

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

КОНЦЕПЦІЯ ФОРМАЛІЗОВАНОГО ПІДХОДУ
ДО ПРОЄКТУВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Харків
Друкарня «Мадрид»
2025

УДК 623.746-519, 623.741/.743, 629.7.01

Колектив авторів:

Крицький Д. М., Дружинін Є. А., Шевель В. В., Крицька О. С.,
Биков А. М., Яшин С. А., Москалець Г. С.

Рецензенти:

д-р техн. наук, проф. Петренко Ю.А.;
д-р техн. наук, проф. Рубан І.В.

*Рекомендовано до друку Вченою радою
Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»
(протокол №5 від 27 грудня 2023 року)*

Концепція формалізованого підходу до проектування авіаційної техніки: монографія /
Д.М. Крицький та ін. Харків : Друкарня Мадрид, 2025. 134 с.

ISBN 978-617-8254-32-2

У монографії розглянуто питання розробки програмного, математичного та інформаційного забезпечення, яке дозволяє згенерувати зовнішній вигляд ЛА за його основними геометричними характеристиками. Проведено аналіз основних положень методології управління ЖЦ розробки АТ, наведено основні методи аеродинамічного проектування, розглянуто алгоритми розв'язку задач з формалізованого підходу до проектування, обрано основні геометричні характеристики літака для автоматизованого розрахунку, виконано льотно-технічні випробування тривимірної моделі поверхні літака за допомогою симулятора FlightGear. Публікація буде корисна студентам, викладачам та науковцям, які цікавляться сучасними проблемами проектування авіаційної техніки.

Бібліограф.: 25 назв.

УДК 623.746-519, 623.741/.743, 629.7.01

ISBN 978-617-8254-32-2

© Колектив авторів, 2025
© Національний аерокосмічний
університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2025
© ТОВ «Друкарня Мадрид», 2025

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ	5
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ СИСТЕМНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ УПРАВЛІННЯ ЖИТТЄВИМ ЦИКЛОМ РОЗРОБКИ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ	12
1.1 Авіаційна техніка як об'єкт розробки.....	12
1.2 Аналіз стандартів нормуючих ЖЦ АТ	18
1.3 Аналіз проблем управління життєвим циклом розробки авіаційної техніки	38
РОЗДІЛ 2. МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ РАЦІОНАЛЬНОГО ПРОЄКТУВАННЯ АТ З УРАХУВАННЯМ ПРИНЦИПІВ РИЗИК-ОРІЄНТОВАНОГО ПІДХОДУ	48
2.1 Використання методів аеродинамічного проєктування у реалізації життєвого циклу розробки перспективного зразка авіаційної техніки.	48
2.2 Побудова єдиної мережі процесів розробки та виробництва виробів складної техніки за послідовного циклу організації робіт	62
2.2.1 Аналіз можливих уявлень робіт із розробки та виробництва виробу в єдиній моделі	62
2.2.2 Формування структури виробу	64
2.2.3 Побудова етапу КПВ виробу	65
2.2.4 Побудова етапу ТПВ виробу.....	67
2.2.5 Побудова етапу виробництва та зборки виробу	68
2.2.6 Метод побудови узагальненої матриці єдиної мережі процесів	71
2.2.7 Практична реалізація виробу	72
2.3 Метод оцінки впливу технічних ризиків з урахуванням імітаційного моделювання стохастичних мереж	75
РОЗДІЛ 3. СТРУКТУРИЗАЦІЯ ТА ПАРАМЕТРИЗАЦІЯ ЛА НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЄКТУВАННЯ.....	81

3.1	Опис предметної галузі задачі автоматизації	81
3.2	Аналіз завдання	87
3.2.1	Аналіз першого рівня деталізації	89
3.2.2	Аналіз другого рівня деталізації.....	90
3.2.3	Вибір основних параметрів літака для автоматизованого розрахунку ..	92
3.2.4	Вибір геометричних параметрів фюзеляжу.....	95
3.2.5	Вибір геометричних параметрів крила	96
3.2.6	Вибір геометричних параметрів горизонтального оперення	99
3.2.7	Вибір геометричних параметрів вертикального оперення	100
3.2.8	Вибір геометричних параметрів мотогондол	103
3.2.9	Порядок виконання аеродинамічних досліджень.....	104
3.3	Проведення льотно-технічних випробувань.....	107
3.3.1	Структура файлу польотної динаміки.....	109
РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧІ.....		113
4.1	Визначення вибраних геометричних параметрів крила.....	113
4.2	Визначення вибраних геометричних параметрів горизонтального оперення	115
4.3	Визначення вибраних геометричних параметрів вертикального оперення	117
4.4	Визначення вибраних геометричних параметрів фюзеляжу	119
4.5	Алгоритм побудови мотогондоли	120
4.6	Алгоритм побудови тривимірної моделі літака	121
4.7	Визначення аеродинамічних характеристик просторової моделі літака .	122
ВИСНОВКИ.....		130
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ		131

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

АДТ – аеродинамічна труба

АДХ – аеродинамічні характеристики

АТ – авіаційна техніка

БД – база даних

БЛА – безпілотний літальний апарат

БнД – банк даних

ВДПМ – вільнолітаючі динамічно подібні моделі

ВІС – великі інтегральні схеми

ВШХ – висотно-швидкісні характеристики

ГТД – газотурбінний двигун

ЕВВ – електронне визначення виробу

ЕОМ – електронно-обчислювальна машина

ЄІП – єдиний інформаційний простір

ЖЦ – життєвий цикл

ІЗ – інформаційне забезпечення

КПВ – конструкторська підготовка виробництва

КТЧ – конструкторсько-технологічне членування

ЛА – літальний апарат

ЛЗ – лінгвістичне забезпечення

ЛТХ – льотно-технічні показники

МетЗ – методичне забезпечення

МЗ – математичне забезпечення

МКЕ – метод кінцевих елементів

МКО – метод кінцевих об'ємів

МКР – метод кінцевих різниць

МСРРП – магнітна система реєстрації режимів польоту

МТЗ – матеріально-технічне забезпечення

НДДКР – науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи

ОЗ – організаційне забезпечення

ОМРП – область можливих режимів польоту

ПД – програмні дослідження

ПЗ – програмне забезпечення

ПМК – програмно-методичні комплекси

РП – робоче проектування

САПР – системи автоматизованого проектування

САУ – системи автоматичного управління

СУБД – система управління базами

ТехЗ – технічне забезпечення

ТЗ – технічне завдання

ТО – технологічні операції

ТП – технологічні процеси

ТПВ – технологічна підготовка виробництва

ТТТ – тактико-технічні вимоги

ЦМ – центр мас

ЦТ – центр тяжіння

ЧПК – числове програмне керування

ААМ – Application Activity Model

АЕСМА – European Association of Aerospace Constructors

АІМ – Application Interpreted Model

АРМ – Application Requirements Model

АР – Application Protocol (прикладний протокол)

ВРЕР – Boundary representation

САС – Continuous Acquisition and Life Circle Support (інформаційна підтримка процесів життєвого циклу виробів)

САД – Computer-aided design (система автоматизованого проектування)

САЕ – Computer Aided Engineering (система розрахунків та інженерного аналізу)

САМ – Computer-Aided Manufacturing

CAPP – Computer-Aided Process Planning

CASE – Computer Aided Software Engineering

CC – Conformance Classes (класи відповідності)

CFD – Computational Fluid Dynamic

CGM – Computer Graphics Metafile

CSDB – Common Source Data Base

CSV – Comma Separated Value

DesPM – Design Process Manager (управління процесом проєктування)

DTD – Document Type Definition (визначення типу документа)

ECAD – Electronic Computer-aided design

EDM – Engineering Data Management (управління інженерними даними)

EFD – Engineering Fluid Dynamic

FDM – Flight Dynamic Model (модель динаміки польоту)

FG – FlightGear

IETM – Interactive Electronic Technical Manual

IGES – Initial Graphics Exchange Specification

ISO – International Organization for Standardization (Міжнародна організація зі стандартизації)

IEC – International Electrotechnical Commission (Міжнародна електротехнічна комісія)

MCAD – Mechanical Computer-aided design

PDM – Product Data Management (система управління проєктними даними)

PIM – Product Information Management (управління інформацією про виріб)

PLIB – Parts Library (бібліотека компонентів)

SCM – Supply Chain Management (управління ланцюжками постачання)

SDAI – Standard Data Access Interface

SGML – Standard Generalized Markup Language (стандартна узагальнена мова розмітки)

STEP – Standard for Exchange of Product data (стандарт обміну даними моделі продукту)

TDM – Technical Data Management (управління технічними даними)

TIFF – Tagged Image File Format

TIM – Technical Information Management (управління технічною інформацією)

UML – Unified Modeling Language

VRML – Virtual Reality Modeling Language (мова моделювання віртуальної реальності)

ВСТУП

Нині літак – найпоширеніший тип літальних апаратів із величезним потенціалом подальшого розвитку, але через те, що освоєна область швидкостей і висот польоту, у якій можлива реалізація аеродинамічного принципу польоту, дуже мала, потреби суспільства в таких літальних апаратах постійно зростають.

Як об'єкт проектування сучасний літак є складною технічною системою з розвиненою ієрархічною структурою, великою кількістю елементів і внутрішніх зв'язків.

Одним із важливих етапів проектування літального апарату є етап попереднього проектування. Тут не можна точно уявити кінцевий результат, але отримання невірних даних призведе до дуже неприємних наслідків. Знайти та виправити помилку на цьому етапі означає заощадити час і, головне, гроші. Як відомо, внесення змін на наступних етапах проектування до будь-якої системи коштує набагато більше, ніж на поточному, тому оптимальним варіантом розробки проекту пасажирського літального апарату є використання ЕОМ.

У міру поглиблення опрацювання проекту дедалі більше завдань, які доводиться вирішувати проектувальникам, практично неможливо описати аналітичними методами. Використання комп'ютерного програмного забезпечення надає істотну допомогу проектувальникам при розробці ескізного і технічного (робочого) проекту ЛА, а саме економію часу для досягнення певного рівня технічної досконалості проекту або, що особливо важливо, досконалість проекту при заданому технічним завданням часу розробки проекту (рис. 1.1).

Застосування ЕОМ, знижує витрати на розробку проекту з конкретного ТЗ, вивільняє кошти для створення дослідних та експериментальних літаків, що сприяє виявленню та розкриттю технічних невизначеностей та зменшує ризик при використанні нових концепцій та конструктивно-технологічних

рішень. Широке застосування ЕОМ також дозволить значно розширити варіантність проектування, ступінь наближення до кращого рішення за короткий час, тобто підвищити якість проектування та знизити терміни розробки проекту.

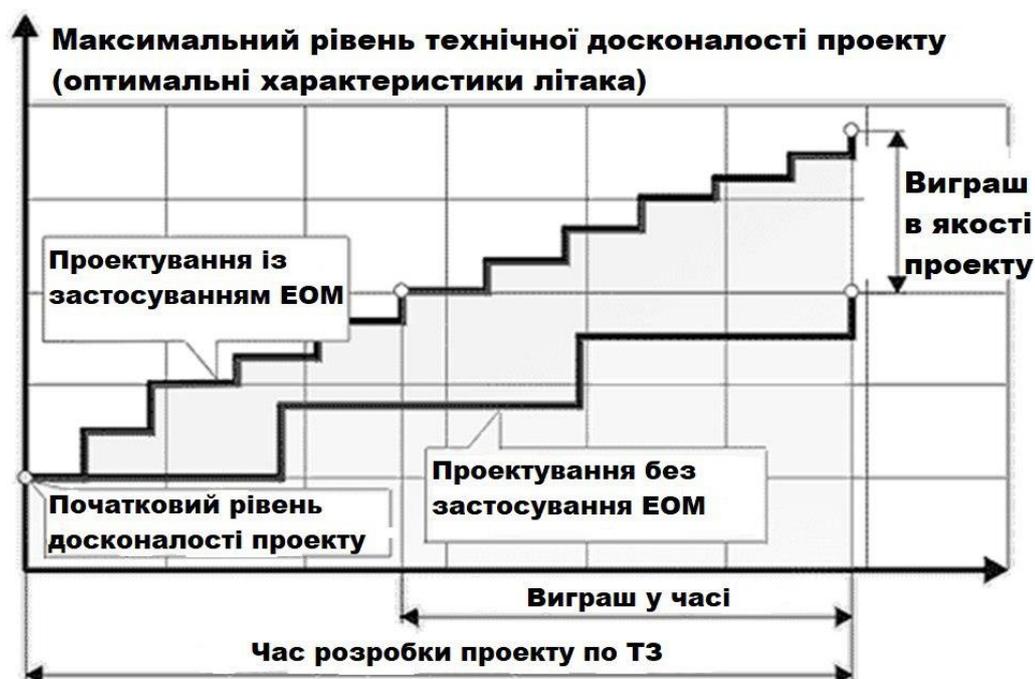


Рисунок 1.1 – Переваги проектування літальних апаратів з використанням ЕОМ

Однією з найважливіших моделей літального апарату є його геометрична модель, тобто зовнішній вигляд. Важливість її визначається тим, що за допомогою даної моделі формується видимий образ проєктованого об'єкта, і тим, що для літака зовнішні форми та розміри багато в чому визначають його льотні властивості, а також тим, що ця модель є мостом між проєктом та його конкретною реалізацією. Ця модель описує відносини між параметрами літака та характеристиками його форми та розмірів. З її допомогою визначають обводи, площі, об'єми, поперечні перерізи літака та його агрегатів. Однак, побудова зовнішнього вигляду літака є попереднім етапом для подальшого аеродинамічного розрахунку, так як саме

аеродинамічні властивості літального апарату дозволяють судити про його функціональні можливості, льотно-технічні характеристики.

Ця робота має на меті проаналізувати основні положення методології управління ЖЦ розробки авіаційної техніки, дослідити методи та моделі раціонального проектування АТ з урахуванням принципів ризик-орієнтованого підходу, а також створити концепцію програмного, математичного та інформаційного забезпечення, що дозволяє згенерувати зовнішній вигляд пасажирського дозвукового неманевреного літака з ТРД за основними його геометричними характеристиками.

РОЗДІЛ 1. ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ СИСТЕМНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ УПРАВЛІННЯ ЖИТТЄВИМ ЦИКЛОМ РОЗРОБКИ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

1.1 Авіаційна техніка як об'єкт розробки

В умовах постійно зростаючої інтенсивності світового розвитку техніки істотний вплив на високий рівень конкурентної спроможності нових зразків, безумовно, створюють такі фактори як новизна та перспективність закладених ідей, а також ресурсомісткість та час реалізації. І, якщо новизна та перспективність ідей залежать від низки об'єктивних та суб'єктивних факторів (рівня розвитку техніки, освіти, накопиченого досвіду, питань підготовки кадрів, кваліфікації фахівців, здібностей до колективної та особистої творчості та інших факторів, у тому числі й соціальних) та вплив на них виходить за рамки суто технічного рішення, то зниження ресурсомісткості та часу реалізації представляється в ефективному управлінні проєктами, у необхідності застосування нових, прогресивних методів та технологій як у виробництві, так і на етапі проєктування нової техніки.

Істотний вплив на процес створення нової техніки створюють фактори, зумовлені економічною ефективністю конкретного зразка: прагнення замовників та потенційних інвесторів скоротити період окупності вкладених коштів за рахунок скорочення часу розробки та виробництва, у тому числі за рахунок зниження витрат на науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи (НДДКР), що не піддаються досить точному прогнозуванню, внаслідок складності адекватного математичного опису реальних фізичних процесів

Тривалість циклу створення нового зразка транспортної авіації до початку льотних випробувань простежується на прикладі історії створення літаків АНТК ім. Антонова і становить близько 2-6 років. Зразки техніки, що здійснюють революційний прорив (такі як Ту-144, Ан-124, Іл-96-300, А-380), створюються в середньому близько 15-ти років. Створення зразків військової авіації, кожен з яких є унікальним, триває від 5 до 15 років. Легкомоторна

авіація – 1-3 роки. Кожні 8-12 років випускаються зразки з яскраво вираженими ознаками, які дають різкий стрибок, наприклад, паливної, транспортної чи бойової ефективності, що визначає початок періоду появи літальних апаратів нового покоління [1], при зростаючій від покоління до покоління складності систем і, як наслідок, до ускладнення необхідних для їх розробки розрахунків. Цикл створення безпілотної авіаційної техніки, що є об'єктом дослідження, залежно від призначення та класу літального апарату, за відповідного забезпечення, вимірюється тимчасовими проміжками від кількох місяців до 2-5 років.

Частота оновлення технологій та технічних знань постійно зростає. Змінюються засоби виявлення, ураження, авіоніка. Це підштовхує до поновлення парку БЛА. І якщо пілотована техніка створюється з розрахунку терміну експлуатації не менше 20-30 років, то термін експлуатації БЛА, залежно від призначення, конструкційних матеріалів, умов зберігання, експлуатації та ін., становить 5-10 років і часто обмежується кількістю режимів зльоту-посадок, при яких конструкція зазнає пікових навантажень, іноді нерозрахункових. У зв'язку з цим необхідно порівнювати терміни створення та експлуатації.

У міжгалузевому науково-дослідному інституті проблем фізичного моделювання режимів польоту літаків при Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (НДІ ПФМ ХАІ) ведуться розробки безпілотних автоматизованих комплексів, складовою яких є розробки безпілотних літальних апаратів (БЛА) різного призначення, як самостійного застосування, так і експериментальних, призначених для моделювання режимів польоту, перевірки та відпрацювання проектно-конструкторських експлуатаційно-технологічних рішень.

В даний час інтенсивний розвиток безпілотної авіації відкриває широкі можливості для дослідження інновацій, застосування нових технологій як для скорочення циклу створення ЛА, так і для якнайшвидшої власної апробації,

відпрацювання та подальшого впровадження з мінімальним ризиком і для виробника, і для кінцевого споживача.

Авіабудування, як приклад науко- та ресурсоємного виробництва, вже на перших етапах створення об'єктів техніки відчуває гостру необхідність застосування високотехнологічних методів комплексного проектування. Інженерна практика традиційно спирається на проведення експериментальних досліджень, що, при їх правильному виконанні, зазвичай забезпечує високу надійність техніки. Однак висока вартість і тривалість таких досліджень істотно знижують конкурентоспроможність техніки, що розробляється. Враховуючи всю різноманітність НДДКР, починаючи з етапу формування вигляду об'єкта або системи в умовах значної невизначеності вихідної проектної інформації і закінчуючи вирішенням приватних завдань проектування окремих елементів, одним із напрямків вирішення питань вважається широке впровадження у практику комп'ютерних інформаційних технологій. В даний час широке практичне застосування знайшли CAD/CAM/CAE програми [2, 3, 4]. Одним з основних напрямків створення та вдосконалення атмосферних літальних апаратів, як і раніше, залишається аеродинамічний проектування, яке є одним з найбільш науко-, ресурсомістких і, відносно, тривалих процесів, що найчастіше триває протягом усього життєвого циклу ЛА. При існуючому рівні розвитку доступних для практичного застосування чисельних методів аеродинамічного експерименту та їх технічного забезпечення, існують труднощі забезпечення достатньої точності результатів та пов'язані з цим значні витрати тимчасових та обчислювальних ресурсів, особливо на початкових етапах розробки. Тому існує необхідність підвищення технологічності існуючих перевірених методів проектування в комплексі з комп'ютерними технологіями, що розвиваються, за рахунок їх раціонального комбінування, оптимізації та уніфікації, об'єднання їх у сценарії проектування в послідовності, що дозволяє в результаті отримати найбільш ефективний внесок від кожного з методів за менший відрізок часу та з меншими витратами. Своєчасне освоєння та

раціональне застосування нових технологій є запорукою ефективного використання ресурсів.

ЛА як складний об'єкт (рис. 1.2):

- велика кількість перетворень видів енергії, складна взаємодія із середовищем;
- єдність властивостей (корисні, нейтральні, шкідливі);
- ітеративність процесу проектування;
- особливі вимоги до безпеки (обов'язкова сертифікація);
- великий спектр варіантів реалізованості.

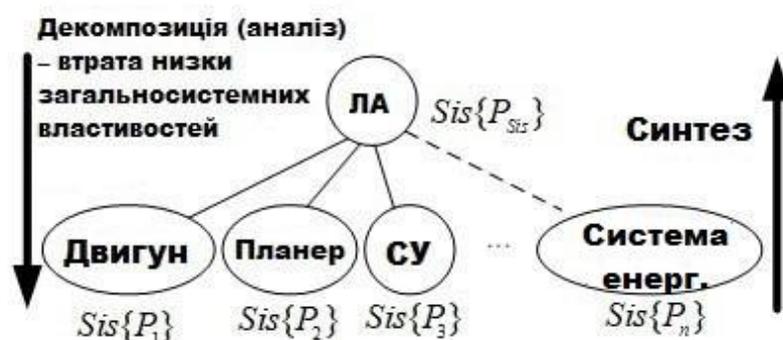


Рисунок 1.2 – ЛА як складний об'єкт

Формула 1.1 показує єдність загальносистемних властивостей (корисних, нейтральних, небезпечних):

$$\{P_{Sis}\} = \bigcup_{i=1}^n \{P_i\} \quad (1.1)$$

Проектування – це створення технічного об'єкта із заздалегідь заданими корисними властивостями з урахуванням нейтральних та небезпечних властивостей.

Результат проектування – комплект конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації, що дозволяє виготовити потрібну кількість ідентичних екземплярів ЛА, експлуатувати протягом заданого терміну в галузі безпечних експлуатаційних режимів (рис. 1.3).



