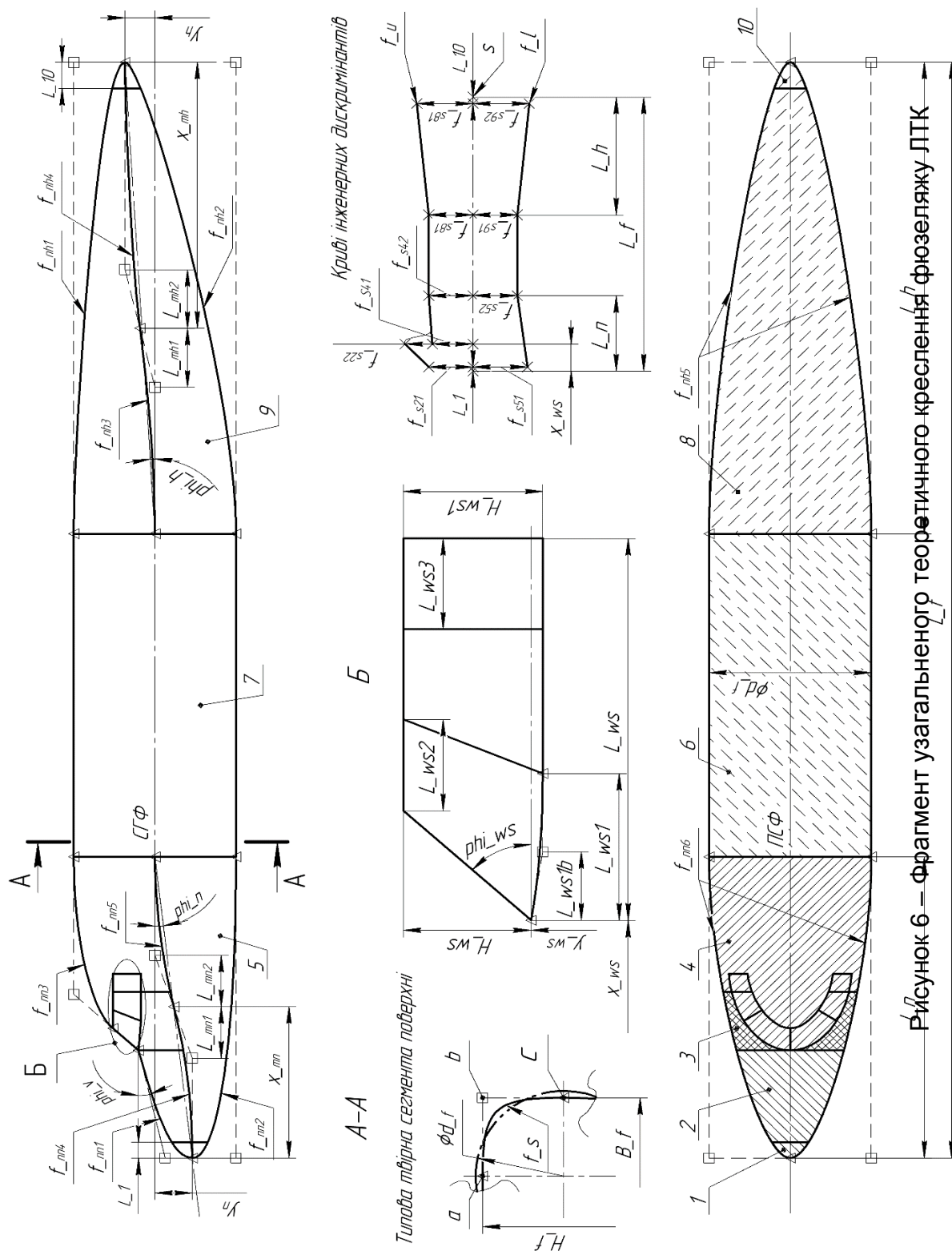
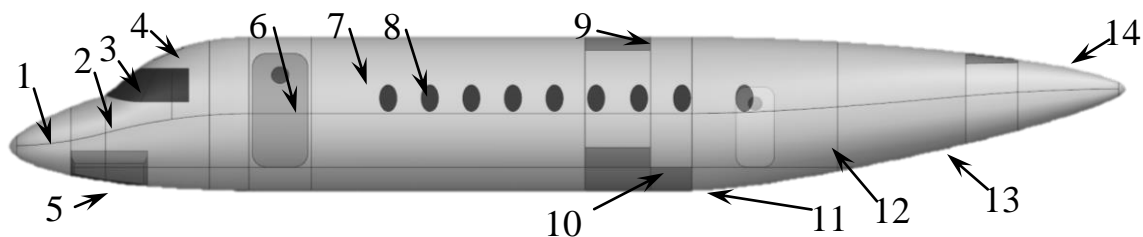


Рисунок 6 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення фюзеляжу ЛТК

Модель майстер-геометрії фюзеляжу (рис. 7) було додатково розділено на частини за конструктивно-функціональним принципом з метою подальшого асоціативного прикладання навантажень і розрахунку мас частин фюзеляжу.

Таблиця 1 – Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення					
	1	2	3	4	5	6
Варіант						
Абсолютні						
Еквівалентний діаметр фюзеляжу d_f , мм	2190	2820	3350	4120	5200	7723
Кут установки скління ϕ_{ws} , град	40	45	45	45	45	45
Кут візування ϕ_v , град	16	17	20	23	30	25
Висота скління H_{ws} , мм	350	480	450	500	550	500
Довжина скління L_{ws} , мм	1200	1400	1350	1600	1800	1950
Відносні						
Відносне відхилення НЧФ y_n	0,22	0,25	0,27	0,3	0,2	0,24
Відносне відхилення ХЧФ y_h	0,4	0,15	0,21	0,5	0,4	0,2
Подовження фюзеляжу lam_f	7	7,65	7,8	8	7,83	9,3
Подовження НЧФ lam_n	1,4	1,4	1,8	2	1,65	2
Подовження ХЧФ lam_h	2,8	2,8	3	3,5	3,5	3,3
Співвідношення ширини і висоти перерізу k_{hb}	1,12	1	1	1	1	1,17
Коефіцієнт заповнення перерізу η_m	0,93	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	0,78



- 1 – носовий обтічник; 2 – носова частина фюзеляжу; 3 – скління кабіни пілотів;
 4 – аварійний люк; 5 – ніша носового стояка шасі; 6 – вхідні двері;
 7 – центральна частина фюзеляжу; 8 – ілюмінатори пасажирської кабіни;
 9 – стик із центропланом; 10 – ніша основних стояків шасі;
 11 – кріплення основних стояків шасі; 12 – аварійний вихід (службові двері);
 13 – хвостова частина фюзеляжу; 14 – кріплення оперення

Рисунок 7 – Модель майстер-геометрії фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній

Параметрична модель розподілу простору НЧФ

Реалізація пропонованого методу проектування дозволяє окрім тривимірної комп'ютерної моделі майстер-геометрії розробити модель розподілу простору НЧФ. Для створення моделі розподілу простору літака необхідно вирішити такі задачі: розробити конструктивно-технологічне членування; панелювання; визначити кількість і розташування елементів конструктивно-силового набору фюзеляжу; вирішити питання переліку та розміщення обладнання, устаткування та інші; компонування систем; компонування кабіни екіпажу та пасажирського салону для різної кількості

пасажирів і комфортабельності салону. Крім того, виконуються компонування і розрахунки діапазону положення центра мас літака у цілому. На рис. 8 показано фрагмент моделі розподілу простору НЧФ літака транспортної категорії.

