

Розробка концепції інтегрованого проєктування і моделювання літаків

О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. З. Двейрін, О. О. Соболев, Л. Ю. Буйвал

Проведений аналіз методів проєктування літаків показав, що для створення конкурентоспроможних літаків необхідно розробити науково обґрунтовану концепцію інтегрованого проєктування літаків за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM.

Розроблено узагальнену концепцію інтегрованого проєктування і тривимірного комп'ютерного моделювання літаків за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM. На основі запропонованої концепції були розроблені принципи інтегрованого проєктування літаків. Описано особливості проєктування навчально-тренувальних і навчально-бойових літаків, літаків транспортної категорії, легких цивільних літаків.

Вдосконалено метод визначення злітної ваги, проєктних параметрів та формування загального вигляду літаків. Метод призначений для формування вигляду літака на етапах попереднього проєктування, мета якого зводиться до визначення допустимого варіанта проєкту літака. Проєкт повинен задовольняти заданим вимогам і обмеженням при вибраній схемі літака і заданому наборі параметрів, що характеризують його планер і силову установку.

Вдосконалено метод параметричного моделювання літаків, який містить етапи створення майстер-геометрії літака і моделі розподілу простору. Створено параметричні моделі майстер-геометрії і моделі розподілу простору, навчально-тренувальних і навчально-бойових літаків, літаків транспортної категорії, легких цивільних літаків.

Розроблено та теоретично обґрунтовано методи інтегрованого проєктування основних агрегатів літаків. Створені параметричні моделі майстер-геометрії крила навчально-тренувального літака, крила, оперення та фюзеляжу легкого цивільного літака з урахуванням особливості конструкції агрегатів літаків різних категорій.

Ключові слова: інтегроване проєктування літаків, майстер-геометрія, концепція, тривимірне параметричне моделювання, злітна маса.

1. Вступ

У процесі проєктування літака розроблюють технічну документацію, яка забезпечує можливість промислового виготовлення нового конкурентоспроможного літака і його модифікацій, що відповідає заданим вимогам і дозволяє здійснити його надійну експлуатацію в заданих умовах.

Методи проєктування розвивалися від методів копіювання та статистичних методів до методів оптимального і системного проєктування. У міру накопичення досвіду вирішення різних завдань оптимізації окремих елементів літака, більш широкого використання ЕОМ для вирішення таких завдань поступово

збільшувалось число параметрів, залучених до процесу одночасної оптимізації. Разом із цим розвивалася загальна теорія проектування великих систем, на базі якої теорія і практика проектування літаків поступово набувають логічної завершеності. Це забезпечило дійсно науковий підхід до прогнозування параметрів і характеристик майбутнього літака [1, 2]. Значні результати були досягнуті і у вирішенні такої складної комплексної задачі, як автоматизація проектно-конструкторських робіт. У другій половині XX століття в науково-дослідних інститутах і конструкторських бюро створюються, розвиваються і широко впроваджуються системи автоматизованого проектування (САПР). Їх поява стала можливою завдяки розробленню теоретичних основ проектування, успіхам в області обчислювальної математики, програмування та власне обчислювальної техніки [3, 4].

Однак при розробці цих методів не в повному обсязі застосовувалися сучасні наукові комп'ютерні інтегровані системи CAD/CAM/CAE. Їх впровадження в практику проектування потребувало створення нової методології проектування, моделювання, інженерного аналізу та підготовки виробництва збірних тонкостінних літакових конструкцій. Відсутність досвіду досягнення заданих характеристик працездатності літакових конструкцій за допомогою систем CAD/CAM/CAE гальмує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проектування з методами комп'ютерного моделювання конструкції. Не дозволяє проводити якісне інтегроване проектування збірних літакових конструкцій, що забезпечує їх життєвий цикл.

Розробка концепції інтегрованого проектування та комп'ютерного моделювання літакових конструкцій є досить актуальною. Практичне використання створених методів досягнення характеристик конструкції літака при мінімізації маси на ранніх етапах проектування дозволить зменшити витрати на проектування та забезпечити регламентовані характеристики ресурсу та надійності.

2. Аналіз літературних даних та постановка проблеми

За опублікованими даними [5, 6], застосування САПР дозволило в кінці XX століття в два-три рази скоротити час проектування і доведення літаків, в три-п'ять разів – час підготовки їх виробництва. При цьому витрати на розроблення скорочуються на 50–80 %. Але при цьому, як і при застосуванні аналітичних методів проектування, результатом загального проектування були: креслення загального вигляду літака, теоретичні креслення агрегатів літака, схема технологічного членування і т. д., виконані методами нарисної геометрії.

Але в той же час проектування літаків за допомогою САПР базувалося на двовимірних моделях і не враховувало деякі конструктивні особливості. Серед таких особливостей: нові типи з'єднань, кріпильних елементів, нові технології їх постановки, способи збирання, вплив попереднього навантаження на характеристики локального напружено-деформованого стану (НДС) і опору втоми. Це не дозволяло спроектувати збірні конструкції та їх з'єднання, що забезпечують оптимальне співвідношення масових, ресурсних, аеродинамічних і естетичних характеристик літакових конструкцій. Авіаційна технічна документація створювалася методами нарисної геометрії і подавалася для виробництва літа-

ків на паперових носіях. Ув'язка конструкції виконувалася на конструкторських плазах, що не завжди дозволяло виявити помилки, викликані недосконалістю методу проєктування і закладені в конструкторській документації [7].

Сучасний ЛА будь-якого призначення являє собою складну технічну систему, яка складається з ряду підсистем для забезпечення його роботи. Розроблення кожної підсистеми потребує великих витрат інтелектуальних, фінансових, матеріальних, трудових та інших ресурсів. Однак навіть у разі великих витрат немає ніякої гарантії в тому, що поданий проєкт в повному обсязі задовольнить вимогам тактико-технічних характеристик (ТТХ) і буде відповідати тактико-технічним вимогам (ТТВ) [8, 9].

Значна тривалість створення сучасних і перспективних ЛА зумовлює необхідність прогнозування льотно-технічних, економічних та експлуатаційних характеристик ЛА та їх систем. Дослідження в області прогнозування рівня технічної досконалості ЛА дозволяють уникнути помилок у визначенні концепцій їх розвитку. З урахуванням надзвичайно високої вартості науково-технічних програм, тривалості циклу розроблення і значення авіаційної техніки (АТ) такі помилки можуть призвести до незворотних наслідків [10]. Аналіз процесу створення літака показує, що на початкових стадіях проєктування витрати складають всього 5–10 % від сумарних витрат. У той же час на цьому етапі приймається до 70–80 % рішень, які забезпечують надалі ефективну експлуатацію спроектованого літака. Саме ця стадія життєвого циклу проєкту є найбільш важливою для дослідження.

У роботах [11, 12] представлено процеси концептуального проєктування літаків. Описано методи оптимального проєктування і вибору оптимальних параметрів літаків з використанням систем автоматизованого проєктування. Однак не порушуються питання забезпечення ресурсу й живучості конструкції та особливостей використання комп'ютерних інтегрованих систем у процесі проєктування.