Рисунок 1.3 – Область можливих режимів польоту (властивості)

Особливості процесу проектування ЛА:

1. Складність, багатоетапність.
2. Тривалий термін розробки, великі матеріальні витрати.
3. Багатоваріантність та ітеративність.
4. Наявність потужної методичної бази щодо перевірочних розрахунків і невелика кількість методів «прямого проектування».
5. Широкий спектр методів моделювання (математичного, напівнатурного та натурного), проектування та аналізу результатів і недостатньо чітка регламентація їх застосування на основних стадіях та етапах розробки.
6. Відсутність в Україні замкнутого циклу розробки АТ.



Рисунок 1.4 – Контур постійного вдосконалення АТ

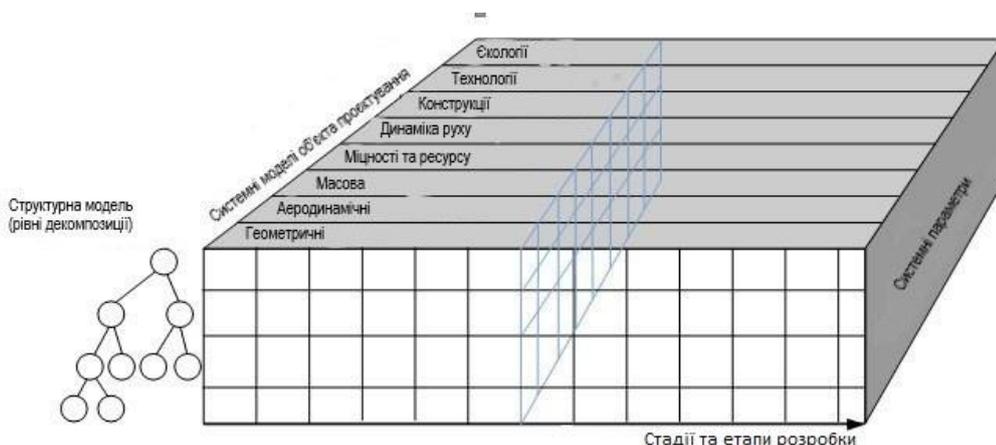


Рисунок 1.5 – Формування структурно-параметричної моделі ЛА

Напрямок роботи – упорядкування проєктних дій щодо створення ЛА з метою мінімізації витрат та строків розробки при забезпеченні необхідного рівня якості та безпеки.

Системні моделі об'єкта проектування:

- геометричні;
- аеродинамічні;
- масова;
- міцності та ресурсу;
- динаміка руху;

- конструкції;
- технології;
- екології.

1.2 Аналіз стандартів нормуючих ЖЦ АТ

Оснoву ЖЦ створюють CALS-технології. CALS зараз розуміється як Continuous Acquisition and Life Circle Support, або ж як «інформаційна підтримка процесів життєвого циклу виробів».

Проблеми нормативного характеру забезпечення ЖЦ пов'язані з нагальною необхідністю радикального перегляду та доповнення нормативної бази, що регламентує обіг технічної документації. Найбільш важливим є питання надання легітимного статусу електронній документації та створення версій головних серій стандартів (ЄСКД, ЄСТД, ЄСПД та інших), орієнтованих на використання електронної документації. Це є навіть більш важливим завданням, ніж створення спеціальних стандартів у галузі CALS-технологій.

Сьогодні прийняті CALS-стандарти є важливими, але не складовими певної цілісності групи документів, що не дозволяє організувати просування шляхом впровадження нових технологій у літакобудуванні в досить широкому масштабі.

Існують інші проблеми, що стосуються нормативної бази. Так, суттєво ускладнено процес взаємодії із закордонними партнерами через відсутність необхідного статусу української мови у роботі міжнародних комітетів зі стандартизації (міжнародна організація зі стандартизації (ISO), міжнародна електротехнічна комісія (IEC)). Згідно з діючими рішеннями українська мова повинна мати статус ідентичний англійській та французькій мовам, проте фактично ці рішення не виконуються [1].

В архітектурі українських стандартів має бути визначене єдине розуміння даних та взаємозв'язків, які спільно використовуються протягом

ЖЦ виробів, включаючи процеси управління конфігурацією виробу та його логістичної підтримки; управління даними про виріб протягом ЖЦ; вимоги щодо управління бізнес-процесами тощо. Архітектура українських стандартів з електронного обміну даними повинна включати засоби моделювання, описані в стандартах ISO 10303 (STEP), ISO 13548 (PLIB) та ін. Спеціалізація ISO 10303 (STEP) охоплює життєвий цикл, починаючи з етапів проектування та виробництва, до етапів експлуатації, технічної підтримки, утилізації. Проектування у свою чергу уявляють, як процес формування опису виробу АТ, що розробляється. Цей опис містить у собі ряд моделей: геометричну, інерційно-масову, аеродинамічну, динаміки польоту, стійкості та керованості, а також економічну [2].

Ключовим моментом є перехід найбільших компаній від дискретного опису виробів до електронного визначення виробу (EBB). EBB забезпечує безперервну інформаційну підтримку виробу протягом усього його життєвого циклу. Основою EBB є безпаперове уявлення інформаційної моделі виробу, що включає всі дані щодо нього з урахуванням міжнародних стандартів. Особливо важливо, що при цьому створюється інформаційна інфраструктура управління базами даних, що дозволяє при включенні до неї міжнародних стандартів реалізувати CALS-технології – основу віртуального підприємства та міжнародної кооперації. Структурування EBB вимагає глибокого опрацювання всіх стадій та етапів розробки [3].

Основними компонентами EBB є:

- інструментальний комплекс інтегрованих програми засобів для автоматизованого проектування виробів CAD;
- технологія автоматизованого паралельного проектування в режимі групового використання даних ACE-Concurrent Engineering;
- система інженерного аналізу CAE;
- система автоматизації технологічної підготовки виробництва CAM.

Застосування міжнародних CALS-стандартів полегшує ділове співробітництво в рамках віртуальних підприємств, підвищує гнучкість

бізнес-процесів та конкурентоспроможність продукції, гарантує вихід на міжнародний ринок.

Огляд CALS-стандартів. Одне з центральних місць у системі CALS-стандартів займають стандарти, розроблені під егідою Міжнародної організації стандартизації ISO під назвою STEP (Standard for Exchange of Product data) та номер 10303. Стандарти ISO 10303 визначають засоби опису (моделювання) промислових виробів на всіх стадіях життєвого циклу. Єдина форма описів даних про промислову продукцію забезпечується введенням у STEP мови Express, інваріантної до додатків. У стандартах STEP використано низку ідей, раніше втілених у методиках інформаційного IDEF1X та функціонального IDEF0 проектування, які у свою чергу дозволяють вирішити проблему інформаційного забезпечення якості продукції [4]. Але роль стандартів STEP не обмежується введенням лише граматики єдиної мови обміну даними. У рамках STEP зроблено спробу створення єдиних інформаційних моделей (онтологій) цілої низки додатків. Ці моделі одержали назву прикладних протоколів. В якості альтернативної мови для обміну геометричними та технічними даними про промислові вироби може використовуватися мова розмітки XML.

Стандарт ISO 10303 складається з ряду документів (томів), в яких описуються основні принципи STEP, правила мови Express, дані методи його реалізації, моделі, ресурси, як загальні для додатків, так і деякі спеціальні (наприклад, геометричні та топологічні моделі, опис матеріалів, процедури креслення, кінцево-елементного аналізу тощо), прикладні протоколи, що відображають специфіку моделей у конкретних предметних галузях, методи тестування моделей та об'єктів. Задоволенню вимог створення відкритих систем у STEP приділяється основна увага – спеціальний розділ присвячений правилам написання файлів обміну даними між різними системами, створеними у рамках STEP-технології.

Розвиток CALS-технологій знайшов визначення у розробці серій стандартів ISO 13584 Parts Library (P-Lib), ISO 14959 Parametrics, ISO 15531

Manufacturing management data (Mandate), ISO 8879 Standard Generalized Markup Language (SGML). Розробка нових CALS-стандартів та змін до стандартів ЄСКД має бути ув'язана зі стандартами та проектами стандартів серій ДСТУ ISO 10303.

Стандарт SGML встановлює такі множини символів та правил для подання інформації, які дозволяють різним системам правильно розпізнавати та ідентифікувати цю інформацію. Названі множини описують в окремій частині документа, яка називається декларацією DTD (Document Type Definition), яку передають разом з основним SGML-документом. В DTD вказують відповідність символів та їх кодів, максимальні довжини ідентифікаторів, спосіб подання обмежувачів для тегів, інші можливі угоди, синтаксис DTD, а також тип і версію документа. Технічний опис у вигляді документа SGML включає: основний файл з технічним керівництвом, розмічений SGML-тегами; опис сутностей, якщо документ відноситься до групи, в якій використовуються одні й ті самі сутності та мається на увазі їх популярність; словник для пояснення SGML-тегів; DTD. Мова SGML є метамовою для сімейства конкретних мов розмітки. Так, мови розмітки XML та HTML можна вважати підмножинами мови SGML. При цьому XML зручніший, ніж SGML: легше сприймається, пристосований для використання у WWW (сучасних браузерів), зберігаючи можливості SGML. Для конкретних програм створюються свої варіанти (словники) XML. Відомі варіанти для математики, хімії, медицини. Для CALS інтерес представляють варіанти Product Definition eXchange (PDX) та 3D XML, присвячені обміну даними в САПР, а стандарт ISO 10303-28 присвячений створенню XML схем (XML Schema) для представлення інформації в CALS системах.

Стандарт MIL-STD-1840C (скорочення від Military Standard – американський військовий стандарт) присвячений представленню та обміну даними в CALS-технологіях.

Стандарт визначає міжнародні, національні, військові стандарти та специфікації для електронного обміну інформацією між організаціями чи

системами. У ньому до стандартів та специфікацій технологій CALS віднесено низку стандартів таких, як вищеназвані стандарти STEP, SGML, а також стандарти шифрування даних та електронного підпису, кодування аудіо та відео даних, специфікації MIME електронної пошти тощо. Відповідно до MIL-STD-1840C документи можуть бути SGML-документами, обмінними файлами на мові Express, для представлення ілюстрацій та тексту допускається використання інших форматів. Так, для передачі та подання у технічних посібниках ілюстративного матеріалу (схем, малюнків) відповідно до американського стандарту MIL-PRF-28003 можна використовувати формат BMP, але більш економічний формат JPEG. Для 2D креслень (але не в САПР) рекомендується використовувати формат CGM (Computer Graphics Metafile), раніше введений ISO/IEC 8632. Розтеризація виконується відповідно до рекомендації MIL-PRF-28002. Стандартний растровий формат – TIFF. Зазначимо, що документи MIL-PRF-28000 та MIL-PRF-28001 присвячені відповідно форматам IGES та SGML. Формат IGES (Initial Graphics Exchange Specification), затверджений як стандарт на початку 80-х, був попередником STEP, але він був орієнтованим в основному на опис геометричних властивостей виробів. У структурі документа виділяють реквізитну та змістовну частини. У реквізитній частині записуються метадані як списку ідентифікаторів атрибутів та його значень, і навіть відомості про електронних підписах документа. Змістовна частина складається з одного або більше блоків даних, кожен блок має дані, що передаються, та їх опис.

У CALS-технологіях представлені не лише питання опису даних та організації інформаційних обмінів, а й питання моделювання додатків. Для виконання початкових кроків моделювання складних слабоструктурованих програм рекомендується використовувати методики об'єктного моделювання на базі мови UML (Unified Modeling Language), функціонального моделювання систем IDEF0, інформаційного моделювання IDEF1X. Зокрема, методики IDEF0 та IDEF1X представлені у федеральних рекомендаціях США відповідно FIPS 183 та FIPS 184.

До CALS-стандартів належать також стандарти інтегрованої логістичної підтримки виробів та група стандартів, присвячених створенню інтерактивних електронних технічних посібників. У цю групу входить специфікація MIL-D-87269 – Interactive Electronic Technical Manual (IETM) Database – описує вимоги до створюваних підрядниками-постачальниками систем озброєнь баз даних для інтерактивних електронних технічних посібників та довідників. У специфікації містяться вимоги до побудови баз даних, забезпечення обміну даними, найменування елементів даних, супроводження та обслуговування даних. У додатках до документа наведено обов'язкові та необов'язкові елементи будь-якої документації, а також їх взаємозв'язок. Докладно описано схему внутрішньої побудови баз даних на основі конструкцій та елементів мови SGML. Описано методи представлення структури та складу промислового виробу та його компонент у мові SGML, а також надано шаблони документів на обов'язкові складові технічної документації (такі як інформація про несправності, технічний опис тощо)

Далі буде докладніше розглянуто основний стандарт STEP та низку інших стандартів нормуючих ЖЦ АТ.

Структура стандартів STEP. При розробці стандартів STEP було поставлено мету забезпечення одноманітного опису та інтерпретації даних в автоматизованих системах на різних етапах життєвого циклу виробів. До їх розробки стандартів STEP під егідою ISO було залучено низку провідних компаній та спеціалістів фірм у різних галузях промисловості. Основу STEP становить мову Express. Це мова уніфікованого представлення даних та обміну даними у комп'ютерних середовищах. Мова інваріантна до додатків. Хоча вона розроблялася з орієнтацією передусім опис життєвих циклів промислової продукції, області її застосування значно ширше.

У STEP використовуються такі важливі поняття:

– ААМ – Application Activity Model – це функціональна модель IDEF0 для певної програми;

– ARM – Application Requirements Model – це модель, яка представляє дані з погляду користувача; зокрема, у цій моделі дані можуть бути виражені як засобами, типовими для програми, так і з використанням синтаксису Express;

– AIM – Application Interpreted Model – це ARM модель, перекладена STEP подання з використанням низки уніфікованих в STEP понять, закріплених в інтегрованих ресурсах;

– AP – Application Protocol – це STEP стандарт, що відбиває специфіку конкретної програми;

– SDAI – Standard Data Access Interface – програмний інтерфейс до бази даних, що поділяється рядом прикладних систем (у тому числі системами CAD/CAM) і представленою мовою Express. SDAI є уніфікованим набором процедур доступу до бази даних, використовується в STEP середовищах для організації обмінів між додатками через загальну базу даних.

STEP – це сукупність стандартів та складається з низки томів. Тома мають свої номери N та позначаються як «частина N» або ISO 10303-N. Наразі розроблено більше сотні томів, частина з них має статус проєктів, частина вже затверджена як стандарти ISO:

– том 1 (ISO 10303-1) – вступний стандарт, що виконує роль анотації всієї сукупності томів; у цьому стандарті вводиться ряд термінів, що використовуються в інших стандартах, наприклад, таких як продукт (product), додаток (application), проєктні дані (product data), модель (model), моделі ААМ, АІМ, АРМ, прикладний протокол (AP), інтегрований ресурс (integrated resource); елемент функціональності (unit of functionality – UoF);

– томи 11-14 – методи опису (Description methods);

– томи 21-29 – методи реалізації (Implementation methods);

– томи 31-35 – основи тестування моделей (Conformance testing methodology and framework);

– томи 41-50 – інтегровані основні ресурси (Integrated generic resources);

- томи 101-108 – інтегровані прикладні ресурси (Integrated application resources);
- томи 201-236 – прикладні протоколи (Application protocols);
- томи 301-332 – абстрактні тестові набори (Abstract test suites);
- томи 501-520 – прикладні компоненти (Application interpreted constructs).

Прикладні протоколи STEP. Прикладні протоколи, що вводяться у стандартах STEP, створюються для однозначного розуміння специфікацій програм різними користувачами інформаційних моделей. Прикладним протоколом STEP називають інформаційну модель певного додатка, яка описує з високим ступенем повноти безліч сутностей, що є в додатку, разом з їх атрибутами, і виражена засобами мови Express. Передбачається, що ця модель містить у собі опис даних будь-якої конкретної задачі відповідної програми, тобто. практичні інформаційні моделі прикладних завдань виявляються окремими випадками прикладних протоколів. Іншими словами, прикладний протокол виражає онтологію додатку, оскільки під онтологією розуміють сукупність концепцій, об'єктів, відносин та обмежень, що виражають семантику певної предметної галузі. Прикладні протоколи у стандарті ISO 10303 містяться у томах, починаючи з N=201. Прикладні протоколи прийнято позначати аббревіатурою AP із зазначенням номера, наприклад AP203, AP214. Для зв'язку прикладної системи зі STEP використовувані нею дані мають бути описані відповідному AP. Як правило, прикладний протокол включає велику кількість сутностей та їх атрибутів, описи AP становлять десятки сторінок на мові Express або десятки малюнків на мові Express-G (рис. 1.6). Тому доцільно використовувати прийоми групування тісно взаємопов'язаних сутностей більш лаконічної характеристики AP. Такими групами є одиниці функціональності (UoF – Units of Functionality). Існують також поняття класів (CC – Conformance Classes) для класифікації моделей, що використовуються.

Нижче наведено коротку характеристику більшості наявних на цей час прикладних протоколів. Їхня кількість може розширюватися за рахунок розробки нових протоколів. Посилання ці протоколи відсутні, оскільки українські стандарти на ці прикладні протоколи діють, але не є виданими. Загалом вони ідентичні своїм англomовним аналогам.

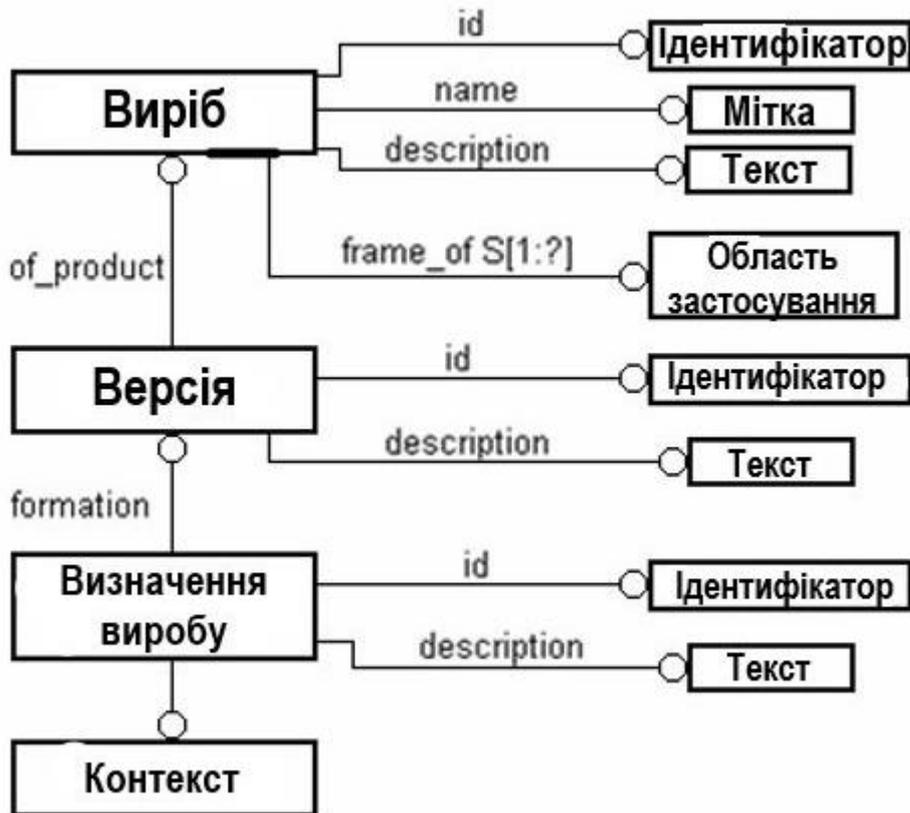


Рисунок 1.6 – Приклад моделі «Визначення виробу» мовою Express-G

AP201. Explicit draughting; явне креслення. З використанням протоколу оперують такими поняттями, як структура креслення, інструкція, геометрична форма деталі, групування. До сутностей входять специфікація, затвердження, номер аркуша, організація-виконавець, шар, вигляд тощо.

AP202. Associative draughting; асоціативне креслення. Протокол, що стосується опису конструкторської документації. У протоколі фігурують дані, що значною мірою перетинаються з даними протоколу AP201 і згруповані за УоF наступним чином:

– структура документації (ієрархія, заголовки, що затверджують підписи);

- зв'язок із виробом (версія, виробник);
- інструкція форми виробу (2D або 3D CAD-модель);
- зв'язок моделі з її візуалізацією (масштаб);
- форма анотації (місцерозташування анотації, символи, позиції, що заповнюються);
- оформлення документів (шрифти, кольори);
- розміри (допуски);
- групування деталей за тими чи іншими ознаками.

AP203. Configuration controlled design; проектування з керованою конфігурацією. Це один із найважливіших прикладних протоколів. У ньому уніфіковані геометричні моделі, атрибути та специфікації: збірок; 3D поверхонь, поділених на кілька класів; параметри управління версіями та внесенням змін до документації та ін.

Опис протоколу AP203 на мові Express є схемою, в якій можна виділити наступні частини:

- посилання на запозичені із стандартів ISO 10303-41, 42 та 44 інтегровані ресурси. Це посилання на такі сутності, як контексти додатку та продукції, властивості виробів, масо-габаритні характеристики, розташування координатних осей, типи кривих та поверхонь, покажчики статусу контракту, підприємства, виконавців, дати тощо;

- опис деяких узагальнених типів, що об'єднують за допомогою оператора SELECT ряд приватних типів;

- опис сутностей, що виражають конструкції виробів. Представлено 6 класів геометричних моделей. Клас 1 призначений для завдання складу виробів без опису геометричних форм. Клас 2 включає каркасні моделі з явним описом кордонів, наприклад, у вигляді координат точок і ліній, що визначаються з їх допомогою. У класі 3 каркасні моделі доповнено топологічною інформацією, тобто. дані про те, як поверхні, лінії або точки пов'язані один з одним. Клас 4 служить опису поверхонь довільної форми.