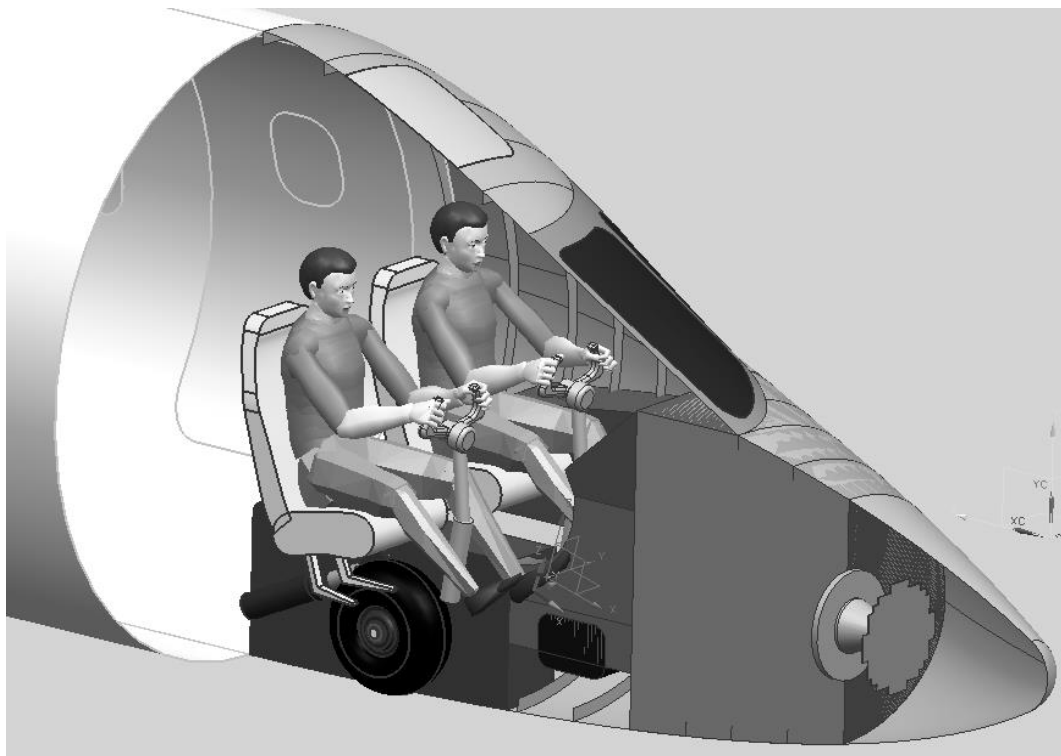


Рисунок 8 – Фрагмент моделі розподілу простору НЧФ літака транспортної категорії

Аналіз компонування і огляду з кабіни пілотів

Одним із завдань, що вирішують з використанням моделі розподілу простору НЧФ, є визначення кутів огляду з кабіни пілотів з метою оцінювання їх відповідності вимогам безпеки польотів згідно з діючими стандартами ОСТ1 02721-91, АС25.773-1 та вимогами з ергономічності робочих місць екіпажу.

На схемі (рис. 9) показано методику аналізу огляду з кабіни пілотів із використанням параметричної моделі розподілу простору НЧФ [116], що була реалізована за допомогою системи інтегрованого проектування Siemens NX.

Результати аналізу огляду з кабіни пілотів можуть бути подані в формі діаграми кутів огляду (рис. 10, а), яку зручно порівняти з вимогами діючих стандартів чи в формі просторової кривої на поверхні фюзеляжу (рис. 10, б, в), що визначає мінімально необхідні межі скління за умов заданої конфігурації НЧФ і положення пілотів.

Визначення положення пілота, що забезпечує заданий огляд при заданих параметрах скління, проводили ітераційно. Вимоги компонування розглянуті як конструктивні обмеження щодо розташування пілота.

Для всіх розглянутих конфігурацій скління істотну складність становило забезпечення огляду з урахуванням кута тангажа при польоті по глісаді, а також розміщення приладової дошки необхідної ширини.

У результаті проведеного аналізу було визначено положення пілота (точки візування), при якому забезпечують потрібні кути огляду (до 125° вліво, 30° вгору, 25° вниз), за розмірів скління та куту лобового скла, що забезпечать прийнятні масові і аеродинамічні характеристики фюзеляжу.