У статті [13] розроблено метод проєктування, параметричного моделювання та оптимізації конструкції крила за допомогою інтегрованого використання систем CAD\CAE. Але досліджується тільки регулярна зона крила без урахування особливостей проєктування нерегулярних зон і опору втомі.

У роботі [14] представлено проєктування та вибір параметрів літака та його агрегатів, однак не висвітлено питання використання комп'ютерних інтегрованих систем при проєктуванні літаків.

Впровадження комп'ютерних інтегрованих систем в практику проєктування та виробництва літаків потребує розроблення і удосконалення методології проєктування літаків. Провідні авіаційні фірми розробили та впровадили в виробництво свою методологію інтегрованого проєктування, але ця інформація є закритою. Збереження конкурентоспроможності на ринку сучасної авіаційної техніки потребує скорочення термінів проєктування та запуску нових літаків у серійне виробництво, зменшення собівартості їх розробки та експлуатації. Для цього необхідно проводити розроблення нових та удосконалення існуючих принципів і методів проєктування авіаційної техніки за допомогою комп'ютерних інтегрованих систем, котрі являють собою складову концепції інтегрованого проєктування літаків [15, 16].

Проведений аналіз методів проєктування літаків показав, що для створення українських літаків необхідно розробити власну науково обґрунтовану концепцію, принципи і методи інтегрованого проєктування літаків (рис. 1) [15, 16] за допомогою комп'ютерних систем CAD\CAM\CAE\PLM.



Рис. 1. Еволюція методів проєктування літаків

Методи інтегрованого проєктування повинні базуватися на розробленні тривимірних аналітичних еталонів поверхні літака, його агрегатів, збірних вузлів і систем [7, 16, 17].

Одним із перших кроків у вирішенні зазначеної проблеми є розроблення методів інтегрованого проєктування та тривимірного параметричного моделювання літака за допомогою сучасних інформаційних технологій. Для забезпечення конкурентоспроможності пропонується концепція інтегрованого проєктування має забезпечувати задані характеристики проєктованого виробу при заданих витратах часу на проєктування. Концепція проєктування повинна включати методи забезпечення мінімальної маси конструкції, методи аналізу та забезпечення ресурсу та живучості конструкції, вдосконалені методи тривимірного параметричного моделювання літакових конструкцій та повну інтеграцію цих моделей у процес проєктування.

3. Мета та задачі дослідження

Метою даної роботи є розробка концепції інтегрованого проєктування та моделювання літаків за допомогою комп'ютерних систем, які дозволять скоротити терміни та зменшення собівартість проєктування.

Для досягнення поставленої мети необхідно:

- розробити принципи інтегрованого проєктування літаків різних категорій за допомогою систем CAD\CAM\CAE із урахуванням ресурсу та наявності нерегулярних зон конструкції на ранніх етапах проєктування;
- вдосконалити метод формування загального вигляду літака і розрахунку злітної маси літаків;

- вдосконалити методи створення майстер-геометрії, моделей розподілення простору і еталонів конструкції літаків різних категорій за допомогою систем CAD/CAM/CAE Siemens NX, Catia, ANSYS;
- визначити складові інтегрованого проектування літаків.

4. Матеріали та методи досліджень

Об'єктом дослідження є проектування літаків з газотурбінними двигунами.

Основною гіпотезою дослідження є зменшення собівартості і часу проектування літаків при повнішому впровадженні систем інтегрованого проектування з використанням удосконалених методів формування загального вигляду літака і побудови тривимірних моделей.

Для формування загального вигляду проекту літака застосовували статистичні та аналітичні методи визначення злітної маси та геометричних параметрів, масово-центрувальних, аеродинамічних та енергетичних характеристик літака. Для визначення геометричних характеристик силових елементів агрегатів та побудови їх тривимірних моделей використовували методи тривимірного параметричного моделювання та конструювання агрегатів і систем літака за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM Siemens NX, Catia.

5. Розроблення концепції інтегрованого проектування та параметричного моделювання літаків

5. 1. Принципи інтегрованого проектування літаків

Для створення концепції інтегрованого формування літаків концепції були розроблені принципи інтегрованого проектування літаків:

1. Принцип створення аналітичних еталонів збірних літакових конструкцій.

Тривимірні комп'ютерні моделі майстер-геометрії, розподілу простору, аналітичні еталони елементів збірних літакових конструкцій створюються методами аналітичної геометрії за допомогою інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM Siemens NX, CATIA в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літаків.

2. Принцип створення майстер-геометрії літака.

Параметри вигляду нового літака мінімальної маси і регламентованої довговічності мають задовольняти заданим перспективним тактико-технічним вимогам, авіаційним правилам, концепції створення нового літака і визначатися зі співвідношень між проєктними параметрами літака та його злітною масою.

3. Принцип проектування регулярних зон збірних літакових конструкцій.

Конструктивні параметри і технологія виконання регулярних зон літакових конструкцій мають забезпечувати сприймання розрахункових руйнівних навантажень, регламентовану довговічність при навантаженнях, еквівалентних навантажень типового польоту в експлуатаційному середовищі. Крім того необхідно забезпечити заданий коефіцієнт втомної якості, задану якість зовнішньої поверхні, ступінь герметичності.

4. Принцип проектування нерегулярних зон збірних літакових конструкцій.

Конструктивні параметри і технологія виконання нерегулярних зон мають забезпечувати сприймання розрахункових зусиль при статичному навантажен-

ні, регламентовану довговічність, якість зовнішньої поверхні і герметичність на рівні характеристик регулярної зони або перевищувати їх.

5. Принципи проектування систем літальних апаратів.

Розроблення автоматизованих багатоканальних систем управління літаком, що забезпечує необхідний рівень надійності і безпеки польоту при малому ступені статичної стійкості. Розроблення і створення багатоканальних і надійних систем енергопостачання, гідравліки, управління механізацією, кондиціонування і нагріву кабін та інших систем. Розроблення комплексів бортового обладнання, що забезпечують задані вимоги до пілотажних, навігаційних характеристик.

6. Принцип підтримки та досягнення живучості збірних літакових конструкцій з втомними тріщинами.

Конструктивні параметри конструкції літака, що відповідає вимогам безпечного руйнування, мають забезпечувати можливість контролю критичних місць, виявлення втомних тріщин і застосування прогресивних способів затримки їх зростання, відновлення несучої здатності і герметичності пошкодженої конструкції.

5. 2. Метод формування загального вигляду літака

На етапі розроблення майстер-геометрії літака визначення потребують параметри літака, його вагові та геометричні характеристики. Тому були вдосконалені існуючі методи для використання їх у процесі інтегрованого проектування. Метод вибору оптимальних параметрів, розрахунку злітної маси і визначення геометричних характеристик для формування загального вигляду на прикладі навчально-тренувального літака (НТЛ) на етапі попереднього проектування показаний на рис. 2. Метод містить формування вихідних даних, визначення злітної маси і геометричних параметрів у нульовому наближенні. Потім йдуть етапи визначення впливу проектних параметрів на злітну масу літака в першому і другому наближенні, вибір оптимальних параметрів, розрахунок злітної маси в третьому наближенні. Після визначення злітної маси виконують перевірку досягнення заданих ТТТ, компоновання і центрування літака, визначення геометричних параметрів, розроблення креслення загального вигляду і майстер-геометрії.