Класи 5 і 6 включають твердотільні моделі, звані BREP (Boundary representation). До першого з них відносяться тіла, межі яких апроксимовані полігональними (фасетковими) поверхнями, що складаються з плоских ділянок. У класі 6 поверхні, що обмежують тіла, можуть бути як елементарними (плоскими, квадратичними, тороїдальними), так і представленими моделями у формі Безьє, B-сплайнів та ін;

– опис інших використовуваних сутностей, що стосуються конфігурації виробу, наприклад, таких як зміна, що вноситься в проєкт, з відповідними атрибутами.

AP204. Mechanical design using boundary representation; конструювання механічних деталей на основі твердотільної моделі. У протоколі введено такі сутності, як ім'я виробу, шифр, версія, складальний вузол, модель (елементарна, фасеткова або універсальна BREP-модель), колір, ширина ліній подання тощо.

AP209. Composite and metallic structural analysis and related design; аналіз композитних та металевих конструкцій; комбінування даних геометрії та управління конфігурацією з даними для аналізу, наприклад, за методом кінцевих елементів. Підтримуються статичний і частотний аналіз, 3D сіткові моделі для аналізу МКЕ, вводяться визначення властивостей збірок, засоби представлення властивостей композитних і однорідних матеріалів.

AP210. Electronic assembly, interconnect and packaging design; компонування та проєктування міжз'єднань в електронній апаратурі, управління конфігурацією та подання даних про друковані плати та складання при їх проєктуванні і передачі даних на виробничу стадію. У протоколі використовуються дані про форму і матеріал виробу, розміщення компонентів і наявні обмеження, провідні та ізолюючі шари, внесені зміни в проєкт і т.д.

AP212. Electrotechnical design and installation; проєктування та монтаж електротехнічних виробів. У протоколі описуються електротехнічні системи на стадіях проєктування, монтажу, постачання. Є засоби для представлення функціональної декомпозиції систем, фізичного розміщення обладнання та

кабельних з'єднань, інформаційного обміну між частинами систем, документування, управління конфігурацією та ін. (але в протоколі не розглядаються питання виготовлення, моделювання, тестування апаратури). Приклади об'єктів, що використовуються в стандарті: електротехнічні системи та прилади, функціональний продукт, місце розміщення (installation location), сигнал, термінал, проєкт, контракт, інтерфейс, ланцюг, з'єднання (connectivity), порт. Окрему групу складають об'єкти, що подаються графічно, та ін.

У протоколі описується ряд опцій, які можна використовувати у моделях. Склад цих опцій залежить від класу форми. Усього в протоколі 4 класи (CC – conformance classes):

- CC1 – проєктні дані (класифікація, конфігурація, документація з двовимірними схемами, структура) без функціональних аспектів та інсталяції;
- CC2 – клас 1 з додаванням функціональної інформації (розподіл функцій між частинами системи, інформаційні потоки та ін.);
- CC3 – клас 1 з інформацією про інсталяцію (двовимірні креслення з геометричною та просторовою інформацією, схеми розміщення обладнання);
- CC4 – повна сукупність даних – одиниць функціональності протоколу AP212, тобто. об'єднання CC1, CC2 та CC3.

AP214. Core Data for Automotive Mechanical Design Processes; основні дані проєктування механічних частин автомобілів. Незважаючи на назву, активно використовується в авіабудуванні. Є засоби для представлення даних по структурі та геометрії виробів, презентації проєктів, моделювання, виробничих процесів (числове управління, допуски, матеріали) та ін.

У стандарті введено 19 класів моделей (Conformance Classes), класи різняться видом моделі (поверхнева, твердотільна, каркасна), наявністю даних з кінематики, допусків, управління конфігурацією.

Геометричні групи споріднених понять (сутностей, атрибутів), що фігурують у додатку, зведені в AP214 кілька UoF, що мають непусті перетину. Це:

- G1: wireframe model 2d, що включає такі сутності, як геометрична модель, точка, лінія, крива, гіпербола, B-сплайн, 2D каркасна модель та ін;
 - G2: wireframe model 3d з аналогічними сутностями, але у просторі 3D;
 - G3: connected surface model, призначена для представлення топологічно обмежених поверхневих моделей, ця група включає ряд сутностей G2 і G8 і таких, як крива або точка на поверхні, циліндрична і тороїдальна поверхні, конструктивна геометрія та ін;
 - G4: faceted b rep model, відноситься до BREP моделей з деталями, що мають планарні поверхні та внутрішні порожнечі. Поняття точки, лінії, площини взято з G3 та G5, інші сутності – замкнута фасеткова оболонка, твердотільне BREP різноманіття (manifold solid B-rep) та ін;
 - G5: b rep model – представлення одного або більше тіл, кожне з яких складається із замкнутих зовнішніх та внутрішніх оболонок. Геометрія поверхонь виражена кривими. Більшість понять аналогічно використовуваним G3;
 - G6: compound model – моделі поверхневі, твердотільні, каркасні з топологічно представленими сполуками. Приклади використання: виділення у тілах зон із різними властивостями, частин зварної конструкції тощо;
 - G7: csg model, або повніша назва solid model using Constructive Solid Geometry – отримання моделі за допомогою булевих операцій над заданими тілами. Поряд із поняттями з попередніх UoF тут фігурують поняття блок, примітив, результат булевої операції та ін;
 - G8: geometrically bounded surface model UoF – геометрично обмежена поверхнева модель.
- Серед інших UoF можна відзначити:
- S2: element structure – елементи структури та анотацій структури, наприклад, шар, зразок, аспект форми, перетворення 2D або 3D, точність, розташування осей тощо;

– S5: work management із такими сутностями, як операція, метод операції, контракт, порядок робіт, зміна;

– S6: classification з поняттями класифікації атрибутів та систем, ієрархії та пунктів класифікацій;

– S7: specification control – керування специфікаціями призначене для опису властивостей продуктів, що мають велику кількість варіантів. Описуються класи товарів, категорії показників, методи декомпозиції продукції, її функції, вводяться сутності конфігурація, проєктне обмеження, проєктне рішення, пункт рішення, варіант розміщення, специфікація тощо.

AP221. Functional data and their schematic representation for process plant; функціональна модель та її схемне уявлення для виробничих процесів. Протокол призначений описи ієрархічного побудови підприємств хімічного, нафтопереробного виробництва, атомної енергетики. Розглядаються склад устаткування, система трубопроводів, характеристики потоків у яких.

A223: Exchange of design and manufacturing product information for casting parts; обмін проєктними та технологічними даними для ливарного виробництва. У протоколі передбачені наступні аспекти застосування: лиття в піщані форми, моделювання процесів лиття, ливарне обладнання та матеріали, процеси плавлення, заливки, охолодження, екстракції, контроль та тестування.

AP224. Mechanical product definition for process plans using machining features; опис механічних деталей для планування верстатної обробки. Є засоби для опису особливостей конструкції деталей (наприклад, отворів, бабишок, буртів), вимог до якості обробки, властивостей матеріалів, геометричної форми та ін., як виступи, фаски, отвори, шлях обробки, параметри матеріалу, оброблюваної поверхні, процесу та ін), характеристики обробки (сутності, що задають форму та розміри матеріалу, що видаляється при обробці), допуски на контрольовані параметри, характеристики профілю (сутності, що дозволяють за 2D профілями отримувати 3D форми), керуючу документацію (наприклад, вимоги замовника, порядок використання

ресурсів), внесення виправлень до документації, адміністративні дані (автор, організація, затвердження), реквізити (опис замовлення на необхідні виробничі ресурси).

Прикладний протокол AP224 – STEP стандарт, присвячений плануванню технологічних процесів у CAPP та CAM системах. У стандарті визначено поняття 3D-геометрії (прямі, дуги тощо), технології (кишені, канавки, отвори, округлення та ін.), розмірів та допусків, асоційованих з 3D-моделями, матеріалів (наприклад, шорсткість), технічних вимог (наприклад, заокруглення гострих кромки). Усі специфікації є частиною моделі.

AP232. Technical data packaging core information and exchange; подання та обмін технічних даних. Протокол присвячений взаємодії систем керування даними різних проєктуючих систем. Об'єктами опису є проєктні дані як виражені засобами прикладних протоколів, так і не відповідають стандартам STEP. Це креслення, програми для обладнання з ЧПУ, моделі об'єктів, що проєктуються, специфікації, бізнес-документація та ін.

AP233. Systems engineering data representation; системи представлення інженерних даних. Маються на увазі дані (одиниці функціональності), що характеризують стан системи та її параметри (наприклад, ціна, продуктивність, надійність, технологічність, контролепридатність тощо), пов'язані з вимогами до продукту, його функціональною архітектурою, поведінкою, управлінням конфігурацією. Розглядаються як кількісні, і лінгвістичні (зокрема нечіткі) змінні разом із одиницями виміру.

AP238. Application interpreted model for computerized numerical controllers; протокол присвячено питанням числового програмного управління. Прикладний протокол AP238 виник у результаті стандартизації різального інструменту та режимів різання. Протокол дозволяє описувати програми для верстатів з ЧПК у вигляді послідовності операцій з видалення матеріалу, що базуються на базових примітивах. Наприклад, примітивом може бути отвір або об'єм, заданий набором складних поверхонь.

Разом з цим прикладним протоколом варто також розглядати стандарт ISO 6983-1:1982 «Формат даних для систем керування позиціонуванням, прямолінійним переміщенням та переміщенням по контуру» підтримує прості команди для елементарних переміщень та логічних операцій, але не складну геометрію та логіку. Програмування більшості сучасних систем ЧПУ засноване на стандарті ISO 6983 (DIN 66025), який застарів та гальмує розвиток ЧПК-технології. Стандарт ISO 14649 «Data Model for Computerized Numerical Controllers» присвячений моделі даних для передачі геометричної інформації для обробки на верстатах з ЧПК.

AP239. Product life cycle support; описуються поняття, які стосуються інформаційної підтримки життєвого циклу промислових виробів. Цей стандарт визначає використання інтегрованих ресурсів, необхідних для його застосування, та інформаційні вимоги для підтримки життєвого циклу виробів.

Вимоги цього стандарту поширюються на:

- інформацію, необхідну для визначення складного виробу та її забезпечення;
- інформацію, необхідну для технічного обслуговування складного виробу;
- інформацію, необхідну для управління змінами конфігурації протягом життєвого циклу виробу та її забезпечення;
- подання збірок, що входять до виробу.

Вимоги цього стандарту не поширюються на:

- подання господарських операцій на замовлення, постачання або повернення виробів та інших ресурсів, необхідних для забезпечення виробу;
- подання господарських операцій, що належать до транспортування, відвантаження та приймання виробів та інших ресурсів, необхідних для забезпечення виробу.

Розглянемо стандарти АЕСМА.

S1000D. Специфікація АЕСМА S1000D (тепер ASD S1000D) – технологія представлення технічної документації, визнана в авіаційній промисловості (АЕСМА – European Association of Aerospace Constructors). Крім стандартизації переліку інформації предметної галузі, стандарт регламентує визначення загальної бази даних експлуатаційної документації (рис. 1.7). Основна мета загальної бази даних полягає у наданні вихідної інформації для створення технічної публікації. Документація може бути визначена як цим стандартом, так і будь-якою іншою цивільною чи військовою специфікацією. База даних також призначена для використання в електронній логістичній інформаційній системі передачі інформаційних модулів безпосередньо їх споживачам (користувачам). Такі модулі можуть бути інтерактивними. Даний аспект використання відображено у самій назві бази даних – загальна база даних експлуатаційної документації. Вона передбачає, що регламентована стандартом інформація має використовуватися як виробниками, і покупцями і експлуатантами військових і цивільних повітряних суден. В основі АЕСМА S1000D, як і в старших класах інтерактивних електронних технічних посібників, лежить декомпозиція матеріалу, що представляється на модулі. Модулі включають ідентифікаційну та змістовну секції, записані мовами SGML або NuTime з ілюстраціями у форматах CGM або JPEG, та зберігаються у спеціальній БД – Common Source Data Base (CSDB). Передбачено автоматичне проставлення гіперпосилань (для цього є відповідні програмні засоби).

Передбачені модулі кількох типів:

- опис пристрою та принципів роботи виробу;
- каталог деталей та складальних одиниць;
- регламент технічного обслуговування; включає перелік типів робіт із посиланнями на відповідні технологічні карти;
- правила виконання процедур технічного обслуговування;
- можливі несправності та способи їх усунення;
- інструкції для оператора.

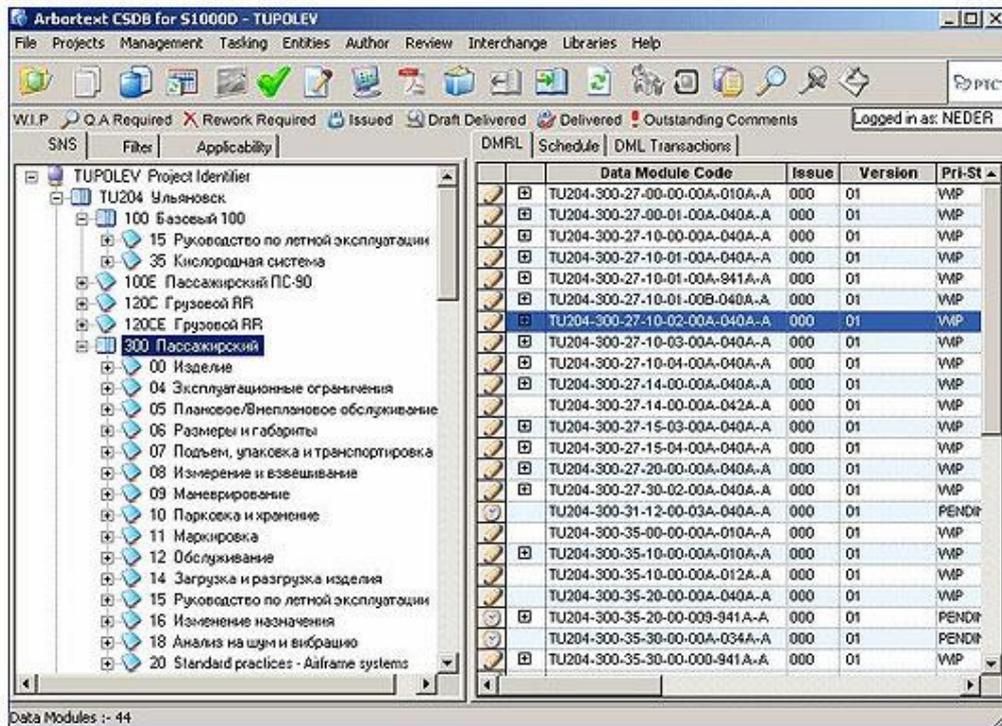


Рисунок 1.7 – Интерфейс *Arbortext CSDB for S1000D*.

Дерево систем літака (ліворуч) та перелік завантажених модулів даних

S2000M. Стандарт АЕСМА S2000M присвячений питанням матеріально-технічного забезпечення, технічного обслуговування та ремонту в авіаційній промисловості. За призначенням близький до стандарту DEF STAN 00-60. Включає в себе розділи, що описують планування МТЗ (матеріально-технічне забезпечення), кодифікацію, управління замовленнями, рахунками, ремонтом. У стандарті описано інформаційні моделі МТЗ. Наприклад частина інформаційної моделі мовою Express-G наведено на рисунку 1.8 (зазначено лише частина сутностей і атрибутів).

ISO 13584 – серія міжнародних стандартів, призначених для комп'ютерного представлення та обміну даними бібліотек компонентів. Мета стандарту полягає в тому, щоб забезпечити такий механізм передачі даних бібліотеки компонентів, який був би незалежним від будь-якої прикладної програмної системи, яка використовує бібліотеку компонентів. Природа опису даних робить його придатним як для обміну файлами, що містять дані про компоненти, так і як основу для реалізації та використання в розділеному

режимі баз даних, що містять дані бібліотеки компонентів. Parts Library (PLIB) призначений для обміну даними про компоненти між постачальниками та споживачами цих компонентів.



Рисунок 1.8 – Фрагмент моделі зв'язку структури виробу та його МТЗ

У цьому міжнародному стандарті застосовано таку ж мову моделювання (EXPRESS) і ті ж методи реалізації, що й у STEP (Physical File – обмінний файл, SDAI – стандартний інтерфейс доступу до даних, визначених у STEP).

Але якщо STEP дозволяє явно і повно змоделювати один виріб, то за допомогою PLIB можна неявно і якомога простіше змоделювати сімейства подібних виробів. PLIB інтегрується зі STEP в такий спосіб. По-перше, STEP може використовуватися для представлення та обміну геометрією окремих сімейств деталей, що містяться в Бібліотеці компонентів (також можуть бути використані інші формати, такі як IGES та параметричні програми мовою Fortran). По-друге, деякі протоколи застосування STEP дозволяють у процесі

конструювання пов'язувати моделі компонента виробу із сімейством компонентів у Бібліотеці компонентів, з якої вона була успадкована.

У складі стандарту PLIB запланована серія томів, що містять визначення стандартних визначених класів, але нині, ні по одному з томів цієї серії роботи не ведуться. Іншим рішенням є стандартизація класів загальної моделі у протоколах STEP. Можливе застосування інших стандартних класів, взятих з різних каталогів. У PLIB прийнято, що бібліотеки постачальника мають бути спеціалізаціями стандартних бібліотек.

У підрозділі наведено огляд комплексу стандартів STEP, AECMA, PLIB, які використовуються при створенні виробів АТ. За результатами якого можна зробити такі висновки.

У сфері проєктування ЛА ще не було визначено всіх необхідних джерел інформації для забезпечення ЖЦ. Відповідність діючим міжнародним стандартам є однією з найважливіших передумов для успішної конкуренції на внутрішніх та зовнішніх ринках АТ [5].

Зараз за допомогою комп'ютерних засобів можна автоматизувати вирішення всіх нових завдань, що виникають на всіх етапах життєвого циклу виробу (ЖЦВ). Для вирішення цих завдань потрібно створення нових додатків (прикладних програмних систем), кількість яких з часом стає досить великою. Разом з тим виникає необхідність створення єдиного однорідного інформаційного середовища, що полегшує та прискорює взаємодію цих численних додатків. Таке інформаційне середовище називається єдиною моделлю виробу та виробничого середовища. Інформаційне середовище може бути однорідним і, отже, загальнодоступним всім додатків лише у разі, якщо його однорідність забезпечується застосуванням загальноприйнятих стандартів. До таких стандартів відносяться стандарти CALS, що розробляються та затверджуються Міжнародною організацією зі стандартизації.

Висока ефективність CALS-стандартів досягається, зокрема, чітким та однозначним поділом їх ролей. Провідними організаціями, які розробляють

міжнародні стандарти, є ISO, ІЕС. А ключовими інформаційними CALS-стандартами, які використовуються для створення єдиного інформаційного середовища проєктування АТ, є стандарт із використання даних про модель виробу (STEP) – ISO 10303 та бібліотека компонентів (PLIB) – ISO 13584.

В даний час для досягнення найбільших успіхів у процесі проєктування об'єктів АТ необхідно створення єдиного інформаційного середовища в масштабах усієї галузі за чіткого дотримання всіх вимог нормативних документів.

1.3 Аналіз проблем управління життєвим циклом розробки авіаційної техніки

Системи моделювання широко використовуються в організації як одиночних так і групових польотів БЛА, тому що дозволяють створювати різноманітні сценарії, вивчати та виконувати складні місії, які можуть бути трудомісткими та ризикованими в реальному житті.

Сучасні інструменти, які здатні ефективно впливати на діяльність машинобудівного підприємства, повинні поєднувати передові наукові досягнення у галузі машинобудування та спеціальні методологічні прийоми, спрямовані на практичне створення на підприємстві адекватного ринку інформаційно-технологічного середовища. Забезпечити високі темпи робіт із збереженням високих вимог до якості великої номенклатури продукції, що випускається, дуже складно без використання систем автоматизованого проєктування (САПР), що дозволяють інтегрувати процеси проведення проєктних дій, інженерного аналізу та підготовки виробництва на основі безперервної інформаційної підтримки життєвого циклу виробу (CALS-технологій). Об'єктивною перешкодою підвищенню якості виробів, що випускаються, і скорочення термінів їх розробки є невідповідність між складністю проєктованих об'єктів і методами і засобами їх ручного проєктування. Застосування математичних методів, програм та ЕОМ у процесі

проектування сприяє підвищенню технічного рівня та якості проєктованих об'єктів, скорочення термінів їх розробки та освоєння у виробництві [6].

Ефективне використання засобів автоматизації передбачає створення єдиного інформаційного простору (ЄІП), що дозволяє максимально скоротити час і забезпечує документування інформації в процесі розробки, необхідне найбільш ефективного впровадження паралельного циклу розробки продукції. Одним з обов'язкових складових при цьому є електронне визначення виробу, що містить інформацію про проєктований виріб, методи, моделі та засоби отримання результатів на всіх стадіях і етапах розробки з урахуванням всіх змін [7]. Ці інструменти мають працювати на всіх етапах життєвого циклу виготовлення виробів (маркетинг, використання, експлуатація, утилізація). Складність впровадження єдиного інформаційного простору на підприємстві пов'язана з тим, що нові інформаційні технології повинні освоюватися на території замовника з використанням усіх видів ресурсів без впливу на якість операційної діяльності, що виконується [8].

Перспективи підвищення якості проєктів, що розробляються при використанні САПР, ґрунтуються на використанні методів багатоваріантного проєктування та оптимізації для пошуку раціональних варіантів та прийняття рішень, на вдосконаленні управління процесом розробки проєктів та підвищенні творчої активності проєктувальників внаслідок звільнення їх від роботи, що не вимагає високої кваліфікації.

Як і будь-яка складна система, САПР складається із підсистем. Розрізняють підсистеми проєктують та обслуговуючі [9].

Підсистеми, що проєктують, безпосередньо виконують проєктні процедури. Прикладами проєктувальних підсистем можуть бути підсистеми геометричного тривимірного моделювання механічних об'єктів, виготовлення конструкторської документації, схемотехнічного аналізу, трасування з'єднань у друкованих платах.