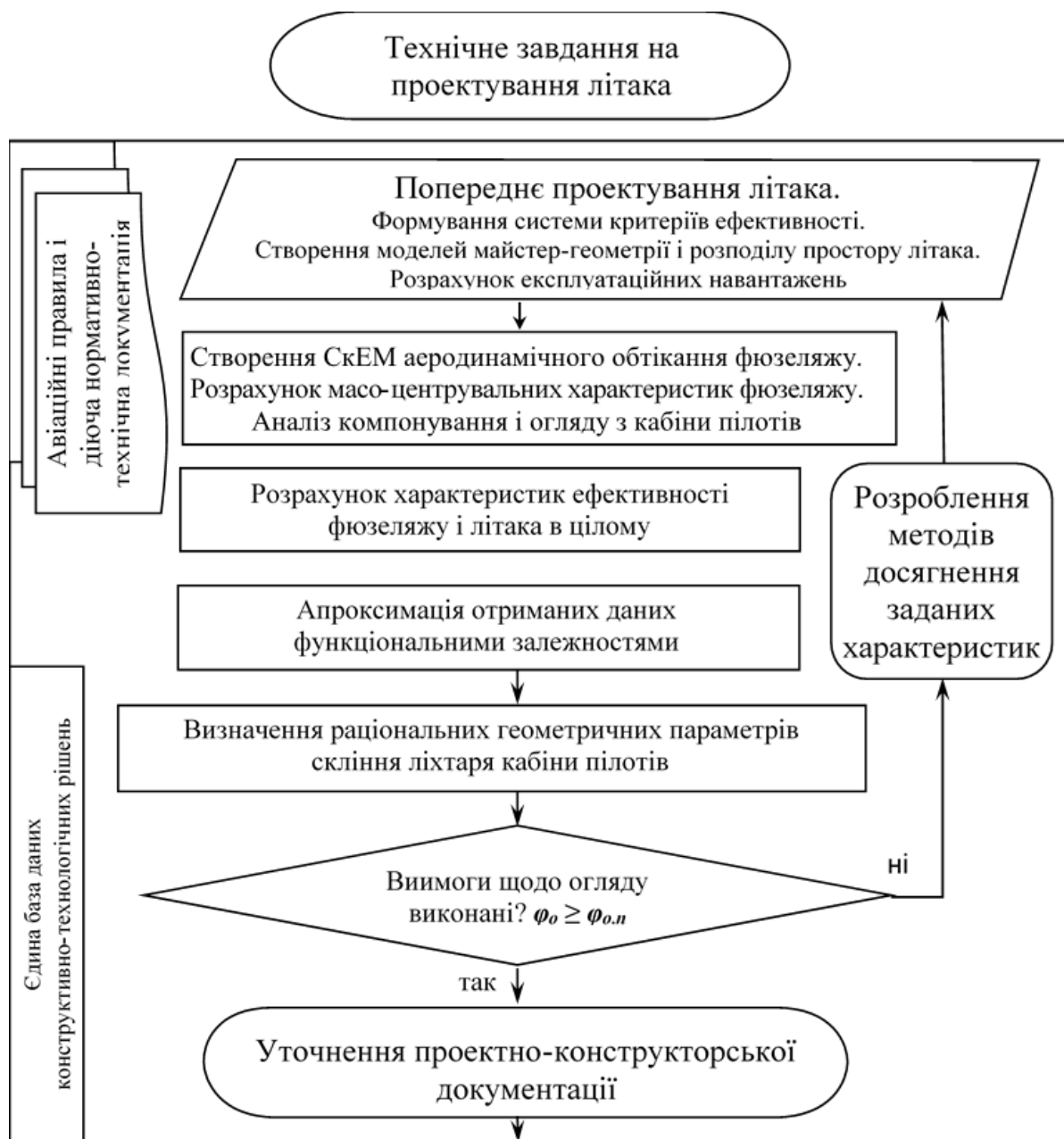
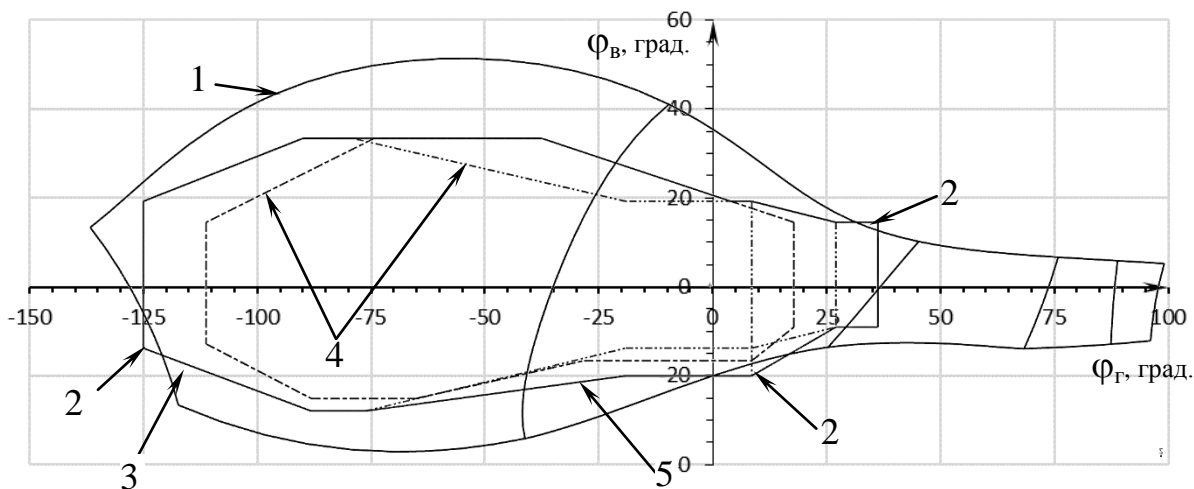
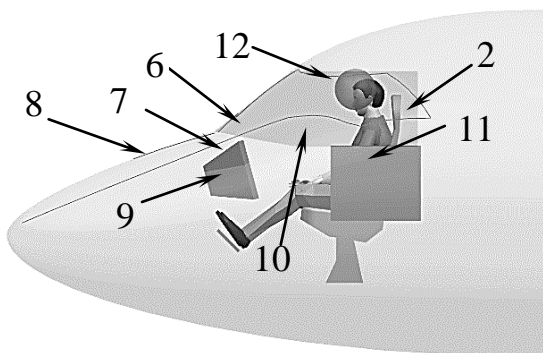


Рисунок 9 – Методика аналізу компонування робочих місць екіпажу й огляду з кабіни пілотів

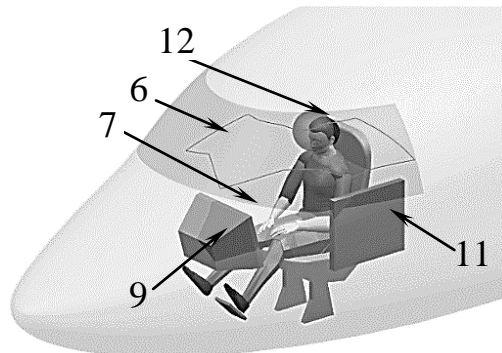
Дотримана відстань від манекена до теоритичної поверхні становить не менш 300 мм.



а



б



в

а – діаграма кутів огляду; б – необхідні межі скління за вихідних геометричних параметрів; в – необхідні межі скління за рекомендованих геометричних параметрів; 1 – фактична межа огляду з урахуванням стояків рами скління; 2 – зони недостатнього огляду; 3 – межа мінімального огляду згідно з ОСТ1 02721-91; 4 – межа мінімального огляду згідно з АС25.773-1; 5 – обвідна меж мінімального огляду з урахуванням кута тангажа при польоті по глісаді, 6 – проекція обвідної меж мінімального огляду на поверхню НЧФ; 7 – недостатній обсяг кабіни для розміщення приладової дошки; 8 – недостатній огляд внаслідок затінення обтічником метеорадара; 9 – зона розміщення приладової дошки, 10 – надлишкова площа скління; 11 – зона розміщення підлокітника; 12 – необхідний вільний простір у зоні розташування голови пілота

Рисунок 10 – Аналіз компонування робочих місць і огляду з кабіни пілотів

Моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу

Методи, що застосовують для розрахунку аеродинамічних характеристик літака на етапі попереднього проектування, дозволяють урахувати деякі параметри НЧФ, як подовження, форма твірних, форма перерізу і кут відхилення носової частини від будівельної горизонталі фюзеляжу.

Недоліком наявних методів є те, що форма НЧФ і перерізу фюзеляжу розглядається як якісний параметр, дозволяючи вибрати тільки один із

декількох можливих варіантів (конічна, параболічна, еліптична, кругла, прямокутна), а кут відхилення НЧФ враховують тільки при розрахунку коефіцієнта піднімальної 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 НЧФ можуть бути отримані за допомогою скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу.

Для визначення впливу параметрів НЧФ на характер аеродинамічного обтікання фюзеляжу розроблено метод створення відповідної скінченноелементної моделі (рис. 12).

Значення і характер розподілу аеродинамічних навантажень на фюзеляж визначені за допомогою модуля CFX системи інженерного аналізу ANSYS. На підставі моделі майстер-геометрії фюзеляжу створено уніфіковану СкЕМ 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 15x20x50 м), а також подрібнення елементів у зоні примежового шару (рис. 11). Параметри аеродинамічного середовища задані відповідно до ГОСТ 4401-81 «Міжнародна стандартна атмосфера». Для виведення і візуалізації результатів розрахунку застосовано компонент CFD-Post модуля CFX. На рис. 13 показано характер розподілу швидкості потоку в площині симетрії розрахункової області і характер розподілу тиску по поверхні фюзеляжу.