Для вибору оптимальних параметрів навчально-тренувального літака встановлюють функціональні залежності між вибраним критерієм оптимізації, тактико-технічними вимогами та параметрами НТЛ. При використанні злітної маси як критерію оптимізації встановлюється залежність:

$$m_0 = f(p, t_0, \eta, \lambda, \lambda_\phi, c_x, c_y, TTB \dots) \rightarrow \min.$$

На проектні параметри також накладаються обмеження. Наприклад, питоме навантаження на крило обмежено за перевантаженням при польоті в турбулентній атмосфері та за посадковою швидкістю.

Злітну масу літака розраховують у трьох наближеннях. У нульовому наближенні відносні складові злітної маси визначають за статистичними даними, а злітну масу визначають за формулою:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{к.н}} + m_{\text{с.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{п}} + \bar{m}_{\text{об.кер}})}.$$

При визначенні злітної маси в першому наближенні досліджують вплив проектних параметрів на відносну масу конструкції, відносну масу палива, потрібну тягоозброєність і відносну масу силової установки та злітну масу в цілому:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{к.н}} + m_{\text{с.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}}(p, \lambda, \chi, \dots) + \bar{m}_{\text{с.у}}(p, c_x, t_0, \dots) + \bar{m}_{\text{п}}(p, c_x, c_y, L, \dots) + \bar{m}_{\text{об.кер}})}.$$

У другому наближенні уточнюють масу конструкції за складовими: крило, фюзеляж, оперення, шасі.

Злітна маса літака в другому наближенні:

$$m_0^{II} = \frac{m_{\text{к.н}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у}}(p, C_x, t_0, \dots) + \bar{m}_{\text{п}}(p, C_x, C_y, L, \dots))}.$$

Тут маси крила $m_{\text{кр}}$, $m_{\text{оп}}$, $\bar{m}_{\text{с.у}}$ і $\bar{m}_{\text{п}}$ є функціями питомого навантаження на крило і проектних параметрів λ , χ , $\bar{c}$, ..., тому і злітна маса літака в другому наближенні є функцією $m_0^{II} = f(p, \lambda, \bar{c} \dots)$.

Вирішуючи задачу $m_0^{II}(\chi^\circ, \eta, \lambda, p) \rightarrow \min$, знаходять оптимальні значення параметрів крила проектного літака, злітну масу в другому наближенні.

В третьому наближенні уточнюють маси палива, перевіряють, чи задовольняє вибраний двигун заданим ТТВ, та уточнюють масу силової установки і визначають злітну масу:

$$m_0^{III} = m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{об.кер.}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{п}}.$$

Після розрахунку злітної маси літака в третьому наближенні знаходять його геометричні параметри, проводять аеродинамічне, об'ємно-масове і конструктивно-силове компонування, створюють креслення загального вигляду і майстер-геометрію.

Для апробації методу були визначені проектні параметри літака НТЛ що проєктується і навчально-бойового літака Як-130. Оптимізацію проводили одночасно за чотирьома параметрами: питомим навантаженням на крило, подовженням крила, звуженням крила та кутам стрілоподібності крила. Основні льотно-технічні дані Як-130 і результати розрахунку наведені в табл. 1.

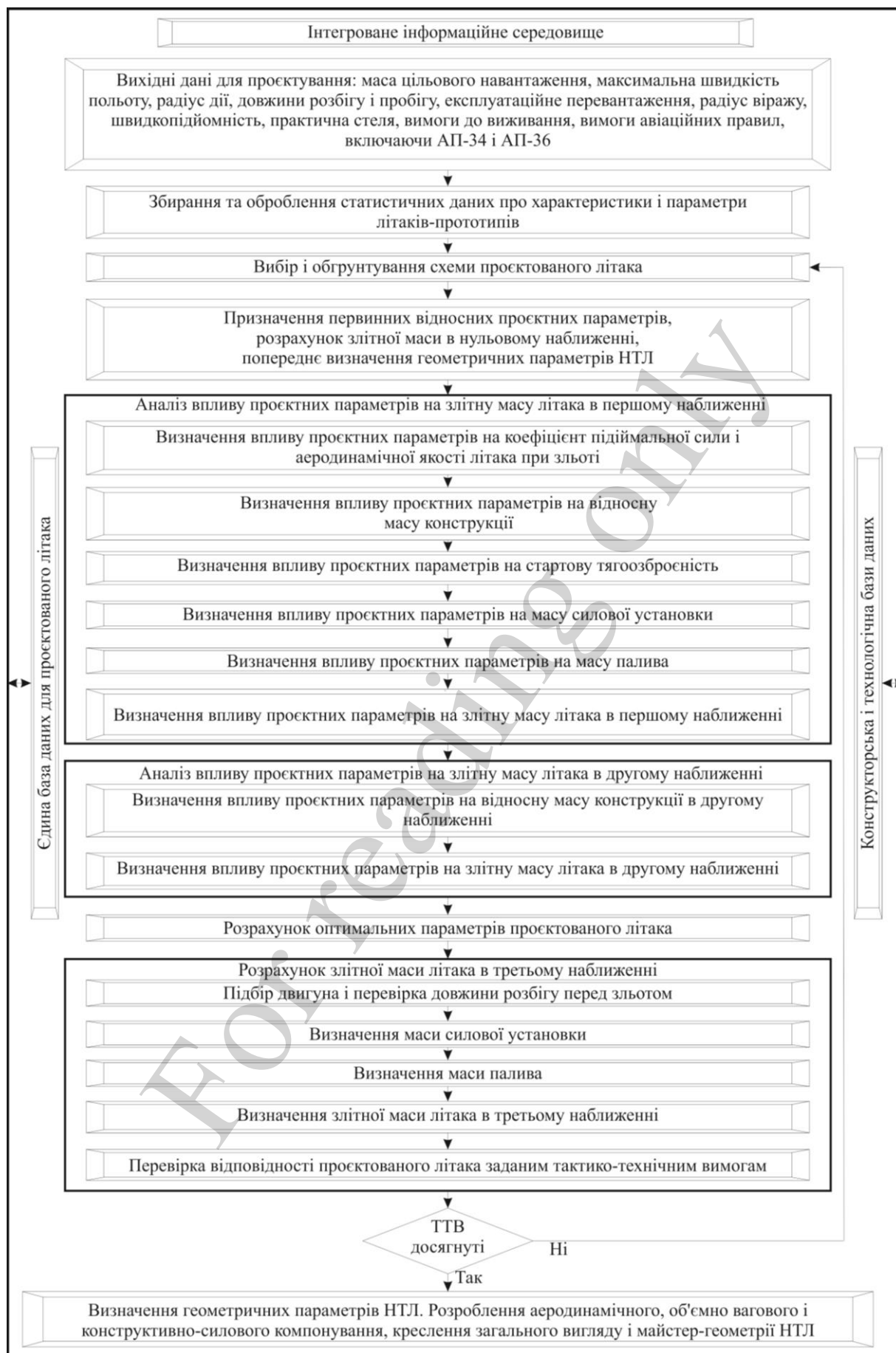


Рис. 2. Метод вибору параметрів навчально-тренувального літака

Таблиця 1. Результати визначення проєктних параметрів проєктованого літака і літака Як-130