Підсистеми, що обслуговують, забезпечують функціонування проєктувальних підсистем, їх сукупність часто називають *системним*

середовищем (або оболонкою) САПР. Типовими обслуговуючими підсистемами є підсистеми управління проектними даними, підсистеми розробки та супроводу програмного забезпечення CASE (Computer Aided Software Engineering), які навчають підсистеми для освоєння користувачами технологій, реалізованих в САПР.

Структурування САПР з різних аспектів зумовлює появу видів забезпечення САПР. Прийнято виділяти сім видів забезпечення:

- технічне забезпечення (ТехЗ), що включає різні апаратні засоби (ЕОМ, периферійні пристрої, комутаційне мережеве обладнання, лінії зв'язку, вимірювальні засоби);

- математичне забезпечення (МЗ), що поєднує математичні методи, моделі та алгоритми для виконання проектування;

- програмне забезпечення (ПЗ), що представляється комп'ютерними програмами САПР;

- інформаційне забезпечення (ІЗ), що складається з баз даних (БД), систем управління базами даних (СУБД), а також включає інші дані, що використовуються під час проектування;

- лінгвістичне забезпечення (ЛЗ), що виражається мовами спілкування між проєктувальниками та ЕОМ, мовами програмування та мовами обміну даними між технічними засобами САПР;

- методичне забезпечення (МетЗ), що включає різні методики проєктування, іноді до МетЗ відносять також математичне забезпечення;

- організаційне забезпечення (ОЗ), що надається штатними розкладами, посадовими інструкціями та іншими документами, що регламентують роботу проєктного підприємства.

Зазначимо, що вся сукупність даних, що використовуються при проєктуванні, називається інформаційним фондом САПР. Базою даних (БД) називають упорядковану сукупність даних, що відображають властивості об'єктів та їх взаємозв'язку в деякій предметній галузі. Доступ до БД для

читання, запису та модифікації даних здійснюється за допомогою СУБД, а сукупність БД та СУБД називають банком даних (БнД).

Класифікацію САПР здійснюють за низкою ознак, наприклад, за додатком, цільовим призначенням, масштабами (комплексності розв'язуваних завдань), характером базової підсистеми – ядра САПР.

За додатками найбільш представницькими і широко використовуються такі групи САПР:

- САПР для застосування у галузях загального машинобудування. Їх часто називають машинобудівними САПР чи MCAD (Mechanical CAD) системами;

- САПР у галузі радіоелектроніки: системи ECAD (Electronic CAD) або EDA (Electronic Design Automation).

Крім того, відома велика кількість спеціалізованих САПР, що виділяються у зазначених групах, або що представляють самостійну гілку в класифікації. Прикладами таких систем є САПР великих інтегральних схем (ВІС); САПР літальних апаратів; САПР електричних машин та ін.

За цільовим призначенням розрізняють САПР або підсистеми САПР, що забезпечують різні аспекти проектування. Так, у складі MCAD з'являються CAE/CAD/CAM системи.

За масштабами розрізняють окремі програмно-методичні комплекси (ПМК) САПР, наприклад комплекс аналізу міцності механічних виробів відповідно до методу кінцевих елементів (МКЕ) або комплекс аналізу електронних схем; системи ПМК; системи з унікальними архітектурами як програмного (software), а й технічного (hardware) забезпечень.

За характером базової підсистеми розрізняють такі різновиди САПР:

- САПР на базі підсистеми машинної графіки та геометричного моделювання. Ці САПР спрямовані на додатки, де основною процедурою проектування є конструювання, тобто визначення просторових форм та взаємного розташування об'єктів. Тому до цієї групи систем належить більшість САПР у галузі машинобудування, побудованих з урахуванням

графічних ядер. В даний час широко використовуються уніфіковані графічні ядра, що застосовуються більш ніж в одній САПР, це Parasolid фірми EDS Unigraphics і ACIS фірми Intergraph;

– САПР з урахуванням СУБД. Вони спрямовані на додатки, у яких за порівняно нескладних математичних розрахунків переробляється великий обсяг даних. Такі САПР переважно зустрічаються в техніко-економічних додатках, наприклад, при проєктуванні бізнес-планів, але мають місце також при проєктуванні об'єктів, подібних до щитів управління в системах автоматики;

– САПР з урахуванням конкретного прикладного пакета. Фактично це програмно-методичні комплекси, що автономно використовуються, наприклад, імітаційного моделювання виробничих процесів, розрахунку міцності за методом кінцевих елементів, синтезу та аналізу систем автоматичного управління і т.д. Часто такі САПР належать до систем САЕ. Прикладами можуть бути програми логічного проєктування з урахуванням мови VHDL, математичні пакети типу MathCAD;

– комплексні (інтегровані) САПР, що складаються із сукупності підсистем попередніх видів. Характерними прикладами комплексних САПР є САЕ/CAD/CAM-системи у машинобудуванні чи САПР ВІС. Так, САПР ВІС включає СУБД і підсистеми проєктування компонентів, принципів, логічних і функціональних схем, топології кристалів, тестів для перевірки придатності виробів. Для управління такими складними системами застосовують спеціалізовані системні середовища.

На рисунку 1.9 вказані основні типи автоматизованих систем з їхньою прив'язкою до тих чи інших етапів життєвого циклу виробів.



Рисунок 1.9 – Етапи життєвого циклу промислової продукції та автоматизовані системи, що використовуються

Автоматизація проєктування здійснюється системами автоматизованого проєктування. У САПР машинобудівних галузей промисловості прийнято виділяти системи функціонального, конструкторського та технологічного проєктування.

Перші з них називають системами розрахунків та інженерного аналізу або системами CAE (Computer Aided Engineering). CAE-системи – це різноманітні програмні продукти, що дозволяють за допомогою розрахункових методів (метод кінцевих елементів (МКЕ), метод кінцевих різниць (МКР), метод кінцевих об'ємів (МКО)) оцінити, як поведеться комп'ютерна модель виробу в реальних умовах експлуатації. Допомагають переконатися у працездатності виробу, без залучення великих витрат часу та коштів.

Найбільш поширені CAE-системи:

– APM WinMachine 2010 – вітчизняна універсальна система для проєктування та розрахунку в галузі машинобудування, що включає МКЕ аналіз із вбудованим пре-/постпроцесором;

– ANSYS – універсальна система аналізу МКЕ із вбудованим пре-/постпроцесором;

- MSC.Nastran – універсальна система аналізу МКЕ з пре/постпроцесором MSC.Patran;
- NX Nastran – універсальна система МКЕ аналізу;
- STAR-CD – універсальна система МКО аналізу з пре/постпроцесором;
- SimulationX – програмний комплекс для моделювання та аналізу динаміки та кінематики автомобілів, індустріального обладнання, електро-, пневмо- та гідроприводів, ДВС, гібридних двигунів тощо.

Системи конструкторського проектування називають системами CAD (Computer Aided Design). Серед CAD-систем у машинобудуванні (MCAD) розрізняють системи нижнього, середнього та верхнього рівнів [9]. Цей поділ виник на межі 80-90-х років минулого століття. Системами нижнього рівня (чи «легкими» системами) стали називати порівняно дешеві САПР, орієнтовані на 2D-графіку, тобто на автоматизацію переважно креслярських робіт. Технічним забезпеченням легких САПР були персональні ЕОМ, тоді значно поступалися за своїми можливостями робочим станціям.

Системи верхнього рівня, звані також «важкими» САПР, розроблялися для реалізації на робочих станціях чи мейнфреймах. Ці системи були більш універсальними, але й дорогими, орієнтованими на геометричне твердотільне та поверхове моделювання, оформлення креслярської документації у яких зазвичай здійснюється з допомогою попередньої розробки тривимірних геометричних моделей. Надалі системи, у яких 3D-моделювання обмежувалося лише твердотільними моделями, тобто які займали проміжне положення між «легкими» та «важкими» САПР, стали називати системами середнього рівня.

В даний час розвиток САПР призвело до того, що в багатьох системах середнього рівня з'явилися засоби поверхового моделювання, а можливості персональних ЕОМ стали прийнятними для систем верхнього рівня. У результаті змінилися принципи, якими розрізняють важкі і середні системи. Важкими тепер називають системи CAE/CAD/CAM/PDM, тобто системи з можливостями конструкторського та технологічного проектування,

інженерного аналізу, управління проєктними даними та з розширеним складом спеціалізованих програмних модулів у підсистемах CAD та CAM. На відміну від них, системи середнього рівня тепер називають також серійними, mainstream або mid-range.

До класу важких систем сьогодні належать CATIA, Unigraphics NX, ProEngineer, а до mainstream систем – SolidWorks, SolidEdge, Inventor та інші.

Системи одного рівня за своїми функціональними можливостями приблизно рівноцінні, нові досягнення, що з'явилися в одному з програмно-методичних комплексів САПР, незабаром реалізуються у нових версіях інших комплексів.

У САПР великих підприємств зазвичай використовують програми різних рівнів. Пов'язано це з тим, що більше 80% всіх процедур конструювання можна виконати на CAD-системах нижнього та середнього рівнів, крім того, «важкі» системи є доволі коштовними. Тому підприємство може придати лише обмежену кількість екземплярів (ліцензій) програм верхнього рівня, а більшість клієнтських робочих місць забезпечується екземплярами програм нижнього чи середнього рівнів. При цьому виникає проблема обміну інформацією між різнотипними CAD-системами. Вона вирішується шляхом використання мов та форматів, прийнятих у CALS-технологіях, хоча для неспотвореної передачі геометричних даних за допомогою проміжних уніфікованих мов доводиться долати певні труднощі.

Проєктування технологічних процесів становить частину технологічної підготовки виробництва та виконується в системах CAPP (Computer-Aided Process Planning) та CAM (Computer-Aided Manufacturing).

CAPP – це програмні продукти, що допомагають автоматизувати процес підготовки виробництва, а саме планування технологічних процесів. Завдання CAPP наступне: за заданою моделлю виробу, виконаною в CAD-системі, скласти план його виробництва – маршрут виготовлення.

CAM – підготовка технологічного процесу виробництва виробів, орієнтована на використання ЕОМ. Під терміном розуміють як сам процес

комп'ютеризованої підготовки виробництва, так і програмно-обчислювальні комплекси, використовувані інженерами-технологами.

Найбільш поширена САРР- та САМ-система – Tecnomatix – пакет рішень для тривимірного моделювання, аналізу та автоматизованої підготовки виробництва.

Для вирішення проблем спільного функціонування компонентів САПР різного призначення, координації роботи систем САЕ/CAD/CAM, управління проєктними даними та проєктуванням розробляються системи, які отримали назву систем управління проєктними даними – PDM (Product Data Management). Системи PDM або входять до складу модулів конкретної САПР, або мають самостійне значення і можуть працювати разом із різними САПР. PDM-система – організаційно-технічна система, що забезпечує керування всією інформацією про виріб. При цьому як вироби можуть розглядатися різні складні технічні об'єкти (кораблі та автомобілі, літаки та ракети, комп'ютерні мережі та ін.). У PDM-системах узагальнено такі технології, як:

- управління інженерними даними (engineering data management – EDM);
- керування документами;
- управління інформацією про виріб (product information management – PIM);
- управління технічними даними (technical data management – TDM);
- управління технічною інформацією (technical information management – TIM);
- управління зображеннями та маніпулювання інформацією, що всебічно визначає конкретний виріб.

Базові функціональні можливості PDM-систем охоплюють такі основні напрямки:

- управління зберіганням даних та документами;
- управління потоками робіт та процесами;
- керування структурою продукту;
- автоматизація генерації вибірок та звітів;

– механізм авторизації.

Найбільш поширені PDM-системи:

– Windchill – PDM-система, що розробляється компанією PTC;

– Teamcenter – PDM-система, що розробляється компанією Siemens PLM Software.

Управління проєктуванням покладається у системних середовищах САПР на підсистему DesPM (Design Process Manager). Одна з найважливіших функцій DesPM – підтримка паралельного проєктування. Управління процесом проєктування включає велику кількість дій та умов, що забезпечують роботу багатьох користувачів над одним проєктом.

На більшості етапів життєвого циклу, починаючи з визначення підприємств-постачальників вихідних матеріалів і компонентів та закінчуючи реалізацією продукції, потрібні послуги системи управління ланцюжками постачання – Supply Chain Management (SCM). Ланцюг поставок зазвичай визначають як сукупність стадій збільшення доданої вартості продукції під час її від компаній-постачальників до компаній-споживачів. Управління ланцюгом поставок передбачає просування матеріального потоку з мінімальними витратами.

Найбільш поширені SCM-системи:

– SAP AG – SCM-система, що розробляється компанією SAP;

– Infor – SCM-система, що розробляється компанією Infor.

РОЗДІЛ 2. МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ РАЦІОНАЛЬНОГО ПРОЄКТУВАННЯ АТ З УРАХУВАННЯМ ПРИНЦИПІВ РИЗИК-ОРІЄНТОВАНОГО ПІДХОДУ

2.1 Використання методів аеродинамічного проєктування у реалізації життєвого циклу розробки перспективного зразка авіаційної техніки

На рис. 2.1 представлено блок-схему системного сценарію проєктування ЛА на стадіях технічної пропозиції та ескізного проєкту, на яких відбувається прийняття до 80% основних рішень. Системний сценарій – комплекс проектних дій у процесі життєвого циклу ЛА.

В основу сценарію, що розглядається, покладено оптимізацію процесу проєктування з метою мінімізації витрат і термінів реалізації при забезпеченні необхідного рівня якості проєктування. Одним з основних способів вирішення поставленої задачі є раціональне комбінування математичних та фізичних методів моделювання та розрахунку ЛА: інженерних аналітичних методів, інтегрованих методів комп'ютерного моделювання, чисельних та програмних методів розрахунку, експериментальних методів визначення параметрів ЛА. Кожен із методів, при самостійному застосуванні низькотехнологічний, має свою точність отримання результатів, ресурсомісткість та градієнт витрат.

Аналітичне моделювання дозволяє провести дослідження у найбільш загальному вигляді та отримати результати у наочному, зручному для аналізу вигляді. Проте побудова аналітичних моделей часто пов'язані з необхідністю істотно спрощувати аналізоване явище, що знижує достовірність одержуваних результатів. Чисельне моделювання за допомогою ЕОМ в даний час стає одним з основних методів дослідження складних об'єктів та процесів.

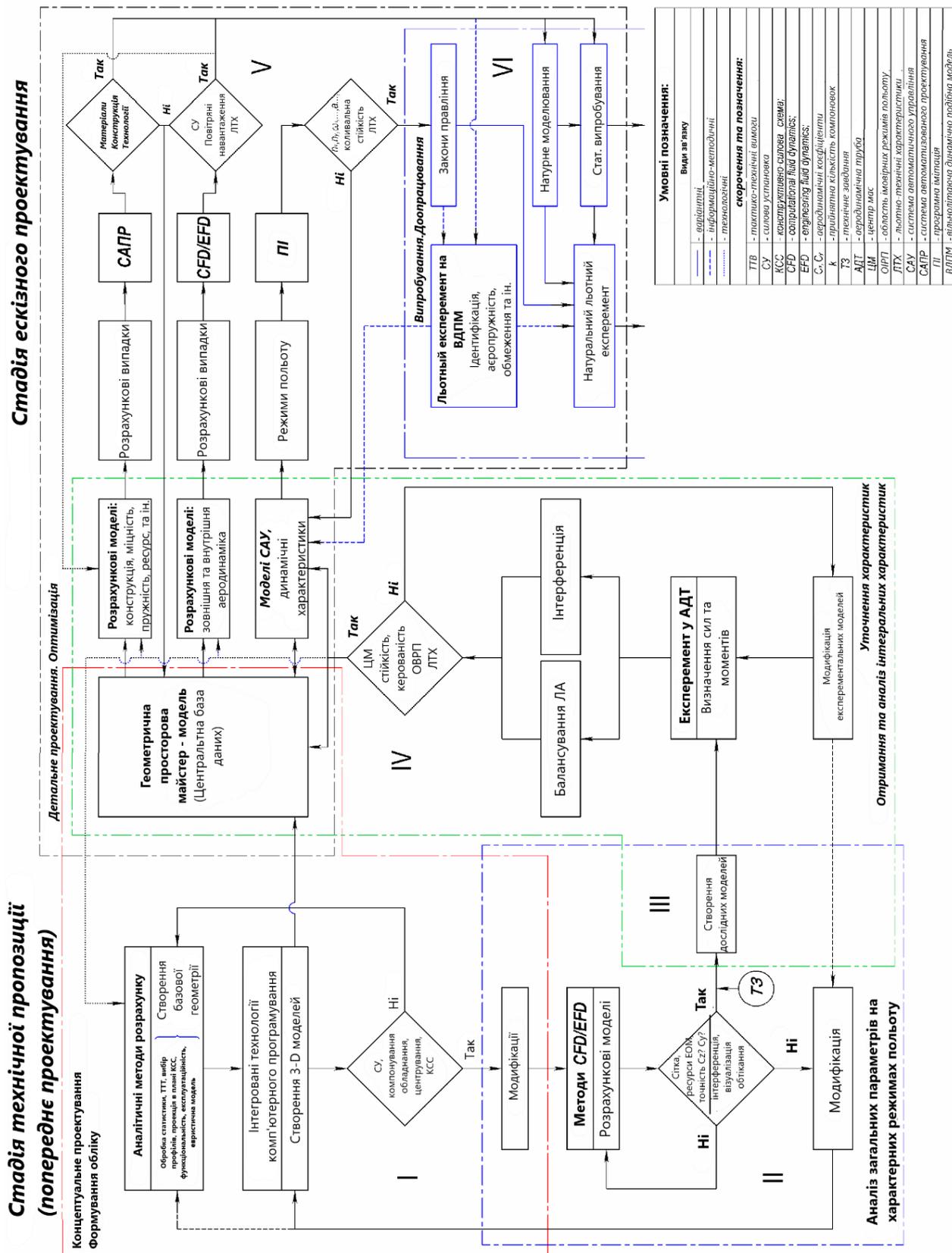


Рисунок 2.1 – Блок-схема системного сценарію проектування літального апарату

Застосування згаданих методів у сценаріях, адаптованих під поточні завдання, у певній послідовності та на певному етапі проєктування, коли багатоваріантність конструкторсько-технологічних рішень проходить системний відбір, що дозволяє знизити кількість невідомих параметрів при підготовці вихідних даних для наступного етапу. За рахунок чого знизити час підготовки, за належної якості результатів та отримати більш продуктивний та ефективний внесок від кожного з методів. Оптимізація проводиться за критеріями економічної ефективності та технічної доцільності, що визначаються в процесі проєктування для кожного конкретного випадку (компонування несучої системи, оперення, вхідних та вихлопних пристроїв та ін.), враховуючи рівень теоретичного опрацювання питань проєктування, цілі та необхідний ступінь опрацювання поставлених завдань, оцінюючи переваги та недоліки, а також можливості кожного з методів. Визначення доцільності виконання тих чи інших проєктних дій та процес прийняття рішення значно спрощується, коли в ході пошуку вдається формалізувати завдання проєктування та цілі завдання кількісно висловити через певні критерії. Найбільша цінність подібних сценаріїв у значному зниженні ризику припущення необґрунтованих і хибних рішень (особливо принципових) на етапах практичної реалізації проєкту (вже починаючи з етапу експериментальних досліджень на масштабних моделях в АДТ), коли їх виправлення є найбільш скрутним і тягне за собою найбільші витрати. За станом розробки, за методичними ознаками та за ступенем опрацювання розглянуті стадії проєктування поділені на взаємопов'язані етапи.

Стадія технічної пропозиції поділяється на два етапи. На першому етапі проводиться аналіз ринку та визначаються споживчі властивості об'єкта проєктування: аналіз статистичних даних за аналогічними системами, проводиться розробка тактико-технічних вимог (ТТВ), за допомогою аналітичних методів та методів комп'ютерного моделювання відбувається формування вигляду ЛА та його систем, створюється базова просторова майстер-модель [5-7, 10].

Слід зазначити, що більшість розрахункових методів, описаних у літературі, засновані на досвіді створення пілотованої техніки, розрахованої на тривалий термін експлуатації. Враховуючи цю обставину, при інженерному підході до створення безпілотних систем існує можливість значного спрощення розрахункових методик, коригування критеріїв запасу міцності, перегляду припущень, за рахунок чого отримання кращої тимчасової, вагової та економічної віддачі.

На цьому етапі для розрахунку несучої системи доступні методи розрахунку двовимірних завдань, що дозволяють отримати задовільні результати в лінійній галузі зміни характеристик: аналітичні методи, наближені, метод приєднаних вихорів; Існують програмні продукти, призначені для розрахунку профілів та їх модифікацій. Хороші результати виходять під час використання методів кінцевих обсягів чисельного моделювання, реалізовані спеціалізованих і прикладних програмних продуктах, т.зв. Computational Fluid Dynamic (CFD) і Engineering Fluid Dynamic (EFD) додатках, як за двовимірної, і просторової постановці завдання [6-8].

Слід зазначити, що EFD є напрямком у CFD, реалізований у додатках, інтегрованих у систему графічного проєктування, орієнтований на інженера-проєктувальника і має принципові переваги перед останнім як на етапі попереднього проєктування, так і при детальному проєктуванні:

- вказування вихідних даних та перегляд результатів безпосередньо у вікні графічного проєктування;
- можливість використання інженером, а не CFD-фахівцем;
- мінімальний час на підготовку вихідних даних та аналіз отриманих результатів.