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

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

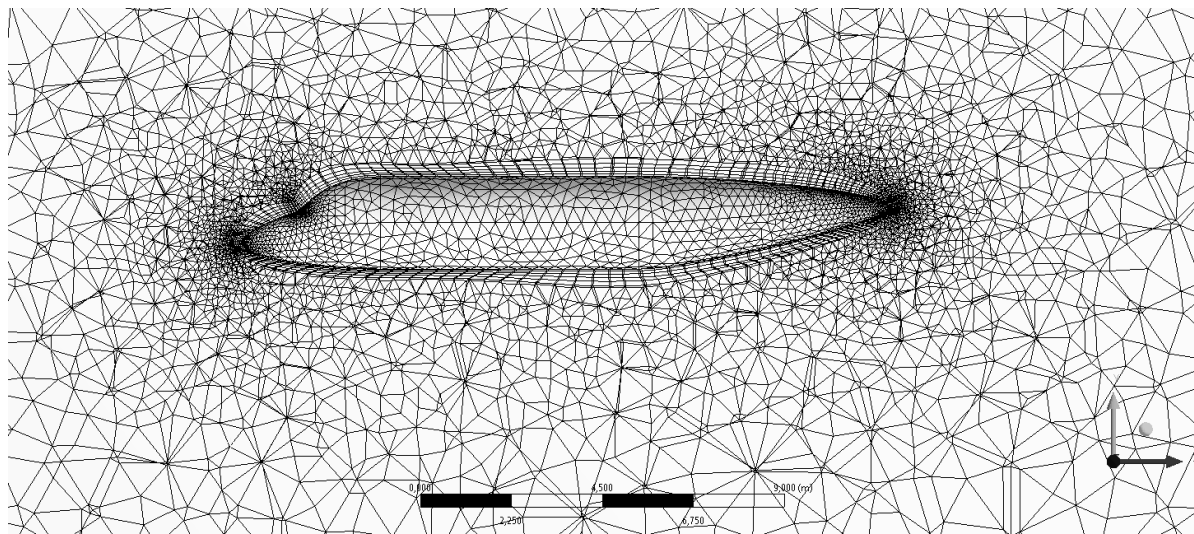


Рисунок 11 – Фрагмент СкЕМ аеродинамічного обтікання фюзеляжу



Рисунок 12 – Схема методу моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу

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 CSV.

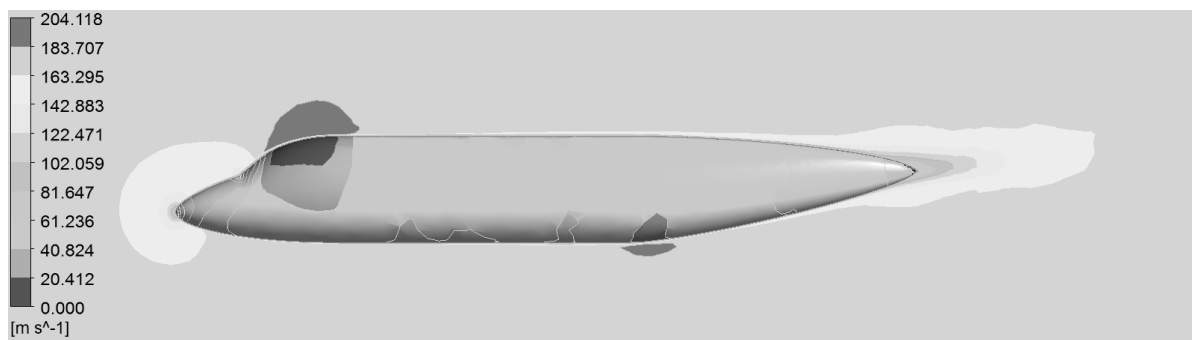


Рисунок 13 – Характер розподілу тиску по поверхні фюзеляжу і швидкості потоку в площині симетрії розрахункової області

Аналіз масово-інерційних характеристик конструкції 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 запропоновано метод, схему якого показано на рис. 14.

Для розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні застосовують методи інженерного аналізу і безпосередньо враховують експлуатаційні навантаження, що діють на фюзеляж. Для розрахунку цих навантажень необхідно розглянути профіль типового польоту проектного літака і визначити режими, для яких характерні максимальні значення навантажень, потім побудувати обвідну умов польоту і визначити параметри розрахункових режимів польоту відповідно до АП-25 (пп.25.321 – 25.373).

Розрахункові перевантаження, кути атаки і надлишковий тиск визначені відповідно до вимог CS-25, АП-25, рекомендацій літератури [4, 7, 8], аеродинамічних характеристик літака і параметрів міжнародної стандартної атмосфери (ГОСТ 4401-81). Розрахунковий тиск усередині кабіни не менше еквівалентного висоті 2400 м (0,6 атм).

Таким чином, отримані розрахункові режими польоту дозволяють оцінити максимальні статичні польотні і наземні навантаження на фюзеляж при симетричному і несиметричному навантаженні. Врахування динамічних навантажень доцільно виконувати в ході подальшого проектування, на підставі уточнених масо-центрувальних характеристик фюзеляжу і його частин. Вимоги АП-25 щодо птахостійкості враховані як додаткові обмеження за мінімальною товщиною відповідних частин конструкції фюзеляжу.

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

- формування вихідних даних і вимог на підставі ТЗ на проектування 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 повітряного навантаження по поверхні фюзеляжу для всіх розрахункових випадків;
- створення узагальненої СкЕМ фюзеляжу, визначення і застосування навантажень, розрахунок напружено-деформованого стану для всіх

розрахункових режимів, визначення максимальних експлуатаційних і розрахункових напружень, що розтягують і стискають, і еквівалентних напружень σ_1 , σ_3 , σ_e , за одиничної товщини обшивки;



Рисунок 14 – Схема методу аналізу масо-центрувальних характеристик фюзеляжу ЛТК

- поелементний розрахунок мінімальної необхідної умовної товщини обшивки регулярної конструкції за максимальними припустимими напруженнями, що розтягують (допустимими), що стискають (граничними), і

еквівалентними напруженнями. Урахування 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 їх узагальнених моделей за допомогою методів будівельної механіки і розрахунку на міцність [7], що пов'язано з необхідністю введення ряду припущень з метою спрощення розрахункової схеми агрегату. Фюзеляж літака транспортної категорії відрізняється від інших агрегатів низкою характерних особливостей, безпосередньо пов'язаних з його функціональним призначенням – розміщенням екіпажу і корисного навантаження, а також інтеграцією агрегатів літака. Фюзеляж сприймає, замикає і врівноважує значні силові потоки маючі велику будівельну висоту і малу площу поперечного перерізу силових елементів, що пов'язано з використанням внутрішнього простору для розміщення корисного навантаження. 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 [13] пов'язані з проектувальними 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 проектування для уточнення геометричних параметрів і форм фюзеляжу і його частин.

У пропонованому методі розрахунку застосовано скінченноелементну модель фюзеляжу, 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 проектування Siemens NX і інженерного аналізу ANSYS і апробований в ході попереднього проектування літака місцевих повітряних ліній і легкого літака цивільної авіації.

Модель для розрахунку характеристик загального НДС фюзеляжу створено згідно з наведеною розрахунковою схемою (рис.15).

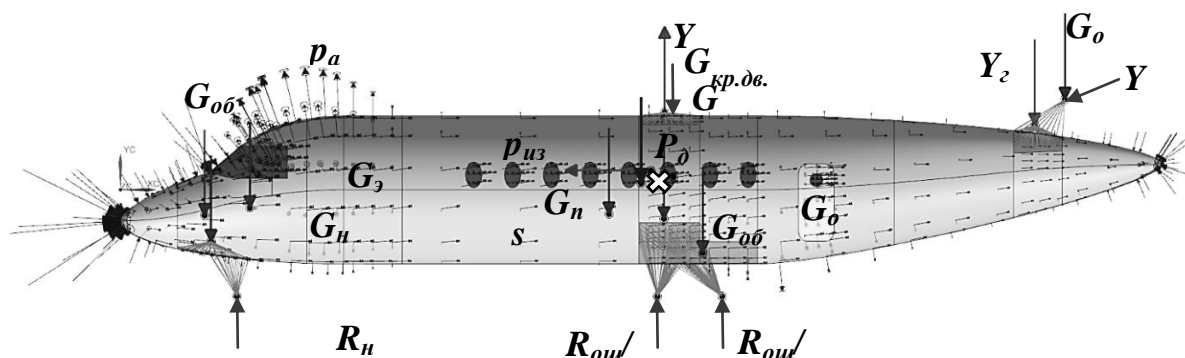


Рисунок 15 – Розрахункова схема фюзеляжу

При створенні СкЕМ фюзеляжу (рис. 16) були використані елементи трикутної форми типу оболонка (СТRIA3). НДС узагальненої моделі розраховано при одиничній товщині оболонки.