Характеристики та проєктні параметри	Проєкт. Вихідні дані	Проєкт. Результати розрахунку	Як-130	Як-130. Результати розрахунку	Похибка, %
Маса корисного навантаження, кг	2500	2500	3000	3000	—
Злітна маса, кг	—	8447	9000	9180	2
Максимальна швидкість, км/год	1020	1020	1050	1050	—
Радіус дії, км	875	875	540	750	—
Довжина розбігу, м	600	450	380	380	—
Швидкопідйомність біля землі, м/с	120	120	100	100	—
Максимальне перевантаження	+8, -4g	+8, -4g	+8, -4g	+8, -4g	—
Стартова тягоозброєність	—	0,6	0,56	0,556	0,7
Розмах крила, м	—	9,2	9,72	9,96	2,5
Питома навантаження на крило, даН/м ²	—	397,6	380	368	3,2
Подовження крила	—	3,9	4,017	3,97	1,2
Звуження крила	—	5,6	3,99	4,06	1,75
Стрілоподібність крила, град	—	22	32	31	3,22

5. 3. Методи створення майстер-геометрії, моделей розподілу простору і еталонів конструкції літаків

Модель геометрії деталі в комп'ютерному вигляді (далі – аналітичний еталон деталі) є базовим, первинним елементом конструкції при комп'ютерному конструюванні нової машини. Він містить еталонні координати всіх точок поверхні деталі в заданій системі координат і являє собою основу комп'ютерного проєкту геометрії літака.

Під комп'ютерним проєктом розуміються система конструкторських, розрахункових і технологічних моделей, а також дані для сертифікації, управління якістю, технічного обслуговування в експлуатації, утилізації, тобто управління життєвим циклом літака [13].

Комп'ютерний проєкт літака містить такі моделі:

- модель № 1. Майстер-геометрія літака (або модель поверхні літака, що визначає геометрію поверхні літака);
- модель № 2. Модель розподілу простору літака;
- модель № 3. Моделі стиків, з'єднань і конструктивно-технологічних роз'ємів;

– модель № 4. Модель геометрії всього виробу (аналітичні еталони всіх деталей, вузлів, агрегатів і літака в цілому), тобто модель повного комп'ютерного визначення літака.

Нижче розглядається процес створення кожної з перерахованих моделей літака.

Модель № 1. Майстер-геометрія літака

Процес створення моделі № 1 можна розділити на такі етапи:

- 1) розроблення математичної моделі літака;
- 2) розроблення теоретичних креслень агрегатів;
- 3) створення моделей поверхні агрегатів, об'єднання їх в модель поверхні літака;
- 4) створення каркаса (нанесення слідів базових поверхонь конструктивно-силового набору (КСН) в обсязі теоретичного креслення (ТЧ) і конструктивно-силової схеми (КСС)).

Реалізація розроблених методів створення майстер-геометрії (моделей поверхонь) літаків проводилася при проектуванні навчально-бойового (рис. 3) та навчально-тренувального літака (рис. 4), літака транспортної категорії [18] (рис. 5–7), легкого цивільного літака (рис. 8). Наведені моделі поверхонь літаків, що проєктуються, виконані за допомогою системи Siemens NX.



Рис. 3. Модель майстер-геометрії навчально-бойового літака



Рис. 4. Модель майстер-геометрії навчально-тренувального літака

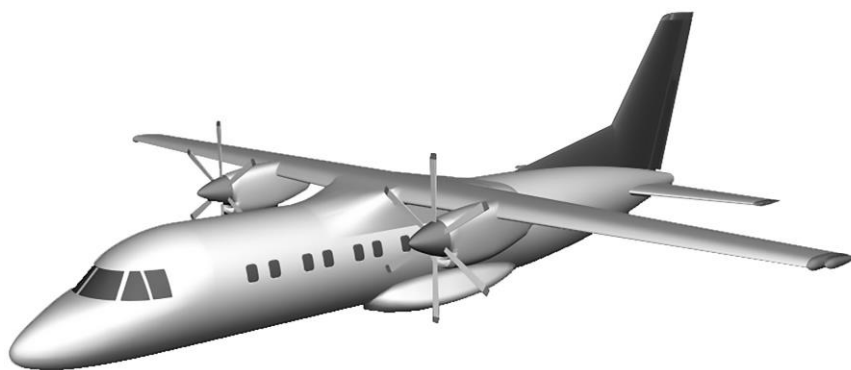


Рис. 5. Модель майстер-геометрії літака Ан-140



Рис. 6. Модель майстер-геометрії літака Ан-74ТК300

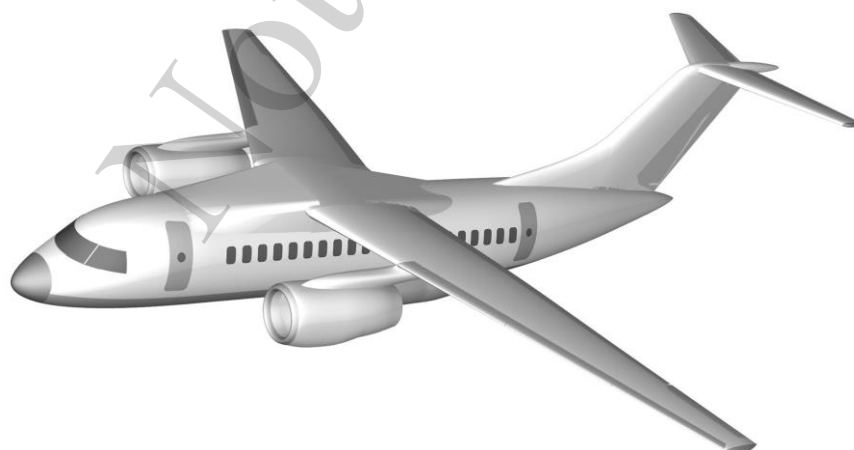


Рис. 7. Модель майстер-геометрії літака Ан-148



Рис. 8. Модель майстер-геометрії цивільного легкого літака

Модель № 2. Модель розподілу простору літака

Процес створення моделі № 2 можна розділити на такі етапи:

- 1) розроблення конструктивно-технологічного членування;
- 2) панелювання;
- 3) створення конструктивно-силового набору;
- 4) створення елементів конструкції;
- 5) розміщення обладнання, приладів, покупних виробів і т. д. ;
- 6) компонування систем;
- 7) компонування кабіни екіпажу;
- 8) компонування пасажирської кабіни (вантажної кабіни);
- 9) стикування агрегатів і систем;
- 10) створення дерева проєкту літака.

У процесі створення моделі розподілу простору проводять компонування літака – взаємне просторове ув'язування частин літака, їх зовнішніх форм і конструктивно-силової схеми з розміщенням екіпажу, озброєння, вантажів, устаткування, палива і двигунів. На цьому етапі проєкт на основі вибраної схеми, вибраних параметрів літака і визначених вагових характеристик набуває закінченої форми. Завершеності набуває зовнішнє оформлення, схема розміщення всередині літака основних вантажів і об'ємів, конструктивно- силова схема всіх частин літака.