При переході до вирішення просторових задач використання CFD/EFD додатків дозволяє в повній мірі моделювати обтікання крила кінцевого розмаху з урахуванням скошу потоку та індуктивної складової опору – характеристик, що залежать від форми крила в плані, несучих властивостей

перерізів крила, їх розподілу по розмаху та взаємовпливу. Ці геометричні параметри часто є предметом тривалої оптимізації. Точність розв'язання цих завдань залежить від низки чинників, зокрема, складності форми розрахункової моделі та її деталізації, розмірів розрахункової області, розмірів осередків розрахункової сітки, на що потім у свою чергу впливає наявність достатніх обчислювальних і часових ресурсів. Великою мірою точності результатів цьому етапі розробки позначається відсутність інформації про початкової турбулентності потоку. Існує велика теоретична та експериментальна база даних впливу зміни геометричних параметрів крила на його несучі властивості, на які можна спиратися як за аналітичного розрахунку характеристик, так і при аналізі результатів чисельного експерименту [9].

Точність аналітичних методів відома і, як правило, знаходиться в межах 10-15%. Отримання достатньої кількості інформації про новий об'єкт за їх допомогою – трудомісткий, кропіткий і досить тривалий процес. Скоротити час розрахунків та збільшити обсяг інформації дозволяє оформлення відпрацьованих методик у вигляді алгоритмів та програмних розрахункових модулів. Застосування методів CFD/EFD дозволяє отримати незамінну, на попередньому етапі проєктування, інформацію про характер обтікання, розподіл швидкостей і тисків, взаємодію потоків, з урахуванням в'язкості та параметрів атмосфери, наближених до реальних умов. Але тривалість повномасштабних досліджень з допомогою цих методів веде до невиправданих витрат. До того ж похибки розрахунків силового впливу повітряних потоків на даному етапі проєктування можуть досягати 20-30%, тому має сенс обмежитися характерними розрахунковими випадками та рівнем збіжності результатів у межах похибки та сконцентрувати увагу на питаннях загального проєктування, якісній картині обтікання альтернативних компонок, їх конфігурації, та порівняльній оцінці аеродинамічних характеристик (АДХ).

Зважаючи на описані вище обставини, та при переході до другого етапу стадії технічних пропозицій, є доцільними дослідження за допомогою CFD/EFD додатків:

- ізольованих частин планера, для визначення впливу геометричних параметрів на АДХ, з метою виявлення конфігурацій та способів їх модифікації, для можливості оптимізації на наступних етапах проектування;

- компоновок та елементів конструктивної ув'язки агрегатів, аналізу характеру обтікання та їх взаємовпливу, при різному взаємному розташуванні, наприклад, горизонтального оперення щодо крила, у присутності скосу потоку, імітація роботи механізації;

- визначення області затінення та картини падіння швидкісного натиску за крилом (оперенням, у разі схеми «качка») за кутом атаки, при симетричному та несиметричному обтіканні;

- для ЛА, на яких, для збільшення діапазону швидкостей та/або підвищення маневрених характеристик, або для інших цілей, використовуються вихрогенератори, існує можливість дослідження вихрової системи обтікання: визначення моменту початку вихроутворення, її впливу на несучі властивості та взаємодію з елементами планера, з метою виявлення, як мінімум, найвигіднішого компонування або варіантів компоновок з мінімальним негативним взаємовпливом частин планера, а в кращому випадку – виявлення компоновок з позитивною інтерференцією частин;

- визначення зон хвильової кризи для своєчасного вжиття можливих заходів щодо його зміщення в область великих чисел M ;

- візуалізації течій для проектування «по лініях струму»;

- визначення місць розташування та геометрії вхідних та вихлопних пристроїв силової установки з подальшою їх ув'язкою з елементами планера, з урахуванням локальних умов обтікання та взаємовпливу, у присутності прикордонного шару, стрибків ущільнення та вихлопного струменя.

Процес проектування на цьому етапі є ітераційним методом цілеспрямованої зміни форми, за допомогою систем автоматизованого

проектування, з ланцюжком коротких зв'язків, що зумовлюють простоту і оперативність внесення змін і можливість повернення на попередній етап, у будь-який момент, у разі невідповідності отриманих результатів заявленим вимогам.

Основна роль комп'ютерних інтегрованих технологій на етапі формування вигляду об'єкта полягає у можливості проведення та спрощення процесів композиції-декомпозиції розрахункових моделей для визначення диференціальних аеродинамічних характеристик ізольованих частин планера та інтегральних АДХ ЛА, проведення необхідної та достатньої кількості ітерацій попереднього проектування, що не призводять до суттєвих матеріальних витрат. Застосування цих методів дозволяє на ранній стадії виявити ступінь впливу тих чи інших параметрів на досліджувані характеристики та визначити доцільність різних шляхів дослідження. В результаті це дозволяє звужити сферу можливих рішень, звести до мінімуму кількість змінних параметрів і, як наслідок, відповідних ітерацій на наступному етапі проектування.

Стадія технічної пропозиції закінчується:

- випуском тривимірних геометричних моделей альтернативних компонок, з яких відбирається прийнятна кількість (k) найбільш вдалих з точки зору АДХ, експлуатаційних, компоновальних, конструктивних, технологічних міркувань;

- формуванням технічної пропозиції;

- випуском масштабної експериментальної моделі, з передбаченою можливістю її модифікації у конфігурації відібраних варіантів компонок, для експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі (АДТ);

- опрацюванням рекомендацій щодо подальших досліджень.

У разі створення БЛА класів «міні» і «мікро», особливо, що проектуються за аеродинамічними схемами, які добре розраховуються, стадія технічної пропозиції закінчується підготовкою матеріалів для детального

проектування та конструювання моделей для натурних експериментальних досліджень.

Перед початком стадії ескізного проектування, разом із представниками замовника, формується технічне завдання (ТЗ).

Стадія ескізного проектування габаритних ЛА починається з виявлення відповідності та уточнення параметрів, отриманих на попередньому етапі методами прикладної аеродинаміки при експериментальних дослідженнях на масштабних моделях в АДТ. Ці методи є одними з найбільш ресурсновитратних та найточніших методів визначення АДХ на цій стадії проектування.

Для прикладу, під час створення літака YF-16 (General Dynamics, США) були виконані випробування в АДТ об'ємом понад 1200 годин та досліджено понад 50 конфігурацій, тривалість продувок моделей літака F-117 (Lockheed, США) склала 1920 годин, на продування моделі літака B-2 (Northrop Grumman, США), створення якого велося з широким застосуванням комп'ютерних технологій, знадобилося 2400 годин, аеродинамічні дослідження під час пошуку геометрії, на основі якої були створені літаки МіГ-29 та Су-27, вимагали близько 6 тис. годин продувок.

Незважаючи на необхідність значних початкових вкладень градієнт витрат експериментальних досліджень за кількістю ітерацій, необхідні отримання однакового обсягу інформації, набагато нижче такого методів чисельного експерименту. На рисунку 2.2 показаний графік залежності витрат, виражених у відсотках, за часом розробки та графік залежності обсягу одержуваної інформації, що приведена до кількості розрахункових точок, що обробляються на різних етапах проектування з використанням різних методів (римськими цифрами вказані етапи розробки, відповідно до рис. 2.1) [11-12].

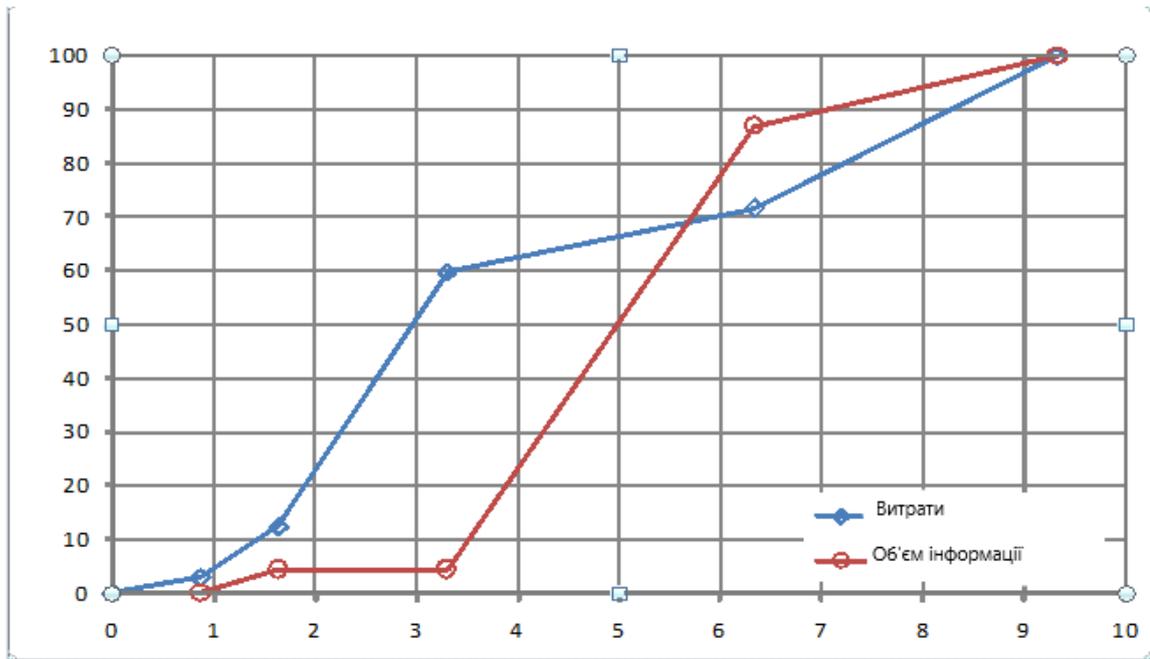


Рисунок 2.2 – Графіки залежності витрат та обсягу одержуваної інформації на кожному етапі аеродинамічного проектування, за часом розробки

Таблиця 2.1. Методи проектування, що застосовуються за періодами розробки

Періоди розробки, міс	Етапи розробки	Методи проектування, що застосовуються
0 – 0.9	I	Аналітичні методи розрахунку
0.9 – 1.6	II	Попереднє проектування за допомогою CFD
1.6 – 3.3	III	Підготовка експерименту в АДТ
3.3 – 6.3	IV	Експериментальні дослідження в АДТ
6.3 – 9.3	V	Детальне аеродинамічне проектування за допомогою CFD

Точність результатів досліджень у АДТ знаходиться в межах 5%. У сценарії цей метод, переважно, застосовується при детальному аеродинамічному проектуванні, визначення диференціальних і інтегральних показників змін ЛА, опрацьованих попередньому етапі, оптимізації геометрії перспективної зміни з метою досягнення необхідних льотно-технічних показників (ЛТХ). В результаті визначаються:

- геометрія ЛА для подальшого опрацювання;
- повний комплекс аеродинамічних характеристик;
- візуалізовані картини обтікання;

– положення центру мас (ЦМ) та діапазон допустимих центрувань.

Методи CFD/EFD дозволяють визначити поправки від впливу геометричних та фізичних особливостей аеродинамічної труби (форма робочої частини, характеристики ядра потоку, державки, екрани та ін.) та врахувати їх у результатах продувок [13].

Обсяг інформації отриманий цьому етапі, за наявності висотно-швидкісних характеристик (ВШХ) двигуна, дозволяє визначити ЛТХ і ВШХ ЛА, обмеження і область можливих режимів польоту (ОМРП), якими можна будувати висновки про досконалість ЛА і відповідність характеристик технічним завданням. Ця інформація також є вихідною базою даних для моделювання системи автоматичного управління (САУ), що випереджають програмні дослідження (ПД) режимів польоту.

Відповідно до основної ідеї застосування комп'ютерних інтегрованих технологій, вся інформація про геометрію ЛА та її зміни, повітряні навантаження, відомості про застосовувані матеріали, характеристики міцності та ін. стікаються в одну базу даних, основою яких є геометрична просторова майстер-модель. Після закінчення продувок проводиться «заморожування» геометрії і всі подальші зміни зовнішніх форм пов'язані тільки з переходом від спрощеної форми продувочної моделі до реального літака.

Після закінчення етапу експериментальних досліджень в АДТ проводиться верифікація розрахункових моделей CFD/EFD, виявляється вплив зміни форми ЛА на АДХ при переході від масштабної експериментальної моделі до натурального виробу, проводиться розрахунок внутрішньої аеродинаміки та деталей зовнішньої аеродинаміки, а також спільний розрахунок внутрішньої та зовнішньої аеродинаміки пристроїв, які неможливо було відтворити на моделях в АДТ. Використовуючи аналітичні методи та САПР, а також інформацію про повітряні навантаження, отримані при експерименті в АДТ і враховані чисельними методами, проводиться поглиблене проектування систем ЛА, поагрегатне проектування конструкції.

Створюються моделі САУ, проводиться макетування виробу та відпрацювання технології виробництва.

Використання EFD додатків дає можливість проведення сесій аеродинамічного розрахунку та подальшого інженерного аналізу, наприклад, міцності в одному файлі виробу або дозволяє просто транспортувати значення повітряних навантажень у файл міцності розрахункової моделі. Процес створення ведеться за послідовно-паралельного розподілу завдань [14]. Застосування комп'ютерних інтегрованих технологій на етапі формування вигляду, за наявності кількох робочих місць дозволяє вести одночасно вивчення кількох конфігурацій, розподіляти ресурсомісткі обчислення між робочими місцями. Поповнення інформаційної бази даних про аеродинамічні, конструктивні, експлуатаційні параметри ЛА та його систем з певного моменту ведеться паралельно з виготовленням масштабних моделей. Дослідження методами CFD/EFD не припиняються на стадії фізичного експерименту. При отриманні перших результатів експерименту в АДТ відбувається уточнення та доповнення розрахункових моделей CFD, підготовка вихідних даних та створення розрахункових моделей для розрахунків на міцність на етапі детального проєктування конструкції ЛА та його систем. За допомогою програмних засобів інженерного аналізу ведеться поітераційне визначення ЛТХ, що є об'єктивними критеріями відповідності при порівнянні варіантів компоновок. Усі етапи проєктування супроводжуються проєктувальними та перевірочними інженерними розрахунками. Найчастіше стадія ескізного проєктування поєднується з робочим проєктуванням, тобто проєктування деталей, вузлів та агрегатів ЛА ведеться одночасно з процесом підготовки виробництва (проєктуванням та виробництвом технологічного оснащення).

Ідентифікація ЛА, як об'єкта управління, проводиться при випереджаючих випробуваннях на вільнолітаючих масштабних моделях в АДТ, або при випробуваннях вільнолітаючих динамічно подібних моделей (ВДПМ).

При виробництві БЛА невеликих розмірів найбільш раціональним є використання ВДПМ, виконаних в натуральну величину, оскільки при цьому підготовка до льотного експерименту може вестись паралельно з макетуванням та відпрацюванням технології. Льотний експеримент з використанням повнорозмірних ВДПМ дозволяє отримати достовірну інформацію про динамічні характеристики БЛА, у тому числі на характерних критичних режимах, частотні характеристики системи БЛА+САУ, змоделювати аварійні ситуації та провести налагодження засобів забезпечення безпеки польотів та ін., з метою уточнення та доповнення ЛТХ, налагодження моделей САУ та відпрацювання законів управління, а також дозволяє вирішити питання, пов'язані з аеропружністю реальної конструкції.

На завершення стадії ескізного проектування внаслідок натурних льотних випробувань визначається відповідність характеристик ЛА ТЗ. Отримана база знань про ЛА як реальний об'єкт перекладає процес проектування на якісно вищий рівень. Проводяться необхідні доопрацювання систем. На цьому етапі існує ймовірність повернення до попередніх етапів проектування, але цей процес носить вибіркового характер і, в основному, має на меті детальне проектування з метою доведення та налаштування систем. На цьому етапі також випускаються: повний комплект конструкторсько-технологічної документації, дослідні зразки виробу для випробувань для міцності і льоту.

На наступних стадіях аеродинамічне проектування являє собою доведення ЛА на основі експериментальної та дослідної експлуатації його зразків та випуск передсерійних та серійних модифікацій.

Напрацьований під час проектування досвід є основою підтримки життєвого циклу ЛА. Розрахункові моделі можуть бути використані при створенні різних модифікацій ЛА, для оцінки змін, що вносяться до аеродинамічного компонування в процесі експлуатації, для різних варіантів застосування та базування (різні підвіски, надбудови, обтічники, варіанти шасі та ін.). При цьому створений ЛА сприймається як прототип.

За умови правильного підходу до проєктування, з розрахунком на перспективу, вигода від застосування описаних технологій матиме довготривалий ефект.

У ході проєктування, враховуючи різноманітність та складність розв'язуваних завдань за допомогою доступних методів розрахунку та експериментальних досліджень, спільно з кафедрами «Аеродинаміки» та «Інформаційних технологій проєктування» Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ» було ініційовано роботу щодо узагальнення досвіду розробок літальних апаратів в інституті та оптимізації процесу аеродинамічного проєктування та конструювання ЛА, а також розробки систем автоматичного управління. Було розроблено системний сценарій проєктування перспективного зразка авіаційної техніки у процесі життєвого циклу розробки, у якому особливу увагу було приділено вирішенню проблем використання методів аеродинамічного проєктування [15]. Для отримання раціонального комбінування застосовуваних методів проєктування з метою мінімізації витрат і скорочення термінів необхідно визначати доцільність об'ємів робіт, що виконуються, по кожному з методів виходячи з точності і ступеня впливу даної та одержуваної інформації на остаточний результат.

Застосування подібних сценаріїв дозволяє структурувати, обґрунтовувати та точніше визначати попередні витрати на НДДКР.

При цьому рівні розвитку обчислювальної техніки та інтегрованих комп'ютерних технологій випереджаючі експериментальні дослідження за допомогою методів чисельного моделювання дозволяють:

- звести до прийняттого мінімуму кількість масштабних моделей та їх конфігурацій;
- звести до мінімуму ймовірності виникнення суттєвих невідповідностей АДХ технічного завдання під час експериментальних досліджень у АДТ;

– надають можливості краще зрозуміти досліджувані процеси та отримувати більш прогнозовані результати в ході модифікації моделей;

– виробити шляхи та стратегію оптимізації для кожного конкретного випадку.

Це дозволяє раціональніше витратити ресурси під час підготовки найбільш ресурсномісткої стадії попереднього проектування – до досліджень в АДТ і випробувань на масштабних моделях, і знизити витрати за рахунок скорочення програми досліджень.

Методи фізичного експерименту продовжують відігравати істотну роль створенні авіаційної техніки, так як вони дають найбільш повне та достовірне уявлення про досліджувані явища.

В даний час в ініціативному порядку проводиться апробація описаного підходу при розробці експериментального БЛА, створюваного за принципом газодинамічної єдності планера і силової установки, призначеного для польотів на великій дозвуковій швидкості та швидкісного маневрування. Сценарій проектування адаптований для дослідження компоновок оперення та силової установки, на БЛА інтегральної схеми з несучим фюзеляжем, в умовах змінного центрування, визначення якого ускладнене нелінійністю аеродинамічних характеристик, внаслідок інтенсивної інтерференції системи «крило + фюзеляж» з горизонтальним і вертикальним оперенням. Ведеться розробка методики комплексного визначення газодинамічних параметрів ЛА та його систем з використанням методів прикладної аеродинаміки, пакетів прикладних програм чисельного моделювання та її впровадження у технологічний цикл проектування.

2.2 Побудова єдиної мережі процесів розробки та виробництва виробів складної техніки за послідовного циклу організації робіт

2.2.1 Аналіз можливих уявлень робіт із розробки та виробництва виробу в єдиній моделі

У процесі аналізу можливих моделей представлення робіт ЖЦ були виявлені такі види (детальніше види моделей описані в [1-4]): матрична, ієрархічна, мережева, об'єктна. У ході якого було виявлено такі особливості (таблиця 2.2).

Виходячи з даних таблиці 2.2 – найбільш вдалим рішенням для подання робіт із розробки та виробництва виробу є мережева модель. Це рішення обґрунтоване, оскільки дозволяє наочно подати велику кількість робіт з можливістю спрямованих множинних зв'язків між роботами. Однак за такої моделі дуже важко виконувати операції над даними, тому мережева модель є вдалим рішенням для графічного представлення робіт.

Для внутрішнього представлення даних необхідно використовувати зручнішу модель. Як така була використана матрична модель, так як при такій моделі зручно робити різні перетворення матриці та часткові її копіювання. Це дозволить надалі легко перетворювати дані у разі виникнення ризиків та повернень, а також експорту даних у табличний формат Excel для MS Project.

Таблиця 2.2. Подання робіт у єдиній моделі

Назва моделі	Типи даних; методи	Галузь застосування	Обмеження
Матрична	Матриці зв'язків, матриці даних; об'єднання, копіювання віднімання матриць і т.д.	Зберігання даних у зручній формі для математичних перетворень.	Погана наочність представлення даних, зберігання атрибутів елементів окремих матрицях.
Ієрархічна	Вузли, рівні, зв'язки; увімкнути вузол у дерево, видалити вузол і спадкоємців і т.д.	Опис деревоподібних структур (структура виробу тощо)	Наявність одного з батьків для вузла структури.

Продовження табл. 2.2

Назва моделі	Типи даних; методи	Галузь застосування	Обмеження
Ієрархічна	Вузли, рівні, зв'язки; увімкнути вузол у дерево, видалити вузол і спадкоємців і т.д.	Опис деревоподібних структур (структура виробу тощо)	Наявність одного з батьків для вузла структури.
Мережева	Вузли, зв'язки; включити вузол до мережі, виключити вузол, видалити зв'язок, створити зв'язок тощо.	Опис процесів планування та управління (необмежено у попередників і послідовників).	Висока складність моделі. Операції над моделлю утруднені через жорсткість структури.
Об'єктна	Класи, об'єкти; успадкування, створення екземплярів об'єкта тощо.	Обширна сфера застосування (бізнес моделі, управління тощо)	Проблема організації взаємозв'язку класів, побудови ланцюжка об'єктів.