Для забезпечення розподілу навантажень відповідно до раніше розробленого конструювання 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 RBE3, що забезпечують передачу навантажень без зміни жорсткості моделі. Закріплення СкЕМ зроблено в точці, що відповідає центру мас літака, пов'язаного з контуром кріплення центроплана.

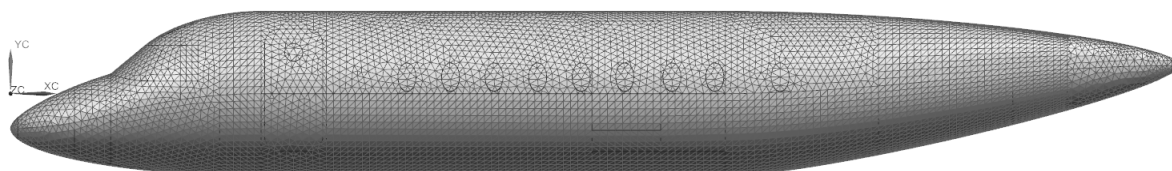


Рисунок 16 – СкЕМ фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній

Запропонований метод розрахунку масо-інерційних характеристик оснований на визначенні характеристики загального НДС моделі фюзеляжу при одиничній товщині обшивки ($\delta = 1$ мм), для розглянутих розрахункових режимів (отриманих значеннях експлуатаційних напружень, що розтягують σ_1 , стискають σ_3 , і еквівалентних напружень σ_e). На рис. 17 показано характер розподілу еквівалентних напружень Мізеса по поверхні фюзеляжу при одиничній товщині обшивки для кожного i -го елемента моделі.

Для визначення максимальних експлуатаційних напружень скористаємося інструментом «Обвідна» (Envelope) панелі результатів, 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 характерне виникнення найбільших напружень, що розтягують у панелях із значною кривизною, викликаною розміщенням скління кабіни пілотів, а також у місцях прикладання навантажень від шасі і крила, проте максимальні значення цих напружень у різних розрахункових випадках відрізняються.



Рисунок 17 – Характер розподілу еквівалентних напружень

Для розрахунку необхідної товщини умовної обшивки визначимо граничні допустимі напруження з умов міцності і довговічності до конструкцій [1, 8]:

$$\sigma_{1i}^{max} \leq [\sigma_d]; \sigma_{3i}^{max} \leq [\sigma_{кр}]; \sigma_{ei}^{maxP} \leq [\sigma_B],$$

де $[\sigma_d]$ – допустимі напруження матеріалу при заданому ресурсі $T = 80\ 000$ польотів; $[\sigma_{кр}]$ – критичні напруження втрати стійкості; $[\sigma_B]$ – межа міцності матеріалу; $\sigma_{ei}^{maxP} = f \cdot \sigma_{ei}^{max}$ – максимальні розрахункові напруження; коефіцієнт безпеки $f = 1,5$.

Необхідну довговічність елементів конструкції N розраховують за формулою

$$N = T \cdot \eta,$$

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.

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

$$N \cdot \sigma_0^m = C,$$

де σ_0 – напруження віднулюючого циклу; m і C – експериментально визначаються як константи, що враховують ресурсні властивості матеріалу і конструктивні нерегулярності.

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

$$[\sigma_0] = \sqrt[m]{C/N}.$$

При середньому значенні діючих напружень більше нуля справедлива формула Одингга:

$$\sigma_0 = \sqrt{2\sigma_a\sigma_{max}},$$

де σ_a – амплітудні напруження в розглянутому типовому польоті; σ_{max} – максимальні діючі напруження.

Тоді, допустимі напруження дорівнюють:

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

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

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 у ньому напружень до максимально допустимих, за умов забезпечення статичної міцності і ресурсу:

$$\delta_{1i} \geq \frac{\sigma_{1i}^{max}}{[\sigma_d]}; \delta_{3i} \geq \frac{\sigma_{3i}^{max.f}}{[\sigma_{кр}]}; \delta_{ei} \geq \frac{\sigma_{ei}^{max.f}}{[\sigma_B]}.$$

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.

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

$$\delta_i \geq \max\{\delta_{1i}, \delta_{3i}, \delta_{ei}, \delta_{min}^T\}.$$

На рис. 17 показано характер розподілу необхідної товщини умовної обшивки фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній з урахуванням навантажень у всіх розглянутих розрахункових режимах, що забезпечує міцність і технологічність виходячи з розглянутих критеріїв.

Результати розрахунку збігаються з природним характером розподілу матеріалу: найбільші товщини отримані в місцях розташування стикових вузлів і панелей зі значною кривизною. При цьому товщину нижніх і бічних панелей центральної частини фюзеляжу, а також бічних панелей хвостової частини визначено виходячи з максимальних напружень, що стискають; товщину верхніх панелей центральної і хвостової частини – з максимальних напружень, що

розтягують. Панелі НЧФ (за винятком панелей під склінням) і нижньої частини ХЧФ навантажені мало, їх товщина отримана з технологічних міркувань.

Отримані значення товщини умовної обшивки відповідають ідеалізованій регулярній оболонці. Насправді фюзеляж містить безліч конструктивних нерегулярностей [7] (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.

У загальному вигляді маса фюзеляжу складається з маси регулярної конструкції m_{pk} (яка визначається виходячи з проектувального розрахунку ідеалізованої моделі) і додаткової маси m_{∂} , що враховує конструктивно технологічні чинники. Тоді маса окремої частини фюзеляжу m_i може наведена у вигляді

$$m_i = m_{pk.i} + m_{\partial.i}$$

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

$$m_{pk.i} = s_i \cdot \delta_i \cdot \rho_i (\sigma_{e.i} / \sigma_{e.\phi}),$$

де s_i – площа поверхні; δ_i – середня товщина умовної обшивки; ρ_i – густина матеріалу; $\sigma_{e.i}$ – межа міцності матеріалу [2, 24, 91] даної частини фюзеляжу; $\sigma_{e.\phi}$ – межа міцності матеріалу, прийнятого при розрахунку товщини умовної обшивки.

Для обтічника РЛС, панелей носової частини фюзеляжу, люка аварійного покидання кабіни пілотів необхідно додатково враховувати вимоги забезпечення птахостійкості. Згідно з дослідженнями ЦАГІ товщина обшивки панелей, виконаних з алюмінієвих сплавів, розташованих під кутом більше 30° до осі фюзеляжу, має становити не менше 1.6 мм, з умови рівномірності товщина склопластикового обтічника РЛС тоді становитиме 3 мм. За даними виробників авіаційних стекол товщина лобових стекол кабіни пілотів сучасних літаків транспортної категорії становить 20...25мм, бічних – близько 10мм. При розрахунку маси скління використано середнє значення 15 мм. Товщина скла ілюмінаторів пасажирської кабіни дорівнює 10 мм.