У зв'язку з цим процес компонування об'єднує в собі три взаємозв'язані процеси, які йдуть одночасно і паралельно: аеродинамічне компонування, об'ємно-вагове компонування і конструктивно-силове компонування.

На рис. 9, 10 показані фрагменти моделей розподілу простору літаків, що проєктуються, створені за допомогою системи CAD\CAM\CAE Siemens NX.

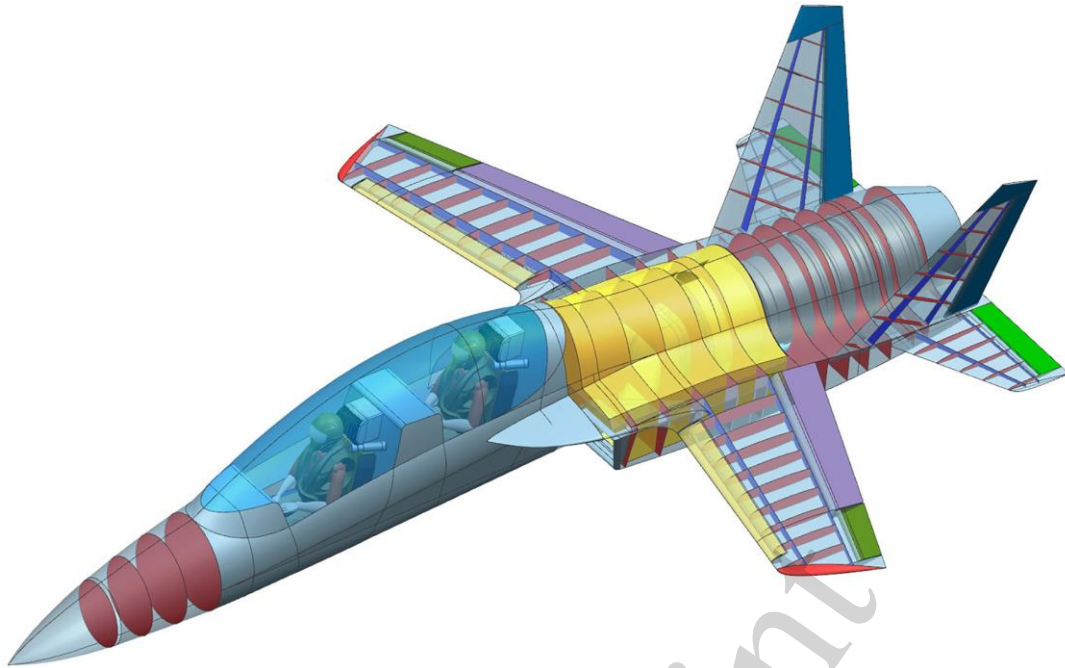


Рис. 9. Фрагмент моделі розподілу простору навчально-тренувального літака

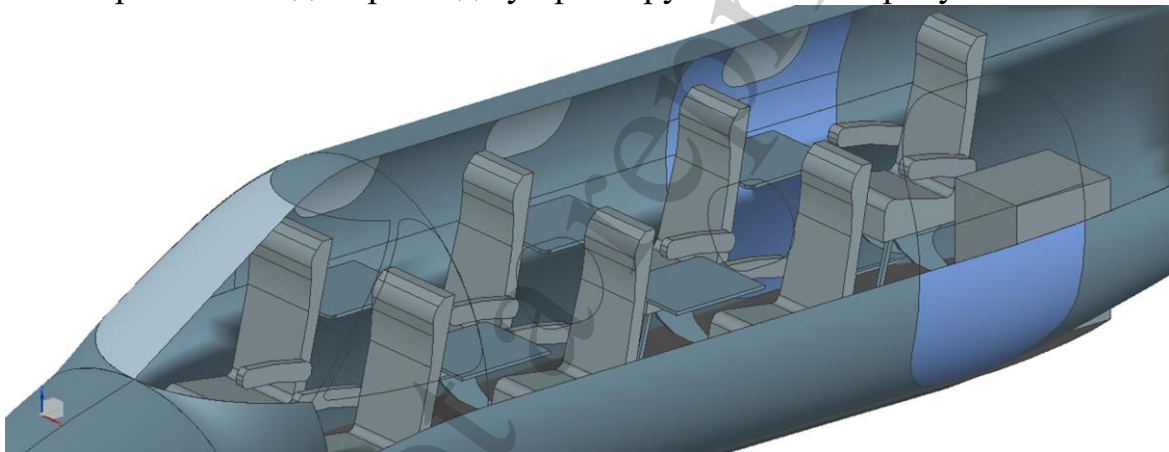


Рис. 10. Фрагмент моделі розподілу простору фюзеляжу легкого цивільного літака

Модель № 3. Моделі агрегатів, їх з'єднань і стиків

Розроблення моделі № 3 містить такі етапи:

- 1.) Повне визначення конструкції агрегатів, з'єднань і стиків.
- 2.) Призначення взаємозв'язаної системи допусків на елементи стику.

На рис. 11 показано елемент стикувального вузла літака транспортної категорії, на рис. 12–14 – фрагменти аналітичних еталонів елементів конструкції планера легкого цивільного літака, на рис. 15 – моделі крила з двома та трьома лонжеронами навчально-тренувального літака з крилом зворотної стрілоподібності.

Модель № 4. Модель геометрії всього виробу

Розроблення моделі № 4 містить такі етапи:

- 1) позонне моделювання:
 - точних компонентів конструкції з усіма зв'язками і сполученнями;
 - системи з конструктивними елементами кріплення;

– обрисів агрегатів і приладів з точною прив'язкою елементів кріплення, а також перевірку елементів конструкції з метою виявлення взаємопроникнення і зазорів, збирання;

2) посекційне моделювання:

– аналітичних еталонів всіх елементів конструкції;

– бази даних креслень;

– наповнення атрибутивною інформацією;

3) поагрегатне моделювання:

– систем, що проходять через агрегати без технологічного членування;

– збирання і контроль всієї інформації щодо проєкту.