Як базовий апарат перетворення матриць було обрано математичний апарат Сігорського [16]. Він був розширений такими операціями: поворот матриці (за годинниковою та проти годинникової стрілки), відображення матриці (вертикальне та горизонтальне). Таким чином, при побудові узагальненої матриці єдиної мережі процесів будуть використані наступні операції перетворення матриць:

- 1) пряма сума матриць – \otimes ;
- 2) поворот матриці (за годинниковою стрілкою – $rot(M)$, проти годинникової – $urot(M)$);
- 3) відображення матриці (по горизонталі – $href(M)$, по вертикалі – $vref(M)$);
- 4) вставка вектора (горизонтальний вектор – $insHvector(x, y, w)$);
- 5) вставка діагональної матриці (головна діагональ – $insMainDmatrix(m, x, y, w, h)$).

Надалі передбачається, що усі роботи в узагальненій матриці мають на увазі ряд типових робіт певного етапу ЖЦ виробу.

2.2.2 Формування структури виробу

Виріб авіаційної техніки прийнято вважати складним виробом із розгалуженою структурою та великою кількістю елементів. Оскільки ця робота розглядає завдання постановки виробу виробництва, то структуру виробу заздалегідь визначено етапі розробки дослідного зразка.

Структура виробу може бути представлена у вигляді квадратної матриці, кожен стовпець і кожен рядок відповідають одній складовій частині виробу (деталь, складання). Матриця заповнена нулями, а одиниці стоять у стовпцях, навпроти рядів, для яких частина виробу в стовпці є складовою.

Приміром, структура авіамодельного електромотора виду (рис. 2.3) може бути представлена матрицею (рис. 2.4).

Кожен елемент складного виробу (складальна одиниця, деталь, комплект або кріплення), повинен пройти такі види процесів розробки та виробництва (детальніше описані в [17]): конструкторська підготовка виробництва (КПВ), технологічна підготовка виробництва (ТПВ), складання (для складальних одиниць) та виробництво (для деталей).

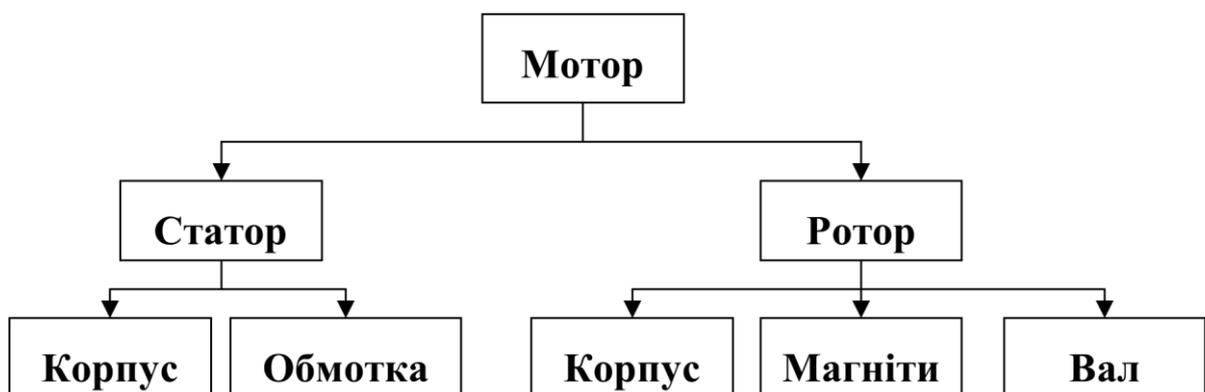


Рисунок 2.3 – Приклад структури виробу

0	1	1	0	0	0	0	0
0	0	0	1	1	0	0	0
0	0	0	0	0	1	1	1
0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0

Рисунок 2.4 – Структура виробу у матричному вигляді

Потрібно зауважити, що виріб може випускатися партіями, тоді процеси розробки (КПВ та ТПВ) виконуються для виробу один раз, а процеси виробництва та складання відповідну кількість разів.

2.2.3 Побудова етапу КПВ виробу

Роботи з КПВ виробу поділяються на два види: роботи з конструкторсько-технологічного членування (КТЧ) та робочого проектування (РП). Структура виробу з погляду КПВ ділиться на складні складові елементи (складальні одиниці) і умовно прості (покупні комплекти, деталі, кріплення). Складний елемент виробу генерує необхідність виконання робіт КТЧ та РП, а умовно прості лише робіт з РП. Результатом виконання роботи з КТЧ складного елемента виробу є роботи з КТЧ (для складальних одиниць) та РП (для інших) для елементів, що входять до його складу.

Робота з РП складного елемента виробу може бути виконана тільки після закінчення робіт з РП для всіх елементів, що входять до його складу, це пов'язано з тим, що в процесі робочого проектування елементів верхніх рівнів можуть виникнути невідповідності, що призводять до необхідності повторення проектування або зміни конструкторських параметрів елементів нижніх рівнів, що входять до збірної одиниці. В результаті одержуємо мережеву модель робіт з КПВ виробу (рис. 2.5.).

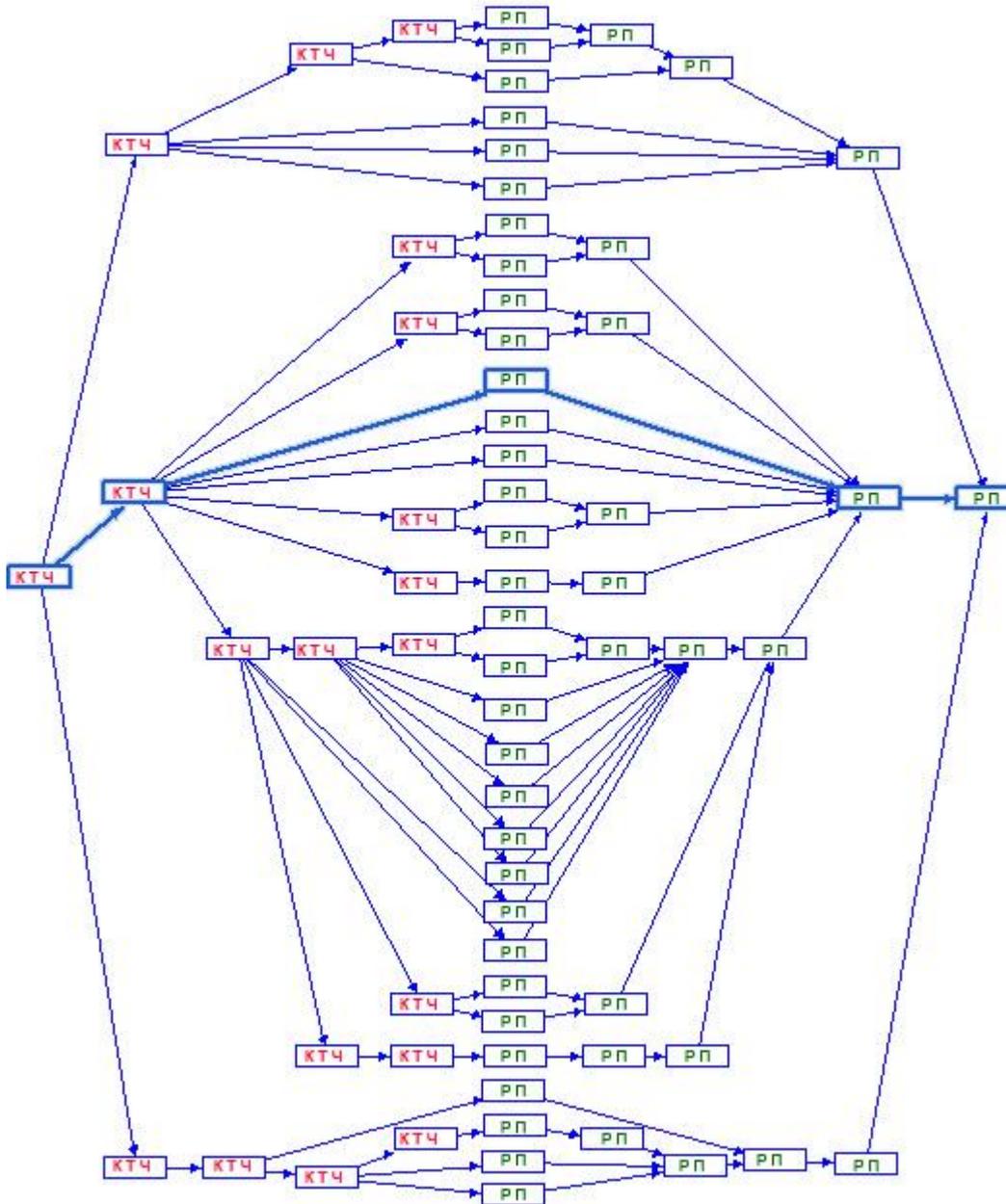


Рисунок 2.5 – Мережева модель робіт з КПВ виробу

Мережевий граф етапу КПВ складається з виробу дерева робіт, що розходиться відповідно до структури, і сходиться у зворотному порядку. Матриця етапу КПВ, що складається з етапів КТЧ та РП, формується таким чином:

$$kpp = ktch \otimes rp,$$

$$insMainDmatrix(kpp, 2 \times N - w, N - x, w, w), \quad (2.1)$$

де kpp – матриця етапу КПП; $ktch$ – матриця етапу КТЧ; rp – матриця етапу РП; w – кількість деталей виробу; N – кількість елементів виробу.

Матриці КТЧ та РП формуються наступним чином:

$$\begin{aligned} ktch &= S, \\ rp &= urot(href(S)), \end{aligned} \quad (2.2)$$

де S – матриця структури виробу.

Матриця етапу КПП виглядатиме так для електричного авіамодельного двигуна (рис. 2.6).

0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0

Рисунок 2.6. – Матриця етапу КПП

2.2.4 Побудова етапу ТПВ виробу

За роботами по КПП виконуються роботи з технологічної підготовки виробництва (ТПВ). Якщо у виробі немає самостійних одиниць (послідовний цикл організації робіт), то роботи з ТПВ починаються після завершення останньої роботи з КПП. Якщо у виробі присутні самостійні одиниці

(наскрізний паралельний цикл організації робіт), то цієї одиниці виробу роботи з ТПВ починаються відразу після закінчення роботи з РП.

Кількість робіт з ТПВ залежить від структури виробу (визначається фахівцем), наявності у виробі технологічно однакових складальних одиниць та деталей, а також від кількості техпроцесів, необхідних для виготовлення кожної деталі, складальної одиниці та виробу.

Мережевий граф етапу ТПВ є паралельно виконувальний ряд робіт кожної складання і деталі, даний етап може розпочатися лише після закінчення роботи з робочому проектування головного складання виробу (послідовний цикл організації робіт).

Узагальнена матриця на даному етапі формується так:

$$M_{tpp} = k_{pp} \otimes t_{pp},$$

$$\text{insHvector}(M_{tpp}, 2 \times N, N, N), \quad (2.3)$$

де k_{pp} – матриця етапу КПВ; t_{pp} – матриця етапу ТПВ; M_{tpp} – узагальнена матриця на етапі ТПВ; N – кількість елементів виробу.

Матриця t_{pp} не має зв'язків між своїми роботами, тому заповнена нулями, узагальнена матриця цьому етапі представлена на рис. 2.7.

2.2.5 Побудова етапу виробництва та зборки виробу

Після виконання робіт з ТПВ можна приступати до виробництва та зборки. Складні елементи виробу вимагають виконання робіт зі збирання, а умовно прості з виробництва (покупні вироби не потребують виробництва). Виробництво може бути представлене у вигляді виконання низки технологічних операцій (ТО) з певних технологічних процесів (ТП) (рис. 2.8).

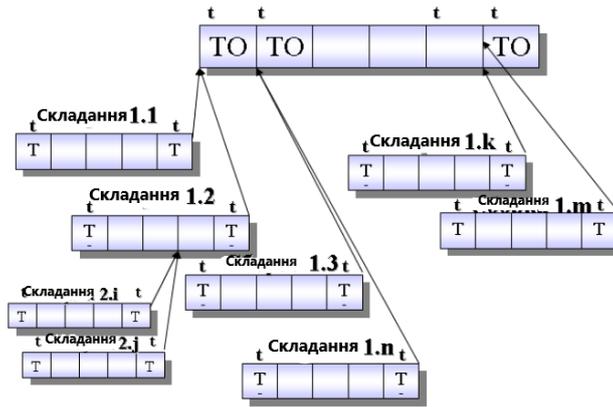


Рисунок 2.9 – Процес збирання складного виробу

В результаті одержано опис структури всіх етапів процесів розробки та виробництва виробу.

Мережевий граф етапу виробництва, не враховуючи серійності виробництва та ТО складання, має ідентичну структуру з етапом РП виробу, тобто ідентичну матрицю. Відмінність полягає в тому, що на місце робіт з виробництва та збирання будуть підставлені різні типові операції для збирання та їх деталей.

Узагальнена матриця на даному етапі формується так:

$$M = M_{tpp} \otimes prsb, \\ insMainDmatrix(M, 3 \times N, 2 \times N, N, N), \quad (2.4)$$

де M – узагальнена матриця на етапі виробництва та складання; M_{tpp} – узагальнена матриця на етапі ТПВ; $prsb$ – матриця етапу виробництва та складання; N – кількість деталей виробу.

Матриця етапу виробництва та складання відповідно дорівнює матриці етапу РП.

2.2.6 Метод побудови узагальненої матриці єдиної мережі процесів

Даний метод призначений для побудови узагальненої матриці єдиної мережі процесів за послідовного циклу організації робіт. Узагальнена матриця може бути використана для генерації мережевого графа в необхідному поданні.

У цьому методі буде розглянуто генерацію узагальненої матриці для наступних типових етапів ЖЦ виробу (рис. 2.10):



Рисунок 2.10 – Ряд типових етапів ЖЦ виробу

Узагальнена матриця єдиної мережі процесів формується так:

- формування матриці структури виробу згідно з пп. 2.1.2,
- формування узагальненої матриці на етапі КПП згідно з пп. 2.1.3, за формулою (2.2),
- формування узагальненої матриці на етапі ТПП згідно з пп. 2.1.4, за формулою (2.3),
- формування узагальненої матриці на етапі виробництва та складання, згідно з пп. 2.1.5 за формулою (2.4).

Після виконання операцій ми отримуємо узагальнену матрицю єдиної мережі процесів. Крім того, можна вивести загальну формулу побудови узагальненої матриці:

$$\begin{aligned}
 M &= S \otimes \text{urot}(\text{href}(S)) \otimes \text{tpp} \otimes \text{urot}(\text{href}(S)), \\
 &\text{insMainDmatrix}(M, 2 \times N - w, N - x, w, w) \\
 &\text{insHvector}(M, 2 \times N, N, N), \\
 &\text{insMainDmatrix}(M, 3 \times N, 2 \times N, N, N)
 \end{aligned} \tag{2.5}$$

де M – узагальнена матриця; tpp – нульова матриця розміром N на N ; S – матриця структури виробу; w – кількість деталей виробу; N – кількість деталей виробу.

Даний метод дозволяє сформувати єдину мережу процесів етапів розробки та виробництва виробу, базуючись на знанні структури виробу.

2.2.7 Практична реалізація виробу

Практична реалізація цього методу є актуальним прикладним завданням [14-15]. Як реалізацію методу побудови узагальненої матриці єдиної мережі процесів, була розроблена комп'ютерна програма для формування мережевого графа робіт з розробки та виробництва виробу в пакеті планування MS Project на підставі структури виробу з PDM Step Suite.

Ця комп'ютерна програма дозволяє:

1) імпортувати структуру виробу з PDM Step Suite (рис. 2.11) та побудувати на її підставі матрицю структури виробу згідно з пп. 2.1.2;

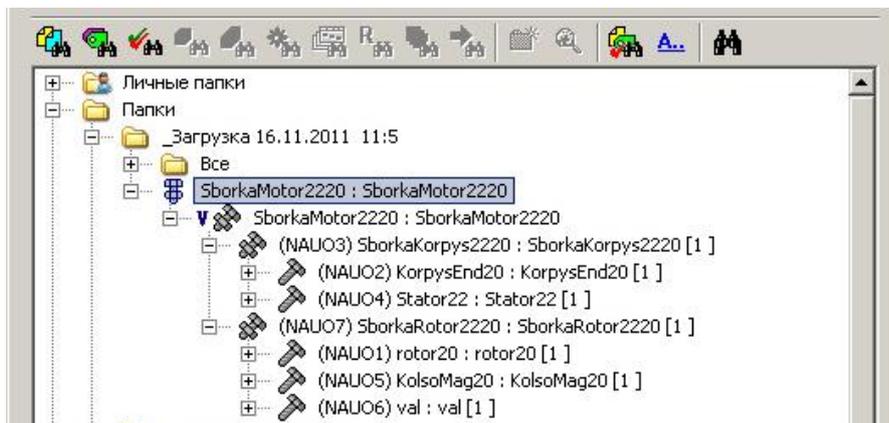


Рисунок 2.11 – Імпорт структури із PDM Step Suite

2) побудувати послідовність типових етапів ЖЦ виробу та вказати параметри цих етапів (рис. 2.12);

4) експортувати узагальнену матрицю до пакета планування MS Project (рис. 2.14).



Рисунок 2.14 – Мережевий графік у MS Project

Програма на основі даного методу дозволяє значно скоротити роботу менеджера верхнього рівня з планування розробки та виробництва виробу.

Таким чином, було запропоновано метод побудови узагальненої матриці єдиної мережі процесів при послідовному циклі організації робіт, який дозволяє:

- 1) формувати узагальнену матрицю єдиної мережі процесів для наступних етапів ЖЦ виробу: КПВ, ТПВ, виробництво та складання;
- 2) формувати узагальнену матрицю єдиної мережі процесів для виробу будь-якої структури;
- 3) прискорити побудову єдиної мережі процесів як мережевого графа з допомогою використання матричного підходу.

На підставі методу було розроблено комп'ютерну програму, що дозволяє імпортувати дані про виріб з PDM Step Suite та експортувати узагальнену матрицю в пакет планування MS Project.

Надалі необхідно доопрацювати метод шляхом опису операцій інших можливих етапів ЖЦВ, і навіть можливістю використання у методі наскрізно-паралельного циклу організації робіт. Комп'ютерна програма потребує реалізації бібліотеки типових операцій для експорту до MS Project типових операцій та їх ресурсів та тривалостей.

2.3 Метод оцінки впливу технічних ризиків з урахуванням імітаційного моделювання стохастичних мереж

Для розрахунку тривалості проєктів з урахуванням виникнення ризиків повтору певних робіт будуть використані мережі з поверненням. Мережа із поверненням – це орієнтована мережа, яка має петлі.

Вхідні дані для розрахунку мережі із поверненнями: орієнтований граф проєкту; час виконання кожної роботи (проходження від одного вузла до іншого); ймовірність прояву ризику повернення на роботу, що відбувалася раніше (попередня вершина); ймовірність виходу з петлі (для того, щоб не було зациклювання під час моделювання); завдання кількості прорахунків (N) під час моделювання. Структура графа із поверненнями (рис. 2.15):

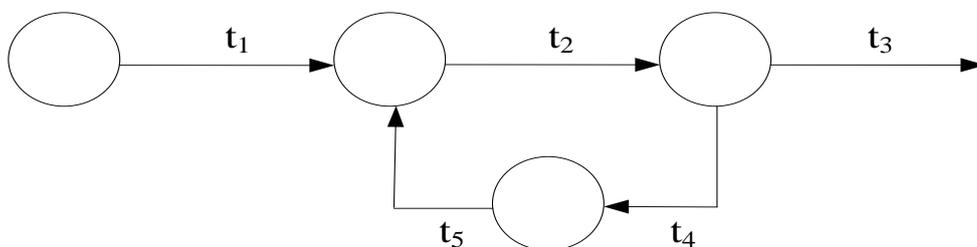


Рисунок 2.15 – Найпростіше представлення графа із поверненнями

Існує кілька способів розрахунку мереж із поверненнями: аналітичний розрахунок, імітаційне моделювання.

Імітаційне моделювання – найбільш універсальний підхід до розрахунку ймовірнісних мереж. Для імітаційного моделювання ймовірнісних мереж розроблено методи статистичного моделювання, що ґрунтуються на спільному використанні методів Монте-Карло та методів розрахунку детермінованих мереж. Суть їх полягає у багаторазовому розрахунку детермінованої мережі за різних значень випадкових параметрів.

Відповідно до індивідуальних законів розподілу розігруються випадкові значення мікрохарактеристик робіт. Будь-яким методом розрахунку детермінованої мережі визначаються макрохарактеристики проєкту. Після багаторазового прогону моделі накопичена інформація про випадкові значення макрохарактеристик обробляється статистичними методами. В результаті моделювання виходять емпіричні закони розподілу макрохарактеристик проєкту у формі діаграми.

Для апроксимації отриманої діаграми використовуємо апроксимацію функцій поліном методом найменших квадратів. На відрізку, від мінімального часу виконання критичного шляху до максимального, відомий час у точках $x_0, x_1, x_2, \dots, x_N$. Імовірність у цих точках представимо як значення деякої функції $f(x)$, а саме $y_0, y_1, y_2, \dots, y_N$.

Потрібно визначити параметри a_i багаточлена виду

$$F(x) = a_0 + ax + a_2x^2 + \dots + a_kx^k, \quad \text{де } k < N \quad (2.6)$$

такого, що сума квадратів відхилень значень y від значень функції $F(y)$ у заданих точках x була мінімальною, тобто

$$S = \Sigma [y_i - F(x_i, a_0, a_1 \dots a_k)]^2 \rightarrow \min \quad (2.7)$$

Геометрично це означає, що потрібно знайти криву $y = F(x)$, поліном, який проходить якомога ближче до кожної із заданих точок.