Додаткова маса [6, 7, 11] $m_{\partial.i}$ містить масу додаткових елементів конструкції $m_{\partial.k}$ і додаткову масу, обумовлену конструктивно-технологічними чинниками $m_{кт}$:

$$m_{\partial.i} = m_{\partial.k} + m_{кт}$$

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

$$m_{\partial.k} = m_{вир} + m_{під} + m_{зд} + m_{стк}$$

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

$$m_{вир.i} = k_i m_{pk.i}$$

Коефіцієнти вирізів вибирають згідно з рекомендаціями, основанийими на проектуванні аналогічних конструкцій.

Додаткові маси підлоги $m_{під}$, гермоднищ $m_{зд}$ і стикових вузлів $m_{стк}$ визначені за статистичними залежностями [7]:

$$m_{\text{підлоги}} = 4,48 \cdot d_{\text{ф}}^2 \cdot \lambda_{\text{ф}};$$

$$m_{\text{зд}} = 1,6 \cdot (p_{\text{над}} + 1) \cdot d_{\text{ф}}^3;$$

$$m_{\text{см}} = 0,01275 \cdot m_0.$$

Маса підлоги розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами пропорційно площам їх поверхні. Маса гермоднищ розподілена між нішами шасі, носовою і хвостовою частинами. Маса стикових вузлів розподілена між силовим поясом центральної частини фюзеляжу, нішами шасі і хвостовою частиною.

До додаткової маси, обумовленої конструктивно-технологічними чинниками [7] $m_{\text{км}}$, відносять масу з'єднань $m_{\text{зд}}$, роз'ємів $m_{\text{роз}}$, додаткову масу, пов'язану з неточністю виготовлення деталей $m_{\text{нт}}$ і обмеженою номенклатурою напівфабрикатів $m_{\text{ном}}$.

$$m_{\text{км}} = m_{\text{раз}} + m_{\text{зд}} + m_{\text{нт}} + m_{\text{ном}}.$$

До роз'ємів відносять з'єднання частин агрегатів. Для фюзеляжу це з'єднання носової і хвостової частин з центральною, їх додаткова маса $m_{\text{раз}} = 0,0667 m_{\text{рк}}$. Додаткова маса з'єднань викликана необхідністю потовщення деталей і їх напустком, наближено її приймають $m_{\text{зд}} = 0,1 m_{\text{рк}}$. Додаткову масу, пов'язану з неточністю виготовлення деталей $m_{\text{нт}}$ і обмеженою номенклатурою напівфабрикатів $m_{\text{ном}}$, визначимо за статистичними залежностями: $m_{\text{нт}} = 0,05 m_{\text{рк}}$, $m_{\text{ном}} = 0,05 m_{\text{рк}}$.

Додаткова маса, обумовлена конструктивно-технологічними чинниками, розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами фюзеляжу пропорційно площам їх 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. Результати розрахунків наведені в табл. 2 і показані на рис. 18, 19, 20. Поверхнева густина конструкції $q_{\text{к.і}}$ є критерієм масової ефективності конструкції, що дозволяє оцінити інтенсивність навантажень, які сприймаються розглянутою частиною фюзеляжа, і можливість подальшого зниження її маси.

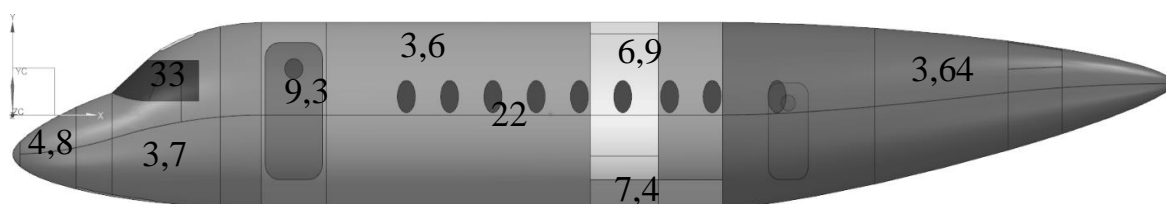


Рисунок 18 – Товщина умовної обшивки частин фюзеляжу

Для частин фюзеляжу з високою поверхневою густиною (скління кабіни пілотів, силовий пояс центральної частини фюзеляжу, двері, ніші шасі) доцільно проводити подальше уточнення розрахункових навантажень і оптимізацію конструкції.

Таблиця 2 – Аналіз маси частин конструкції фюзеляжу

i	Частина фюзеляжу	$m_{рк,i}, \text{кг}$	$m_{дк,i}, \text{кг}$	$m_i, \text{кг}$	$\delta_{ki}, \text{мм}$	$q_{ki}, \text{кг/м}^2$
1	Обтічник	12.4 (62%)	7.5 (38%)	19.9 (2%)	4.82	8.68
2	НЧФ	46.3(36%)	84 (64%)	130.3 (11%)	3.66	9.89
3	Скління кабіни пілотів	69 (44%)	86.3 (56%)	155.3 (13%)	33.8	84.4
4	Ніші шасі	20 (26%)	55 (74%)	75.5 (6%)	7.35	19.80
5	Ілюмінатори	36.5 (47%)	41.9 (53%)	78.4 (6%)	21.5	53.8
6	ЦЧФ	190 (55%)	155 (45%)	345 (28%)	3.64	9.82
7	Силовий пояс ЦЧФ	49.9 (54%)	42.5 (46%)	92.4 (7%)	6.94	18.70
8	Двері	6.62 (12%)	50.4 (88%)	57 (5%)	9.27	25.00
9	ХЧФ	131 (46%)	155 (54%)	286 (13%)	3.45	9.32
Фюзеляж в цілому		562 (45%)	678 (55%)	1240	4.83	13.05
НЧФ		133 (42%)	187 (58%)	320 (26%)	6.58	17.78
ЦЧФ		286 (47%)	324 (53%)	611 (49%)	4.89	13.22
ХЧФ		142 (46%)	166 (54%)	309 (25%)	3.64	9.83

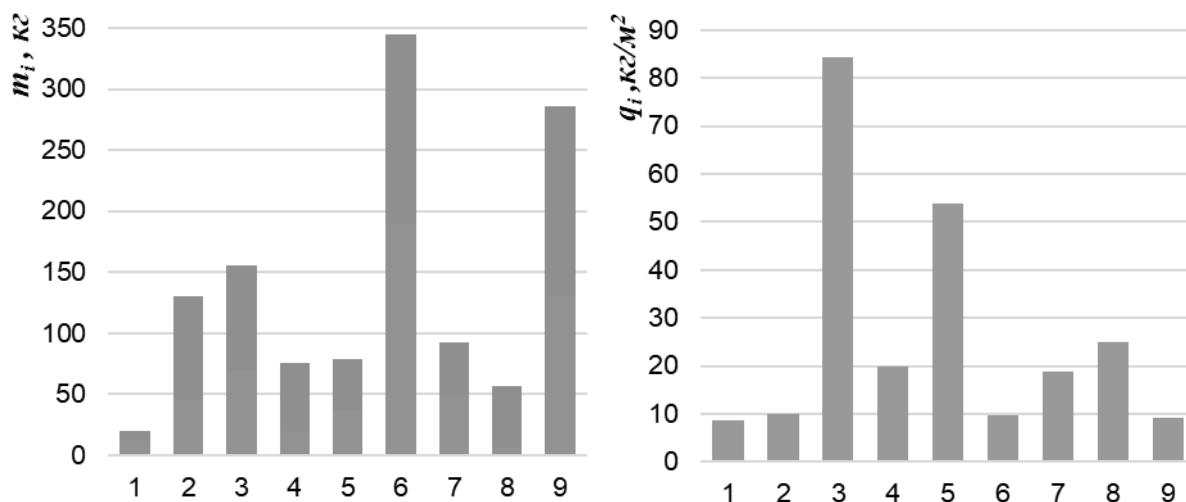


Рисунок 19 – Порівняльний аналіз маси регулярної конструкції, додаткової маси і поверхневої густини частин фюзеляжу (номера стовбців відповідають номеру частини фюзеляжу «i» згідно табл. 2)

Таким чином, розрахунок маси частин фюзеляжу відповідно до запропонованої методики дозволяє визначити величину і просторовий розподіл маси фюзеляжу в другому наближенні.