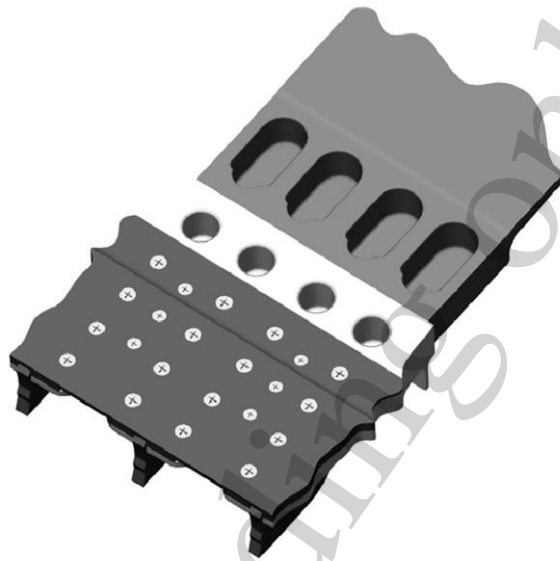


Рис. 11. Елемент стикувального вузла літака транспортної категорії

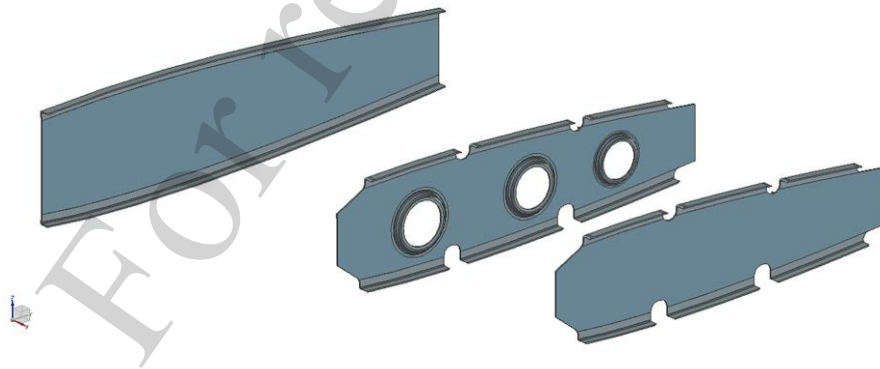


Рис. 12. Фрагменти аналітичних еталонів нервюр крила легкого цивільного літака

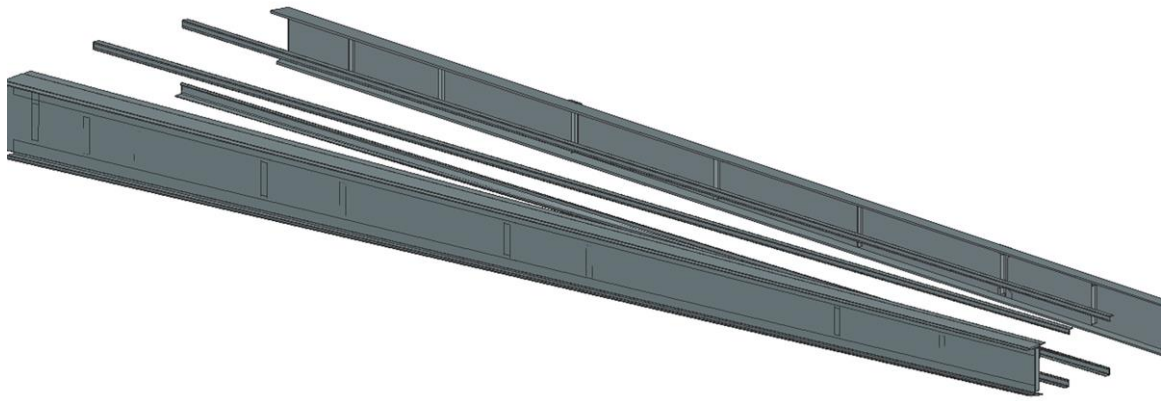


Рис. 13. Фрагменти аналітичних еталонів елементів лонжеронів крила легкого цивільного літака

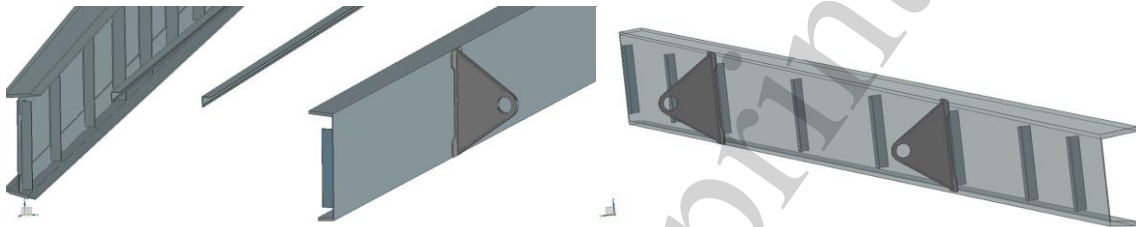


Рис. 14. Фрагменти аналітичних еталонів стояків і кронштейнів вузлів навішування руля висоти

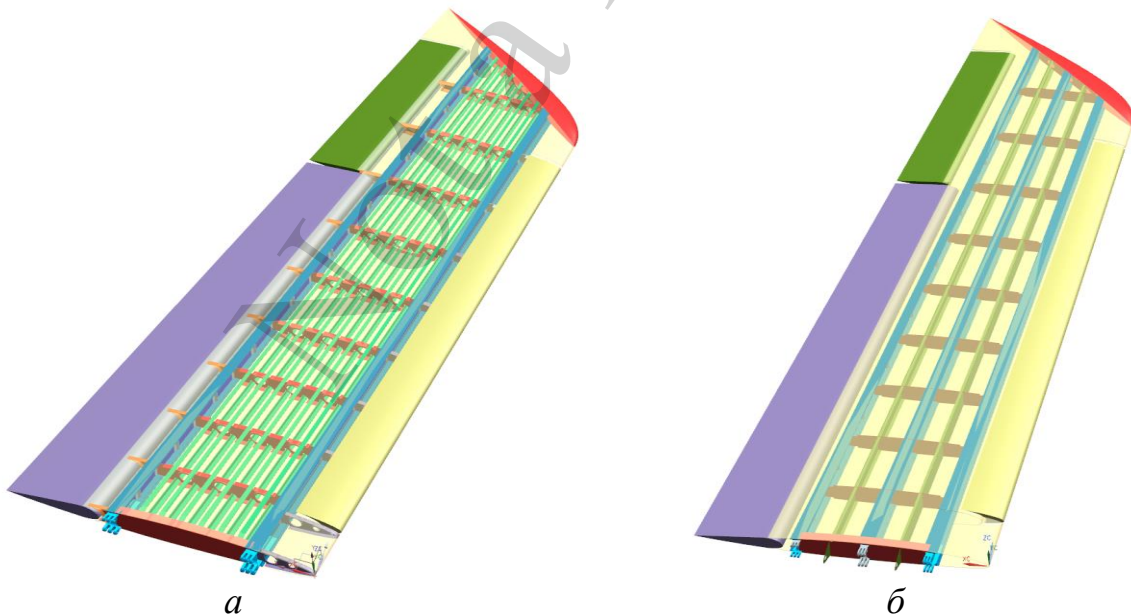


Рис. 15. Фрагменти аналітичних еталонів елементів конструкції крила навчально-тренувального літака: *а* – дволонжеронного; *б* – трьолонжеронного

5.4. Визначення складових інтегрованого проєктування літаків

Інтегроване проєктування літаків містить такі складові:

1. Інтегроване інформаційне середовище, комплекс технічних і програмних засобів для створення проєкту літака.

2. Розроблення концепції створення нового літака та тактико-технічних вимог до об'єкта проєктування. Концепція створення нового літака – це визначальний задум, на якому ґрунтуються вимоги, що висуваються до літака: по аеродинаміці, по ваговій досконалості, по міцності, по силовій установці, тощо.

3. Вибір схеми літака, визначення масових і геометричних параметрів, аеродинамічне, об'ємно-вагове та конструктивно силове компонування. Розроблення майстер-геометрії літака за допомогою систем CAD\CAM\CAE\PLM.

4. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати літака, допустимих напружень у регулярних і нерегулярних зонах для забезпечення міцності та регламентованої довговічності. Розроблення моделі розподілу простору літака.