Таке завдання може бути вирішено, якщо вирішити систему рівнянь виду:

$$\begin{aligned}
 a_0 n + a_1 \sum x_i + a_2 \sum x_i^2 + \dots + a_k \sum x_i^k &= \sum y_i \\
 a_0 \sum x_i + a_1 \sum x_i^2 + a_2 \sum x_i^3 + \dots + a_k \sum x_i^{k+1} &= \sum x_i y_i \\
 \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\
 a_0 \sum x_i^k + a_1 \sum x_i^{k+1} + a_2 \sum x_i^{k+2} + \dots + a_k \sum x_i^{2k} &= \sum x_i^k y_i
 \end{aligned} \tag{2.8}$$

Для вирішення системи скористаємося методом Гауса, в якому система рівнянь приводиться до трикутного вигляду. Для досягнення достатнього згладжування використовуємо поліном 5ого порядку. Знайшовши із системи рівнянь (2.8) коефіцієнти $a_1..a_5$, можна знайти апроксимоване значення ймовірності Y для будь-якого значення часу виконання критичного шляху X за формулою (2.9):

$$Y(X) = a[0] + a[1] \times X + a[2] \times X^2 + a[3] \times X^3 + a[4] \times X^4 + a[5] \times X^5 \tag{2.9}$$

Для тестування загальної працездатності програми було використано проект «Процес проектування та технологічної підготовки виробництва деталі бабишка» (табл. 2.3)

Таблиця 2.3. Роботи проекту ТПП деталі «Бабишка»

Найменування	Робота	Час, година
W1	Робоче проектування деталі «Бабишка»	14-20
W2	Перевірка на технологічність та інженерний аналіз	10-20
W3	Розцехування	6
W4	Вибір типового технологічного процесу «обрізання»	10
W5	Повернення на початок роботи W2 у разі неможливості застосування обраного технологічного процесу «обрізання»	

Продовження табл. 2.4.

Найменування	Робота	Час, година
W6	Вибір типового технологічного процесу «сплющування»	5
W7	Повернення на початок роботи W2 у разі непридатності обраного технологічного процесу сплющування; робота	
W8	Розробка технологічного процесу «гарячого штампування»	10
W9	Повернення на початок роботи W2 у разі неможливості застосування обраного технологічного процесу «гаряче штампування»	
W10	Дослідження технічного процесу «штампування»	6
W11	Розробка конструкторської документації штампу	10
W12	Розробка оснастки	1
W13	Виготовлення штампу	10

Розрахуємо мережевий граф ТПВ (рис. 2.16) аналітичним методом.

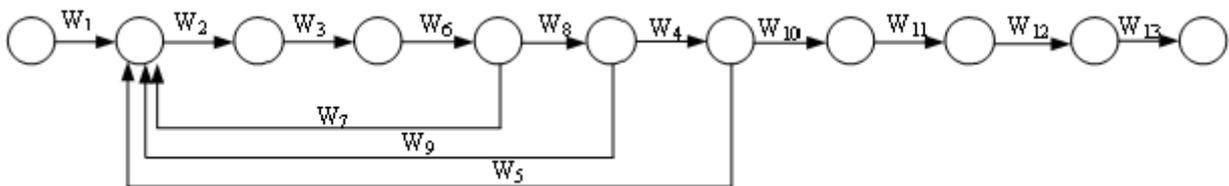


Рисунок 2.16 – Мережевий граф проекту ТПВ деталі бабишка

Користуючись правилом Мейсона, описане у другому розділі, запишемо топологічне рівняння для цієї мережі:

$$H = 1 - W_1 W_2 W_3 W_6 W_8 W_4 W_{10} W_{11} W_{12} W_{13} (1/W_E) - W_2 W_3 W_6 W_7 - W_2 W_3 W_6 W_8 W_9 - W_2 W_3 W_6 W_8 W_4 W_5 + W_2 W_3 W_6 W_7 W_2 W_3 W_6 W_8 W_9 \quad (2.10)$$

Вирішуючи топологічне рівняння щодо $W_E(s)$, отримуємо $W_E(s) = W_1 W_2 W_3 W_6 W_8 W_4 W_{10} W_{11} W_{13} W_{15} / (1 - W_7 - W_9 - W_5 - W_{12} - W_{14} + W_5 W_{12})$. Замінюємо кожну W-функцію добутком відповідної ймовірності та виконуючої функції часу виконання роботи. $W_E(0) = 0,997$ – ймовірність того, що ТПВ закінчиться успішно

Обчислюючи першу приватну похідну та підставляючи $x=0$, отримуємо середній час виконання проєкту, що дорівнює 123 дні.

$$\frac{df}{dx} = \frac{33264e^{156x} \log e - 7409556e^{144x} \log e - 360360e^{128x} \log e - 10741500e^{118x} \log e + 77962500e^{90x} \log e}{4e^{132x} - 1188e^{120x} + 88209e^{108x} - 40e^{104x} - 1000e^{94x} + 5940e^{92x} + 148500e^{82x} + 100e^{76x} + 10000e^{66x} + 62500e^{56x} - 742500e^{54x} - 25000e^{38x} - 625000e^{28x} + 1562500}$$

Побудуємо наступний мережевий граф ТПВ у розробленій інформаційній підсистемі (рис. 2.17). В результаті роботи з підсистемою було отримано наступний результат (рис. 2.18)

Математичне очікування критичного шляху виконання проєкту становило 123.792 дні, що збігається з результатами отриманими аналітичним методом (123 дні). При тестуванні методом хі-квадрат було визначено, що отриманий графік розподіл найбільш подібний до розподілу Гауса (Критерій хі-квадрат дорівнює 2354 при 86 точках графіка).

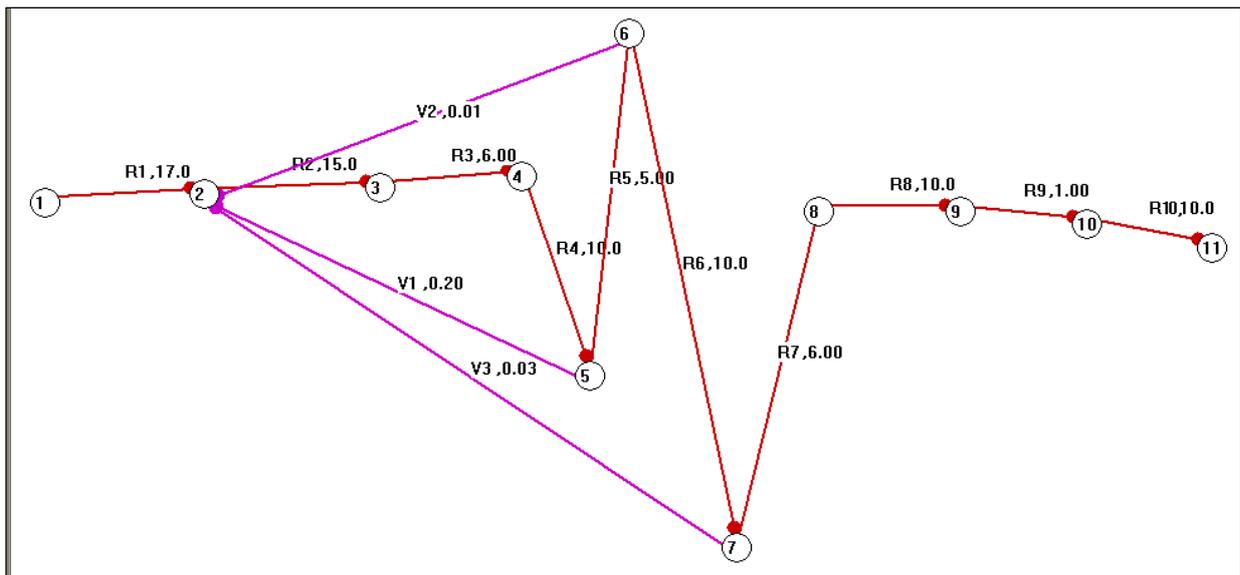


Рисунок 2.17 – Граф проєкту ТПВ деталі бабишка, побудований у підсистемі



Рисунок 2.18 – Результаты анализу проекту ТПВ деталі бабишка

РОЗДІЛ 3. СТРУКТУРИЗАЦІЯ ТА ПАРАМЕТРИЗАЦІЯ ЛА НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЄКТУВАННЯ

3.1 Опис предметної галузі задачі автоматизації

Розглянемо докладніше етап проєктування, що називається розробкою технічних пропозицій (попереднє проєктування). На цьому етапі на основі аналізу ТЗ, ідей головного конструктора, досвіду конструкторського бюро та рекомендацій науково-дослідного інституту формується концепція літака, розробляється його аванпроєкт. При цьому визначаються в першому наближенні основні геометричні, вагові та енергетичні характеристики літака, що проєктується. Це етап синтезу вигляду та основних розмірів літака, в процесі якого пов'язуються докупи різні аспекти проєктування літака, що стосуються дослідження його геометричних, вагових, аеродинамічних характеристик [18].

У загальному вигляді методика створення вигляду літака можна подати у вигляді схеми (рис. 3.1).

Як бачимо, створення зовнішності літального апарату є базовою основою для розрахунків аеродинамічних, а потім і льотно-технічних характеристик, які в свою чергу є критерієм оцінки правильності вибору вихідних даних, розробки концепції, схеми літака і т.д.

Методи розрахунку аеродинамічних характеристик, що застосовуються в проєктуванні літальних апаратів у 80-90-х роках ХХ століття, засновані на емпіричних залежностях, які дають досить велику похибку розрахунків навіть для початкових етапів проєктування. Це призводить до збільшення часу проєктування з допомогою збільшення ітерацій виконуваних під час розрахунків (рис. 3.1).

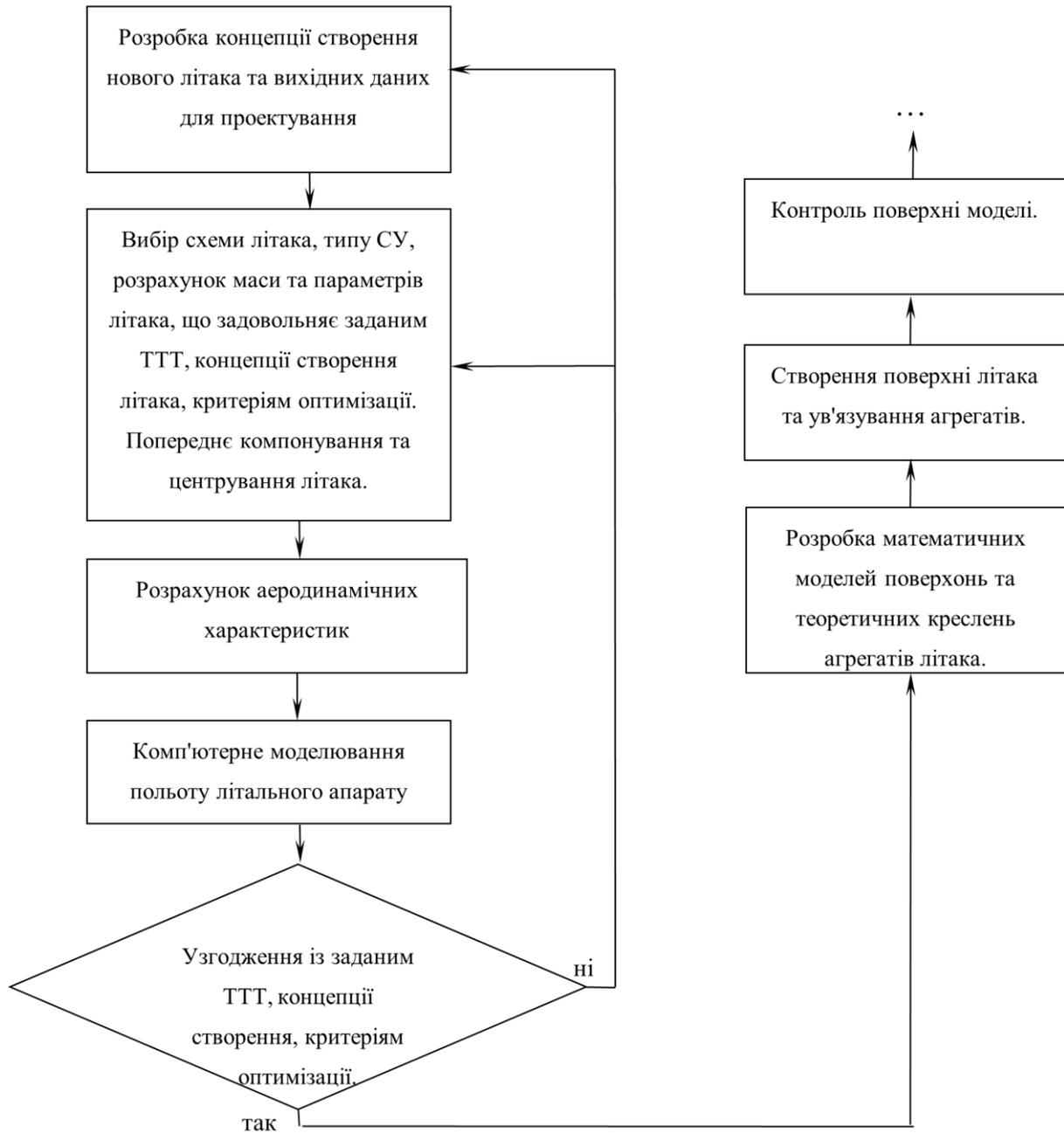


Рисунок 3.1 – Методика створення образу літака

Сучасне програмне забезпечення, застосовуване як на ранніх етапах проектування, і наступних, дозволяє знизити значення похибки розрахунків. Зокрема, для підвищення точності розрахунків аеродинамічних характеристик можна використовувати такі програмні продукти як Flow Vision або Ansys. Але при цьому дуже важливо дотримуватися максимальної точності при побудові зовнішнього вигляду літака. Це збільшує якість розрахунків та зменшує похибку обчислень.

Завдання формування вигляду літака включає підзавдання структурного синтезу (визначення схемних рішень) і параметричного синтезу (визначення оптимальних значень параметрів розмірності). Слід пам'ятати, що завдання структурного синтезу може бути остаточно вирішена автономно, оскільки ефективність отриманого схемного рішення може бути підтверджена лише результаті рішення задачі параметричного синтезу.

При проектуванні літака спочатку слід зробити вибір параметрів форми (схемних ознак):

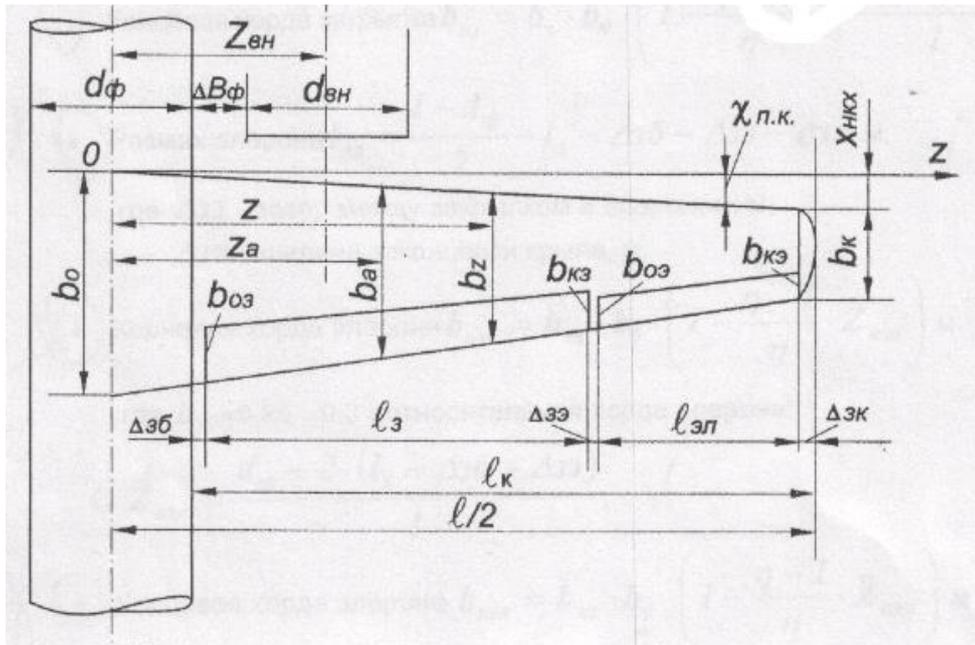
- тип літака (дозвуковий неманеврений, дозвуковий маневрений, надзвуковий неманеврений, надзвуковий маневрений);
- схема літака (звичайна, «качка», «безхвостка»);
- балансувальна схема;
- схема шасі;
- тип, число та розташування двигунів;
- форма та розташування крила, вертикального та горизонтального оперення.

Також необхідно проаналізувати та вибрати основні параметри розмірностей літака, такі як [19]:

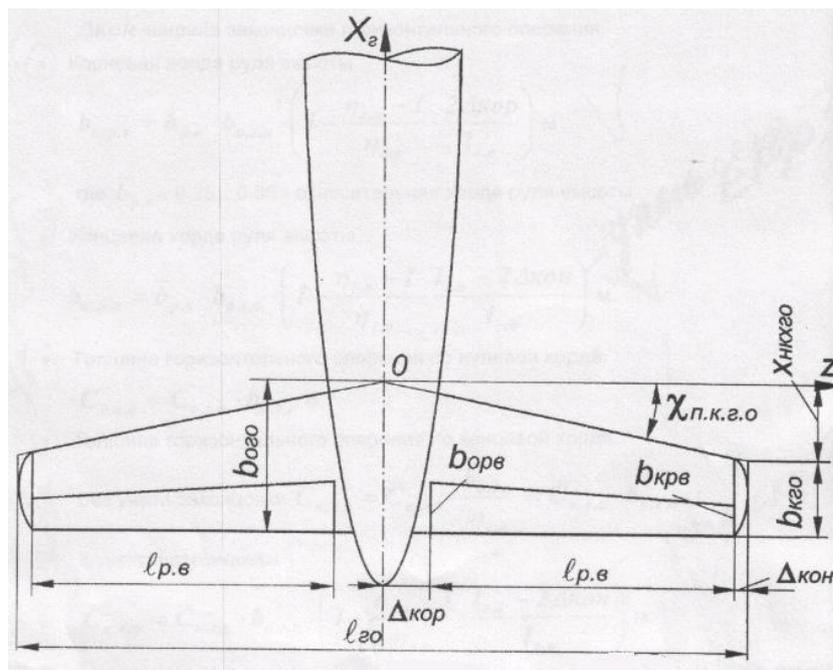
- площа крила (S);
- розмах крила (l);
- коренева хорда крила (b_0);
- координата по розмаху середньої аеродинамічної хорди крила (Z_a);
- поточна хорда крила (b_z);
- середня аеродинамічна хорда крила (b_a);
- кінцева хорда крила (b_k);
- координата носка хорди крила по відношенню до носка кореневої хорди ($X_{нкх}$);
- ширина фюзеляжу (b_ϕ);
- товщина крила по бортовій нервюрі ($C_{б.кр}$);
- товщина крила по кінцевій нервюрі ($C_{к.кр}$);

- коренева хорда горизонтального оперення ($b_{0го}$);
- координата носка кінцевої хорди горизонтального оперення ($X_{НКХГО}$);
- кінцева хорда горизонтального оперення ($b_{к.го}$);
- розмах горизонтального оперення ($l_{го}$);

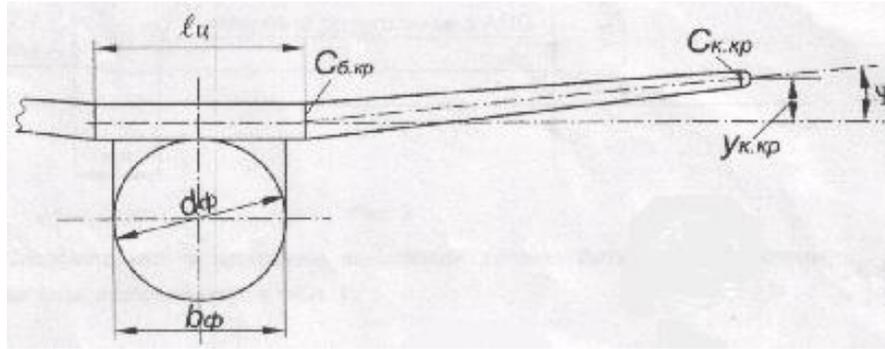
Вище описані геометричні параметри зображені на рис.3.2 (а, б, в).



а)



б)



в)

Рисунок 3.2 – Геометричні характеристики літака

- довжина фюзеляжу;
- довжина носової частини фюзеляжу;
- довжина кормової частини фюзеляжу;
- площа крила;
- вертикальна координата носка бортової хорди крила;
- вертикальна координата носка кінцевої хорди крила;
- площа горизонтального оперення;
- середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення;
- стріловидність горизонтального оперення по передній кромці;
- поточна хорда горизонтального оперення;
- товщина горизонтального оперення по нульовій хорді;
- товщина горизонтального оперення по кінцевій хорді без урахування законцювання та з урахуванням законцювання;
- площа вертикального оперення;
- розмах вертикального оперення;
- коренева хорда вертикального оперення;
- кінцева хорда вертикального оперення;
- середня аеродинамічна хорда вертикального оперення;
- координата носка кінцевої хорди вертикального оперення;
- поточна хорда вертикального оперення;
- товщина вертикального оперення по кореневій хорді;

- товщина вертикального оперення по кінцевій хорді без урахування законцювання та з урахуванням законцювання;
- плече горизонтального оперення;
- плече вертикального оперення;
- зазор між мотогондолою та фюзеляжем.

Для оцінки правильності вибору вихідних даних, розробки концепції, схеми літака та оптимальності вибору основних параметрів розмірності літака, необхідно проаналізувати і виділити найбільш відповідну математичну модель середовища, в якому будуть виконуватися аеродинамічні дослідження.

1. Ламінарна рідина – моделювання течій в'язкого газу (рідини) при малих та помірних числах Рейнольдса при невеликих змінах щільності.

2. Нестислива рідина – моделювання течії газу (рідини) при великих (турбулентних) числах Рейнольдса і за малих змін щільності.