Отримане значення маси фюзеляжу та її складових мало відрізняється від розрахованих за методикою В. А. Кисельова [7] і лежить у діапазоні мас, визначених за формулами першого наближення [6, 7] (В.М. Шейніна, О.А. Бадягіна і В.І. Козловського), що свідчить про достатню для методів другого наближення точність розрахунку.

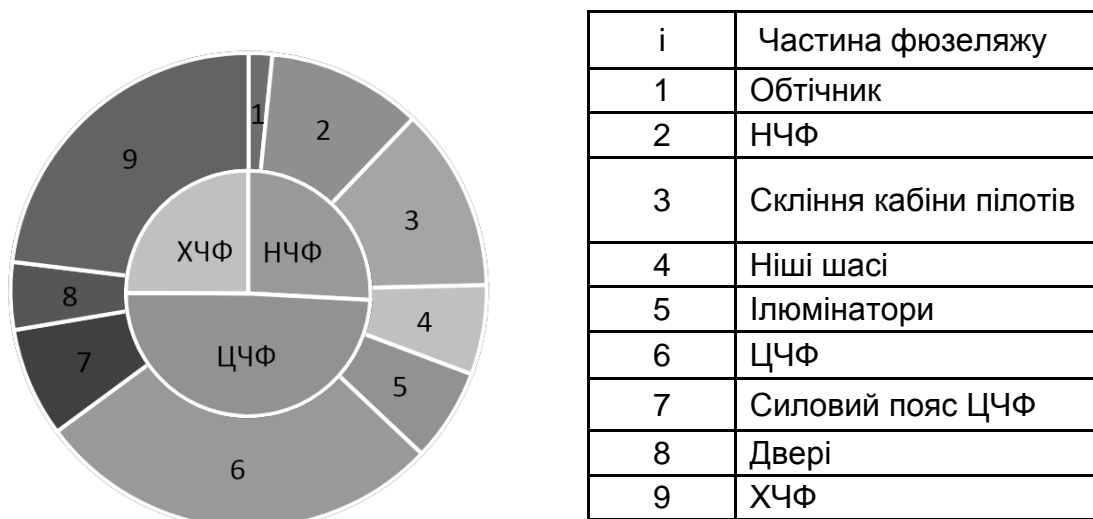


Рисунок 20 – Порівняльний аналіз мас частин фюзеляжу

За наявності більш точних даних про маси прототипів доцільно уточнення коефіцієнтів вирізів і статистичних залежностей. Отримані значення мас частин фюзеляжу використано для проектування його конструкції.

Масо-інерційні характеристики узагальненої СкЕМ 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:

$$x_{ц.м} = \sum x_i m_i / m_{ф}; \quad y_{ц.м} = \sum y_i m_i / m_{ф}.$$

На рис. 21 показано положення центру мас фюзеляжу, вікно виведення результатів містить значення моментів інерції і координати центру мас, кольором позначені матеріали частин фюзеляжу.

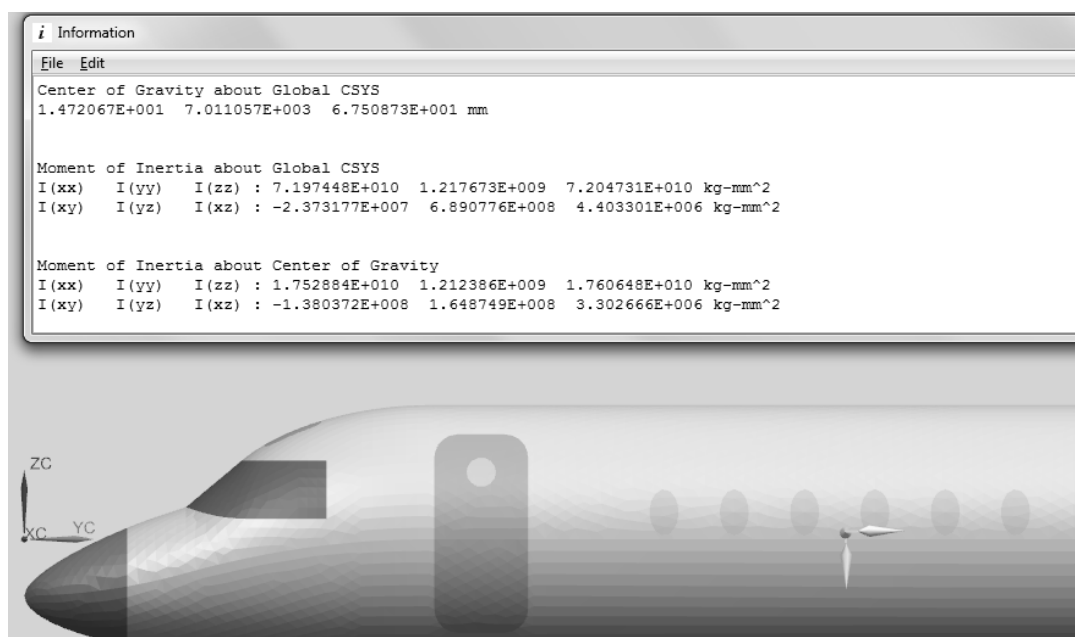


Рисунок 21 – Визначення положення центру мас і моментів інерції фюзеляжу

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

Висновки

1. Запропоновано метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії за допомогою комп'ютерних систем.

2. Проведено аналіз вимог нормативно-технічної документації, особливостей конструкції і методів проектування фюзеляжу літаків транспортної категорії та виявлено необхідність актуалізації методів проектування та розрахунку характеристик фюзеляжу з використанням параметричних моделей і систем інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM. Сформульовано мету і задачі дослідження.

3. Розроблено і теоретично обґрунтовано метод інтегрованого проектування ЛТК. У рамках запропонованого методу створено параметричні моделі майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання і масово-інерційних характеристик фюзеляжу з урахуванням особливостей конструкції ЛТК.

4. Запропонований метод використано для дослідження впливу геометричних параметрів НЧФ на аеродинамічні та масові характеристики фюзеляжу ЛТК, відзначено оперативність роботи з параметричними моделями. Визначено раціональну конфігурацію ЛТК з урахуванням вимог щодо компонування і меж огляду з кабіни пілотів.

5. Обґрунтовано вибір параметрів НЧФ у попередньому і ескізному проектуванні перспективного літака для місцевих повітряних ліній, що дозволило впровадити і апробувати придатність запропонованого методу для використання у створенні нової конкурентоспроможної авіаційної техніки.

6. Використання методу інтегрованого проектування фюзеляжу для ЛМПЛ дозволило визначити раціональну конфігурацію НЧФ і підвищити паливну ефективність ЛМПЛ на 6,4%, знизити аеродинамічний опір фюзеляжу на 10%, збільшити кут огляду із кабіни пілотів ЛМПЛ на 10% порівняно з конфігурацією попереднього проектування та забезпечити виконання вимог діючої НТД, а також визначити масово-інерційні характеристики фюзеляжу і його частин з урахуванням особливостей НЧФ і сформулювати перелік обладнання кабіни пілотів, що забезпечить вимоги НТД щодо безпеки польоту ЛМПЛ з урахуванням особливостей умов експлуатації та можливостей його модифікації.