5. Інтегроване проєктування і конструювання агрегатів літака.

6. Створення аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака.

7. Розроблення конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.

На основі розроблених принципів і удосконалених методів розроблено схему формування концепції інтегрованого проєктування літаків (рис. 16).

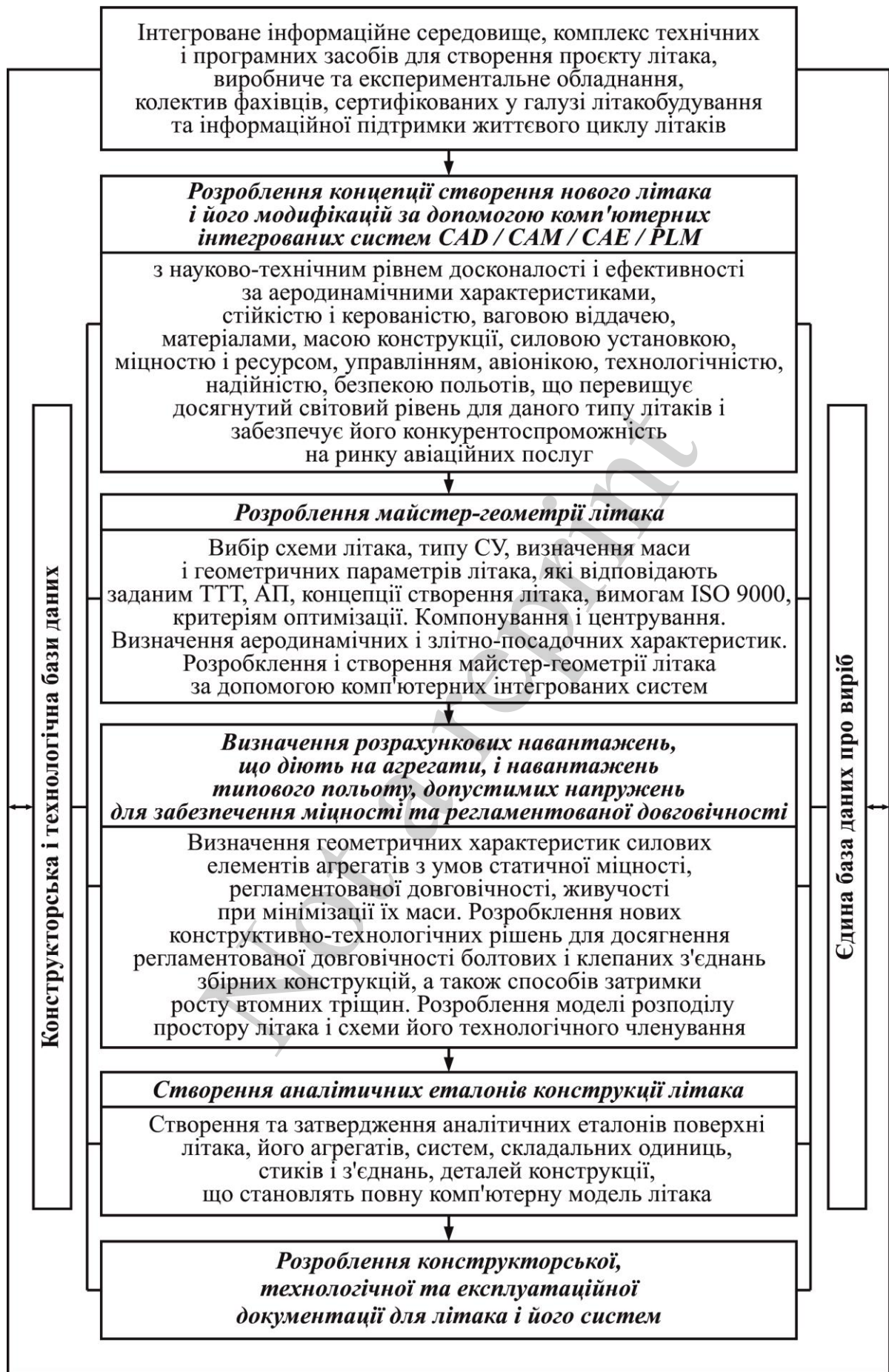


Рис. 16. Схема формування концепції інтегрованого проєктування літаків

6. Обговорення результатів створення методу інтегрованого проектування та параметричного моделювання навчально-тренувального літака

Розроблені принципи інтегрованого проектування дозволять забезпечити більш повне використання систем CAD\CAM\CAE у процесі проектування літаків. Впровадження у процес проектування розроблених принципів дозволить на більш ранніх стадіях проектування враховувати питання проектування нерегулярних зон, забезпечення ресурсу та живучості конструкції літаків.

Удосконалений метод формування загального вигляду і розрахунку злітної маси літака на відміну від методів представлених в [2, 15] дозволяє проводити оптимізацію одночасно за декількома параметрами літака, що проектується. Представлений алгоритм розрахунку злітної маси та визначення геометричних параметрів може використовуватися для літаків різних категорій і може бути автоматизований, що дозволить на стадії попереднього проектування розглянути більшу кількість варіантів проекту.

Вдосконалено методи моделювання літаків за допомогою систем CAD/CAM/CAE Siemens NX. Згідно розробленої концепції, проєкт літака має створюватися у комп'ютерному вигляді і містити у собі тривимірні моделі конструкції що мають використовуватися на всіх стадіях проектування і виробництва. Основними з цих моделей є: майстер-геометрія літака (рис. 3–8); модель розподілу простору літака (рис. 9, 10); моделі стиків, з'єднань і конструктивно-технологічних роз'ємів (рис. 11); модель геометрії всього виробу (рис. 12–15). Вдосконалені методи моделювання дозволяють проводити більш повну параметризацію моделей, що дозволяє вносити поправки в більш короткий час, зменшити затрати праці при створенні модифікації літаків.

Геометрія отриманих елементів є першоджерелом інформації для модуля САМ системи Siemens NX. У цьому модулі проводять написання програм для верстатів з ЧПК і проектування інших технологічних процесів. Модуль дозволяє організувати проектування в автоматичному режимі процесів штампування, різання, лиття і т. д.

Крім цього, отримані моделі використовують для формування технологічної оснастки і створення конструкторської та технологічної документації. Такий процес у комп'ютерних системах значно спрощений. При створенні креслярської документації практично виключені помилки побудови, оскільки всі схеми виконуються з використанням одного першоджерела (моделі деталі, вузла, і т. д.). Для створення експлуатаційної та ремонтної документації необхідно провести процес «розбирання» отриманих агрегатів на складові деталі. Процес істотно спростить той факт, що одночасно з формуванням моделей ведеться і процес створення специфікацій і необхідної конструкторської документації.