7. Розроблено конфігурацію носової частини фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній, що дозволяє забезпечити сучасні вимоги щодо обладнання та компонування кабіни пілотів, низький хвильовий опір фюзеляжу та високу аеродинамічну якість і паливну ефективність на крейсерському режимі польоту зі швидкістю до 850 км/год ($M = 0,8$).

8. У результаті апробації з використанням інших методів і параметрів існуючих літаків підтверджено точність результатів, отриманих із використанням запропонованого методу на рівні 5%.

Список літератури

1. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А. Г. Гребеников. – Харьков: ХАИ, 2006. – 532 с.

2. 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-та им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 85. – Харьков, 2019. – С. 4 – 31. DOI: 10.32620/oikit.2019.85.01.
3. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 2009 – 322 с.
4. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. – EASA, 2019 – 1135 с.
5. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории: монография. В 3 ч. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеніков. – Харьков: ХАИ, 2014. – Ч. 2. – 326 с.
6. Проектирование самолетов: учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] : справочник / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
8. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов, Г. В. Новожилов, – М.: Наука, 1976 – 439 с.
9. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса/ под. общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев: Техніка, 2001. – 728 с.
10. Холявко, В. И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. учеб. пособие в 2 ч. Ч. 1 / В. И. Холявко. – Харьков: ХАИ, 1991. – 72 с.
11. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов: / Э. Торенбик, Е.П. Голубков, пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
12. Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами: навч. посіб. / П. В. Балабуєв, С. А. Бичков, О. Г. Гребеніков та ін. – Харків: ХАИ, 2015. – 815 с.

References

1. Grebeny`kov, A. G. Metodologiy`ya y`ntegy`rovannogo proekty`rovany`ya y` modely`rovany`ya sbornyx samoletnyx konstrukcy`j / A. G. Grebeny`kov. – Har`kov: XAY`, 2006. – 532 s.
2. Metod zagal`nogo proektuvannya regional`ny`x pasazhy`rs`ky`x litakiv / O. G. Grebenikov, O. D. Donecz`, S. V. Trubayev, A. S. Chumak // Открытые y`nformacy`onny`e y` komp`yuternyy`e y`ntegy`rovannyy`e texnologyy`y`: sb. nauch. tr. Nacz. aэrokosm. un-ta y`m. N.E. Zhukovskogo «Har`k. avy`acz. y`n-t». – Выр. 85. – Хар`kov, 2019. – S. 4 – 31. DOI: 10.32620/oikit.2019.85.01.
3. Normy letnoj godnosty` samoleov transportnoj kategory`y` (AP-25).– M.:MAK, 2009–322s.
4. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. – EASA, 2019 – 1135 s.
5. Ky`va, D. S. Nauchny`e osnovy y`ntegy`rovannogo proekty`rovany`ya samoletov transportnoj kategory`y`: monografy`ya. V 3 ch. / D. S. Ky`va, A. G. Grebeny`kov. – Har`kov: XAY`, 2014. – Ch. 2. – 326 s.

6. Proektyrovany`e samoletov: ucheb. dlya vuzov / S. M. Eger, V. F. My`shy`n, N. K. Ly`sejcev y` dr.; pod red. S. M. Egera. – 3-e y`zd., pererab. y` dop. – M.: Mashy`nostroeny`e, 1983. – 616 s.
7. Shejny`n, V. M. Vesovoe proektyrovany`e y` efekty`vnost` passazhy`rsky`x samoletov [Tekst] : spravochny`k / V. M. Shejny`n , V. Y`. Kozlovsky`j. – 2-e y`zd., pererab. y` dop. – M.: Mashy`nostroeny`e, 1984. – 552 s.
8. Teory`ya y` prakty`ka proektyrovany`ya passazhy`rsky`x samoletov, G. V. Novozhy`lov, – M.: Nauka, 1976 – 439 s.
9. Y`nformacy`onny`e texnologiy` v naukoemkom mashy`nostroeny`y` : komp`yuternoe obespecheny`e y`ndustry`al`nogo by`znesa/ pod. obshh. red. A. G. Bratuxy`na. – Ky`ev: Texnika, 2001. – 728 s.
10. Xolyavko, V. Y`. Raschet aэrody`namy`chesky`x xaraktery`sty`k samoleta. ucheb. posoby`e v 2 ch. Ch. 1 / V. Y`. Xolyavko. – Xar`kov: XAY`, 1991. – 72 s.
11. Torenby`k, Э. Proektyrovany`e dozvukovy`x samoletov: / E. Torenby`k, E.P. Golubkov, per. s angl. – M.: Mashy`nostroeny`e, 1983. – 648 s.
12. Osnovy` zagal`nogo proektuvannya litakiv z gazoturbiny`my` dvy`gunamy` : navch. posib./P.V. Balabuyev, S.A. By`chkov, O.G. Grebenikov ta in. – Xarkiv: XAI, 2015.–815 s.

Надійшло до редакції 12.04.2021. Розглянуто на редколегії 14.04.2021.

Transport category airplane fuselage nose section integrated design method

Regulatory and technical documentation, design features and methods of fuselage transport category aircraft design was performed and identified the need to update design methods and calculate the characteristics of the fuselage using parametric models and integrated design systems CAD / CAM / CAE / PLM. The method of integrated fuselage design of transport category aircraft is developed and theoretically substantiated. Within the framework of the proposed method, parametric models of master geometry, aerodynamic flow and mass-inertial characteristics of the fuselage were created, taking into account the design features of transport aircraft.

The proposed method was used to study the influence of geometric parameters of fuselage nose section on aerodynamic and mass characteristics of the fuselage, showing the efficiency of work with parametric models.

The choice of parameters of the fuselage nose section in preliminary and sketch design of a promising aircraft for local airlines is justified, which allowed to implement and test the suitability of the proposed method for in new competitive aircraft designing process.

The use of the method for integrated fuselage design for local aircraft allowed to determine the rational configuration of the nose section of the fuselage and increase the fuel efficiency of the aircraft by 6.4%, reduce the aerodynamic drag of the fuselage by 10%, increase the viewing angle from the cockpit by 10%. and ensure compliance with current regulatory and technical documentation, as well as determine the mass-inertial characteristics of the fuselage and its parts and form a list of cockpit equipment that will meet flight safety requirements, taking into account the operating conditions and modifications of the aircraft.

The configuration of the nose section of the aircraft fuselage for local airlines has been developed, which allows to fit modern requirements for cockpit equipment

and layout, low fuselage impedance and high aerodynamic quality and fuel efficiency in cruising mode at speeds up to 850 km / h ($M = 0,8$). As a result of verification using other methods and parameters of existing aircraft, the accuracy of the results obtained using the proposed method at the level of 5% was confirmed.

Key words: transport category airplane; preliminary design; aerodynamics; mass calculation; fuselage parametric model; pilots' cabin, field of view, finite elements model.

Відомості про авторів:

Двейрін О.З., кандидат технічних наук, доцент кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», заступник Генерального директора з проектування ДП «АНТОНОВ».

Гребеніков О. Г., доктор технічних наук, професор, професор кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». ORCID: 0000-0002-1509-0665

Гуменний А.М., кандидат технічних наук, доцент, завідувач кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». ORCID: 0000-0003-1020-6304

Чумак А. С., кандидат технічних наук, ст. викл. кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ». ORCID: 0000-0003-2913-7038