Таким чином, використання CAD/CAM/CAE систем дозволяє вести проектування агрегатів планера літака з істотно більшою ефективністю завдяки таким перевагам:

- створені моделі є першоджерелом інформації для інших застосовуваних модулів і систем або зовнішніх програмних продуктів;

– всі вироблені побудови можуть використовуватися в подальшому для створення конструкторської, технологічної, експлуатаційної та ремонтної документації;

– процеси роботи над конструкцією і технологією агрегату можуть вестися практично паралельно;

– за допомогою використання інформаційного менеджменту спрощується робота з усією номенклатурою документації;

– істотно вище точності показники спроектованих вузлів;

– технологічні проблеми виявляються на ранніх стадіях проектування агрегату, а не в процесі виробництва і оперативно усуваються;

– виникає можливість проектувати рівномічні конструкції з безперервною зміною геометричних параметрів;

– істотно знижується трудомісткість проектування і виготовлення деталей і вузлів агрегату.

Концепція інтегрованого проектування і моделювання розроблена і апробована при створенні проектів навчально-тренувальних, навчально-бойових літаків, літаків транспортної категорії, легких цивільних літаків. Застосовність концепції до інших категорій літаків не досліджувалась.

Кожний конкретний проект літака при використанні створеної концепції потребує застосування свого критерія ефективності. В представленому дослідженні у якості критерію оптимізації використовувалась злітна маса.

Подальший розвиток представленої концепції інтегрованого проектування літаків полягає у охопленні більшої кількості категорій літаків, так як кожна з таких категорій має свої особливості створення тривимірних моделей, свої критерії ефективності, що мають використовуватися при проектуванні.

7. Висновки

1. Створені принципи інтегрованого проектування є основою представленої концепції, дотримання яких забезпечує більш повне використання комп'ютерних інтегрованих систем на всіх етапах процесу проектування. Принципи урахування наявності нерегулярних зон конструкції, забезпечення ресурсу та живучості літаків на ранніх стадіях проектування забезпечуються використанням методів забезпечення регламентованої довговічності при проектуванні конструкції.

2. Удосконалено методи розрахунку злітної маси та визначення геометричних параметрів літаків різних категорій на етапі попереднього проектування. Це дозволило на етапі визначення геометричних характеристик та злітної маси літаків проводити оптимізацію по декільком параметрам за визначеним критерієм ефективності. Методи були реалізовані у пакетах прикладних програм які дозволяють на стадії попереднього проектування в короткий час провести параметричний аналіз більшої кількості варіантів проекту та розробити загальний вигляд літака.

3. Удосконалено методи створення майстер-геометрії, моделі розподілу простору і параметричних аналітичних еталонів літакових конструкцій. Метод апробований і реалізований при комп'ютерному моделюванні конструкцій на-

вчально-бойового та навчально-тренувального літака, легкого цивільного літака. Моделі майстер-геометрії та розподілення простору літака дозволяють провести об'ємно-вагове та конструктивно-силове компонування; використовуватися для розрахунків аеродинамічних характеристик та міцності за допомогою методу скінченних елементів. Застосування комп'ютерних інтегрованих систем при проведенні аеродинамічного, об'ємно-вагового та конструктивно-силового компонування дозволяє зменшити витрати і розглянути більшу кількість конструктивних варіантів.

4. Розроблено концепцію інтегрованого проектування літаків, принципи використання якої передбачають широке використання систем CAD\CAM\CAE, методів забезпечення регламентованої довговічності при проектуванні конструкції на ранніх стадіях проектування. Концепція передбачає розробку попереднього проекту за допомогою представленого методу формування загального вигляду, результатом якого має бути модель майстер-геометрії літака, на основі якої ведеться подальша розробка конструкції і систем літака, створюється конструкторська, технологічна і експлуатаційна документація. Впровадження концепції в процеси проектування і виробництва літаків забезпечить скорочення термінів проектування та запуску нових літаків у серійне виробництво, зменшення собівартості їх розроблення і експлуатації.

Література

1. Ren, H., Chen, X., Chen, Y. (2017). Reliability Based Aircraft Maintenance Optimization and Applications. Academic Press, 260. URL: <https://www.elsevier.com/books/reliability-based-aircraft-maintenance-optimization-and-applications/ren/978-0-12-812668-4>
2. Егер, С. М., Мишин, В. Ф., Лисейцев, Н. К. и др.; Егера, С. М. (Ред.) (1983). Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 616.
3. Vyshinsky, L. L., Flerov, Yu. A., Shirokov, N. I. (2018). Computer-aided system of aircraft weight design. Informatics and Applications, 12 (1), 18–30. doi: <https://doi.org/10.14357/19922264180103>
4. Братухин, А. Г. (Ред.) (2000). Авиастроение: Летательные аппараты, двигатели, системы, технологии. М.: Машиностроение, 536.
5. Kumar, K. C. N., Gupta, G., Lakhera, S., Shaikh, A. (2015). Structural Optimization of Composite Stiffened Panel of a Transport Aircraft Wing using CAE Tools. Materials Today: Proceedings, 2 (4-5), 2588–2594. doi: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2015.07.213>
6. Manca, A. G., Pappalardo, C. M. (2020). Topology Optimization Procedure of Aircraft Mechanical Components Based on Computer-Aided Design, Multibody Dynamics, and Finite Element Analysis. Lecture Notes in Mechanical Engineering, 159–168. doi: https://doi.org/10.1007/978-3-030-50491-5_16
7. Vieira, D. R., Vieira, R. K., Chain, M. C., Vieira, A. K. (2019). Features of integration management tools in the aviation industry. International Journal of Product Lifecycle Management, 12 (1), 20. doi: <https://doi.org/10.1504/ijplm.2019.104355>
8. Global Market Forecast 2019-2038. Airbus. URL: <https://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html>

9. Логинов, В. В., Еланский, А. В., Кравченко, И. Ф. (2016). Методологические основы формирования параметрического облика силовой установки перспективного учебно-боевого самолёта. Харьков: ХУВС им. Ивана Кожедуба, 294.
10. FAA Aerospace Forecasts Fiscal Years 2020-2040. Federal Aviation Administration. URL: https://www.faa.gov/data_research/aviation/aerospace_forecasts/media/FY2020-40_faa_aerospace_forecast.pdf
11. Torenbeek, E. (2013). *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. John Wiley and Sons. doi: <https://doi.org/10.1002/9781118568101>
12. Sforza, P. (2014). *Commercial Airplane Design Principles*. Butterworth-Heinemann, 598.
13. Benaouali, A., Kachel, S. (2017). An automated CAD/CAE integration system for the parametric design of aircraft wing structures. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 55 (2), 447–459. doi: <https://doi.org/10.15632/jtam-pl.55.2.447>
14. Gudmundsson, S. (2014). *General Aviation Aircraft Design. Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann. doi: <https://doi.org/10.1016/C2011-0-06824-2>
15. Балабуев, П. В., Бычков, С. А., Гребеников, А. Г., Желдоченко, В. Н., Кобылянский, А. А., Мялица, А. К. и др. (2003). Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями. Ч. 2. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 390.
16. Гребеников, А. Г. (2006). Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 532.
17. Гуменный, А. М., Николаенко, В. Н., Гребеников, В. А., Петров, А. Н. (2005). Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолёта с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 27, 8–30.
18. Донець, О. Д., Двейрін, О. З., Василевський, Є. Т., Філь, С. А., Гребеніков, О. Г., Гуменний, А. М. (2019). Проектно-конструкторські особливості планеру регіонального пасажирського літака. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 83, 4–27. doi: <https://doi.org/10.32620/oikit.2019.83.01>