3. Слабостислива рідина – моделювання руху газу при дозвукових числах Маха і будь-яких змінах щільності.

4. Повністю стислива рідина – моделювання руху газу за будь-яких числах Маха (до-, транс-, над- та гіперзвукові течії).

5. Пористе середовище – моделювання руху газу при дозвукових числах Маха та будь-яких змінах щільності з урахуванням пористості середовища.

6. Модель вільної поверхні – моделювання в'язкої течії при великих числах Рейнольдса з вільною поверхнею [20].

А також необхідно вибрати які параметри необхідні для визначення працездатності проєктованого об'єкта і в якому вигляді будуть представлені результати аеродинамічних досліджень:

- сили, що діють на об'єкт у різних напрямках (X, Y, Z);
- лобовий опір;
- підйомна сила;
- поляра;
- залежність лобового опору від підйомної сили;
- залежність підйомної сили від кута атаки;

- розподіл тиску по довжині крила;
- розподіл тиску по осі симетрії літака.

3.2 Аналіз завдання

Перш ніж приступити до аналізу поставленої задачі та її подальшої деталізації, з'ясуємо, які саме завдання охоплює робота.

На рис. 3.3 показаний обсяг завдань різних типів, що стосуються побудови просторової моделі пасажирського літака для різних аспектів проектування при низхідній стратегії.

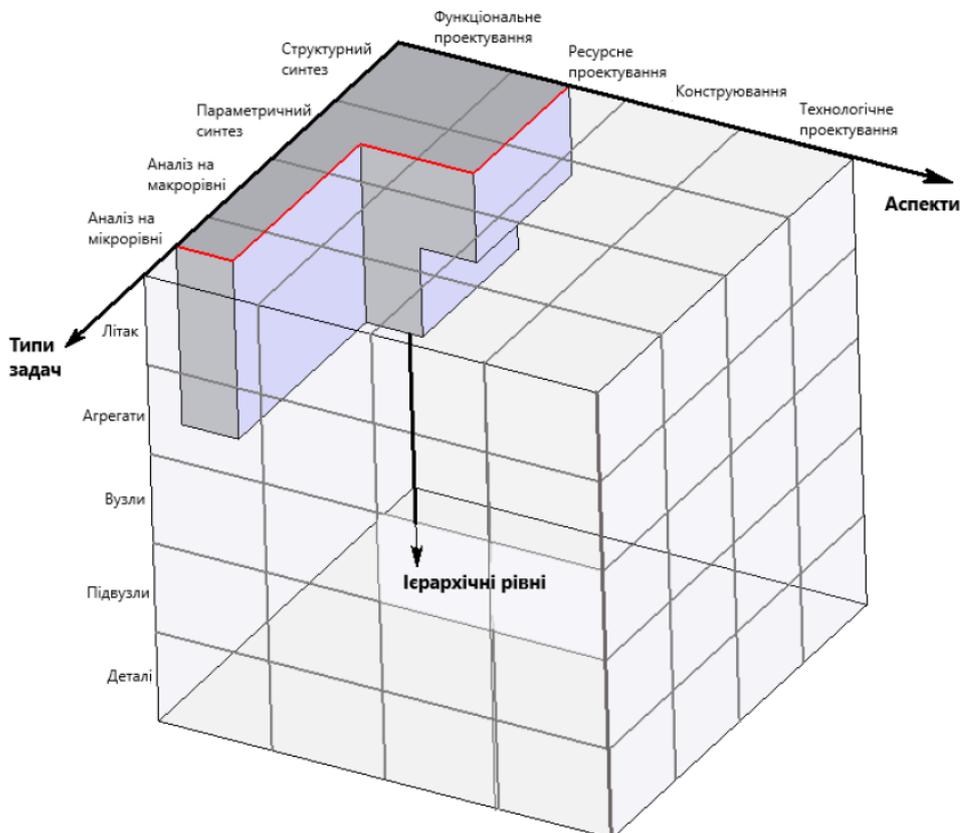


Рисунок 3.3 – Аналіз завдань проектування щодо різних аспектів

Завдання різних типів для різних аспектів проектування дозвукового неманевреного пасажирського літака загалом представлено у табл. 3.1.

Таблиця 3.1. Завдання створення вигляду літака лише на рівні проєктованого об'єкта

Аспекти	Типи задач			
	Структурний синтез	Параметричний синтез	Аналіз на макрорівні	Аналіз на мікрорівні
Функціональне проєктування	Визначення форми та взаємного розташування агрегатів (балансувальної схеми, схеми шасі та ін.)	Розрахунок основних параметрів літака (площа крила, тяга двигуна, відносні площі ГО та ВО, ...)	Розрахунок Сх, Су літака; розрахунок мас агрегатів та навантаження ...	Чисельне моделювання обтікання літака
Ресурсне проєктування	Попередній вибір стикових елементів (крила і фюзеляжу, оперення і фюзеляжу ...)	-	-	-
Конструювання	Компонування агрегатів та основних елементів навантаження	Визначення геометрії салону тощо.	Розрахунок центрування	-
Технологічне проєктування	Створення моделі поверхні літака	-	Контроль моделі контрольних перерізів	-

Проаналізуємо завдання різних типів для різних аспектів проєктування агрегату «Крило».

Подібний простір завдань проєктування (таблиця 3.2) визначено для агрегатів: фюзеляж, вертикальне та горизонтальне оперення, мотогондоли.

Для розробки програмного продукту було обрано низхідну стратегію проєктування. Головна перевага цієї стратегії – гарантія ув'язування всіх модулів системи, що дозволяє отримати програмний продукт із заданими властивостями, а також низьку трудомісткість при додаванні інших модулів. Низхідне проєктування полягає в послідовній деталізації основної функції програмного продукту.

Таблиця 3.2. Завдання створення вигляду літака лише на рівні агрегатів

Аспекти	Типи завдань			
	Структурний синтез	Параметричний синтез	Аналіз на макрорівні	Аналіз на мікрорівні
Функціональне проєктування	Визначення форми крила, типів і розташування рухливих частин	Розрахунок геометрії крила (площа, розміри) та її частин	Розрахунок C_x , C_y ; оцінка ефективності елеронів (Розрахунок ЛТХ)	Чисельне моделювання обтікання крила (МКР або МКЕ)
Ресурсне проєктування	Визначення конструктивно-силової схеми крила (типів і числа силових елементів)	Проєктувальний розрахунок розмірів силових елементів	Кінематичний та динамічний аналіз рухомих елементів (визначення зусиль у зчленуваннях)	Чисельне моделювання ПДВ елементів крила (МКЕ)
Конструювання	Компонування елементів конструкції та обладнання (паливо, приводи механізації, ніша шасі)	Розподіл компонувальних елементів за перерізами	Розрахунок центрування (Розрахунок запасу статичної стійкості)	-
Технологічне проєктування	Вибір схеми збирання

3.2.1 Аналіз першого рівня деталізації

На рівні системи програма вирішує задачу отримання вихідних даних на основі вхідних.

Результатом обробки системою вихідних даних є одержання тривимірної моделі літака з урахуванням усіх вхідних параметрів за допомогою можливостей системи побудови твердотільних моделей SolidWorks та апаратної частини обчислювальної машини.

У нашому випадку, як говорилося, вхідними даними є геометричні параметри літака, а вихідними – тривимірна модель літака. За обробку даних відповідно відповідає програмне забезпечення, що розробляється (рис. 3.4).

Представляючи систему в такий спосіб, легко показати суть роботи, виконуваної програмним забезпеченням. Але залишається незрозумілим, які саме дані необхідні системі, що розробляється.

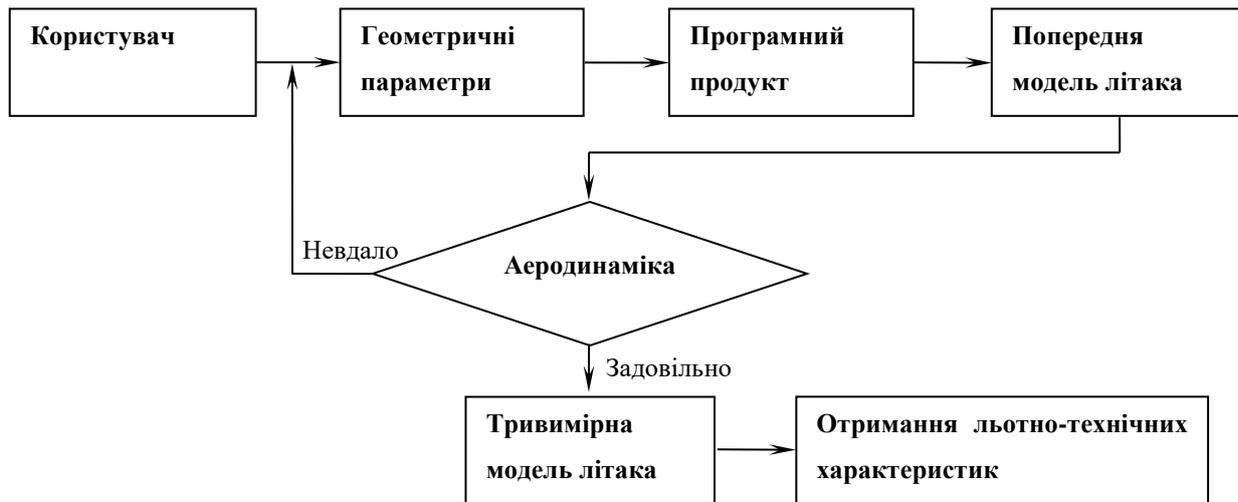


Рисунок 3.4 – Деталізація системи, що розробляється на першому рівні

Для того щоб з'ясувати, які параметри необхідні для отримання бажаного результату, розглянемо наступний рівень деталізації.

3.2.2 Аналіз другого рівня деталізації

На другому рівні деталізації наведемо перелік вхідних та вихідних даних у більш конкретній формі. Тобто зробимо декомпозицію геометричних параметрів літака за його основними складовими.

Об'єктом проєктування є пасажирський дозвуковий неманеврений літак із ГТД. Тип літака визначає форми крила, горизонтального та вертикального оперення, тобто стрілоподібне крило та центральне вертикальне оперення. Розміщення горизонтального оперення виконується у процесі проєктування. Розташування агрегатів літака виконується щодо носіння фюзеляжу. Кількість

двигунів та його розміщення (на крилі чи у хвостовій частині фюзеляжу) визначається користувачем у процесі проєктування.

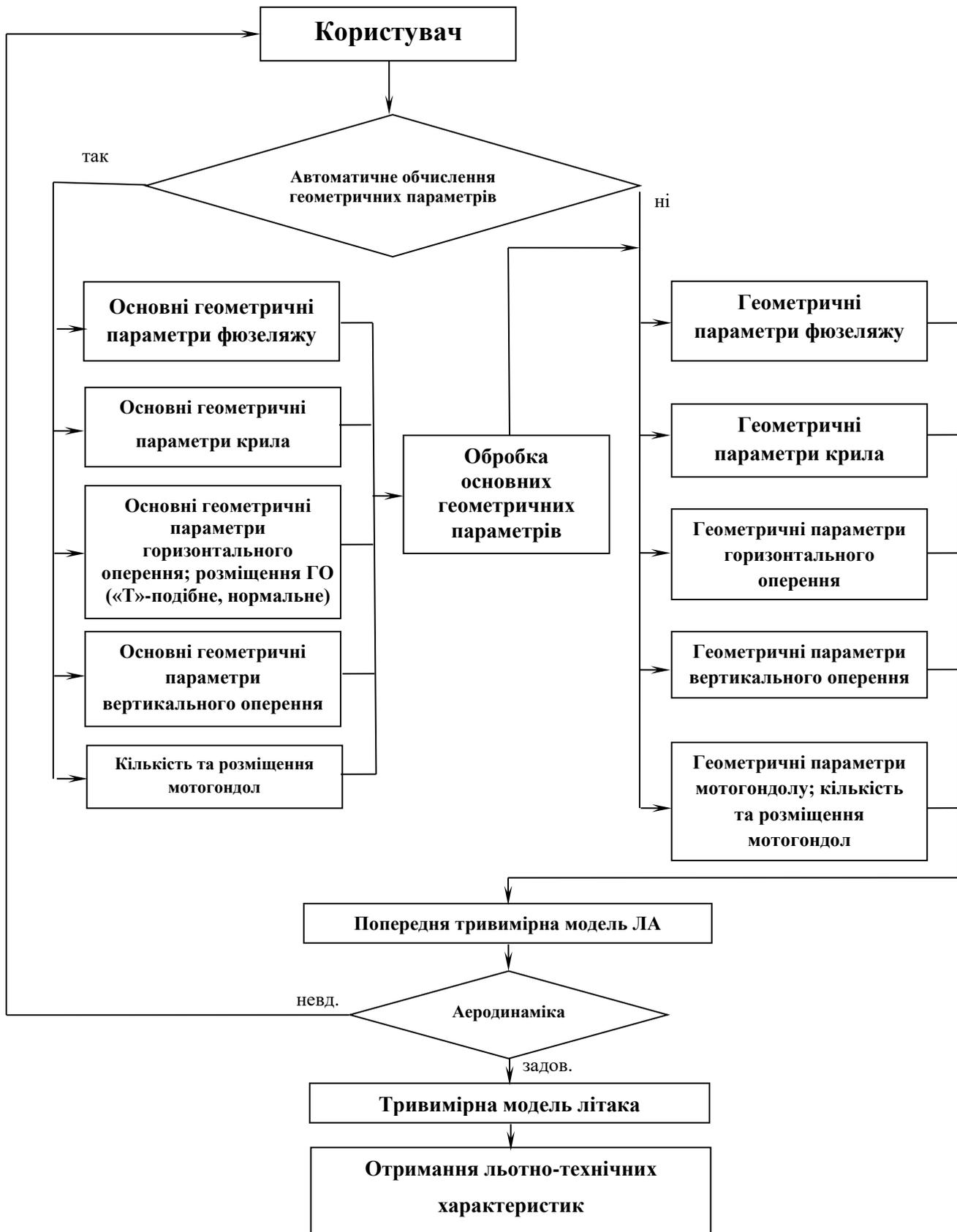


Рисунок 3.5 – Деталізація системи, що розробляється на другому рівні

На даному етапі проводиться вибір середовища та створення області розрахунку для аеродинамічного дослідження. Здійснюється вибір математичної моделі обраного середовища.

Гнучке використання системи, що розробляється, передбачає як введення безпосередньо вже розрахованих вручну або за допомогою інших програмних засобів геометричних даних літака і його частин, так і їх автоматичне обчислення, яке здійснюється шляхом введення основних геометричних і вагових даних.

3.2.3 Вибір основних параметрів літака для автоматизованого розрахунку

Розбивши модель окремі частини проєктування (див. розділ 3.2.2) можна назвати основні параметри літака.

Існують обмеження при проєктуванні, що накладаються самим конструкторським бюро. Прикладом таких обмежень є вибір розрахункових умов, головним чином швидкісного розрахункового напору q_{max} та розрахункового числа M_{max} , які значною мірою визначають вигляд літака. Для вибору основних параметрів літака існують такі залежності [19]:

1. Обчислення відносної маси палива, що витрачається в польоті \overline{m}_m :

$$L_{розр} = 1020 \frac{K_{крейс} * M_{крейс}}{C_{крейс}} * \frac{\overline{m}_m}{\sqrt{1 - \overline{m}_m}} \quad (3.1)$$

де $L_{розр}$ – дальність польоту; $M_{крейс}$ – число махів (швидкість); $K_{крейс}$ – аеродинамічна якість.

Виходячи з цієї формули, ми знаходимо відносну масу палива, що витрачається в польоті.

2. Визначається величина питомого навантаження на крило p'_0 з умови посадки літака:

$$p'_0 = \frac{C_{y \max \text{ пос}} V_{з.п.}^2}{30,2(1-m_m)} \quad (3.2)$$

де $V_{з.п.}$ – швидкість зльоту посадки; розмір $C_{y \max \text{ пос}}$ береться за статистикою залежно від системи механізації крила.

3. Визначається величина питомого навантаження на крило p''_0 з умови забезпечення заданої крейсерської швидкості польоту $V_{\text{крейс}}(M_{\text{крейс}})$, виходячи із стандартного виразу $p = c_y q$:

$$p''_0 = \frac{1}{1-0,6m_m} C_{y \text{ крейс}} * q_{M=1} * M_{\text{крейс}}^2 \quad (3.3)$$

Тут $q_{M=1}$ береться для швидкості, що відповідає числу $M=1$ на заданій висоті польоту та визначається за формулою:

$$q_{M=1} = 0,7p = 33052,6 \text{ Н/м}^2$$

4. Проводиться вибір величини питомого навантаження на крило:

$$p_0 = \min \begin{cases} p'_0 - \text{див. формулу 3.2} \\ p''_0 - \text{див. формулу 3.3} \end{cases} \quad (3.4)$$

5. Визначається тягоозброєність літака \bar{P}_0^I з умови набору висоти при одному двигуні, що відмовив, за формулою:

$$\bar{P}_0^I = 1,5 \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}}-1} \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \text{tg} \theta \right) \quad (3.5)$$

6. Визначається тягоозброєність літака \bar{P}_0^{II} з умови забезпечення горизонтального польоту виходячи з того, що в горизонтальному польоті $\bar{P} = 1/K$. Тоді при польоті на висоті $H < 11000 \text{ м}$ використовуємо таку формулу:

$$\bar{P}_0^{II} = \frac{1}{K_{крейс} \cdot \xi \cdot \Delta^{0.85} \cdot \phi_{руд}} \quad (3.6)$$

де $K_{крейс}$ – береться за статистикою, $\Delta=0.6601$, $\xi=0.99$, коефіцієнт $\phi_{руд}$ враховує ступінь дроселювання двигуна в крейсерському польоті до режиму, що відповідає необмеженому часу роботи двигуна, або до режиму, що відповідає оптимальній витраті палива, він дорівнює 0.85.

7. Визначається тягозброєність літака \bar{P}_0^{III} з умови забезпечення заданої довжини розбігу літака при зльоті $I_{розб}$ за формулою:

$$\bar{P}_0^{III} = 1.05 * \left[\frac{1.2 p_0}{C_{y \max \text{зліт}} * I_{розб}} + \frac{1}{2} * \left(3f_{розб} + \frac{1}{K_{розб}} \right) \right] \quad (3.7)$$

Тут $C_{y \text{зліт}}$, $f_{розб}$ і $K_{розб}$ береться за статистикою.

8. Проводиться вибір тягозброєності літака \bar{P}_0 як:

$$\bar{P}_0 = \max \begin{cases} \bar{P}_0^I \\ \bar{P}_0^{II} \\ \bar{P}_0^{III} \end{cases} \quad (3.8)$$

9. Визначаємо відносну масу конструкції літака ($\bar{m}_{кон}$), силової установки ($\bar{m}_{с.у.}$) та обладнання та управління в першому наближенні (3.9):

$$\bar{m}_{кон} = 0.3 \text{ (із статистики)}$$

$$\bar{m}_{с.у.} = 0.12 \text{ (із статистики)} \quad (3.9)$$

$$\bar{m}_{об.упр} = 0.12 \text{ (із статистики)}$$

$$\bar{m}_m = 0.3 \text{ (див. 3.1)}$$

Залежно від заданої маси цільового навантаження (комерційного навантаження) та маси службового навантаження (спорядження) визначається величина злітної маси літака у першому наближенні.

$$m_0^I = \frac{m_{ц.н} + m_{служ.}}{1 - \tilde{m}_к - \tilde{m}_{с.у} - \tilde{m}_{об.упр} - \tilde{m}_т} \quad (3.10)$$

10. Знаючи обрані величини p_0 та \bar{P}_0 та обчислену величину m_0^I отримаємо основні абсолютні параметри літака. Площа крила (m^2):

$$S = m_0^I \cdot g / 10 \cdot p_0 \quad (3.11)$$

Злітна тяга двигунів (даН/ m^2):

$$P_0 = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0^I \cdot g}{10} \quad (3.12)$$

3.2.4 Вибір геометричних параметрів фюзеляжу

Фюзеляж є основною невід'ємною частиною літального апарату. На фюзеляжі літака розташовуються всі інші його частини, такі як крило, горизонтальне оперення, вертикальне оперення або їх розташування залежить від його допоміжних осей або геометрії.

Для отримання геометричної моделі фюзеляжу необхідні такі дані:

- довжина фюзеляжу;
- висота та ширина поперечного перерізу фюзеляжу (діаметр);
- довжина носової частини;
- довжина хвостової частини;
- кут нахилу носової частини донизу;
- кут нахилу хвостової частини догори;
- форма носової частини (параболічна, еліпсоїдна, конічна);
- форма хвостової частини (параболічна, еліпсоїдна, конічна).

У загальному вигляді схему деталізації для побудови моделі фюзеляжу можна подати у такому вигляді:



Рисунок 3.5 – Схема деталізації третього рівня фюзеляжу

3.2.5 Вибір геометричних параметрів крила

Крило проєктованого літального апарату є поверхнею, переріз якої змінюється в залежності від ряду параметрів. Перетин тут представлений у вигляді послідовного списку точок. Такий список зберігається у зовнішньому

файлі окремо від інших даних, щоб мати можливість скористатися ним під час проектування різних об'єктів, які мають однаковий переріз.

У зв'язку з тим, що форма профілю крила не змінюється, а змінюється лише розмір хорди, то розрахувавши відповідні коефіцієнти збільшення (зменшення) та зміщення можна точно розмістити їх будь-який переріз протягом усього розмаху крила. Але оскільки зміна хорди крила лінійно залежить від параметра звуження, що дорівнює відношенню нульової (центральної) хорди до кінцевої, то для побудови поверхні однієї консолі крила без втрати якості достатньо лише два перерізи: кореневого та кінцевого. Побудова тривимірної моделі виконується за перерізами. Інша консоль крила є дзеркальним відображенням першої щодо площини кореневого перерізу.

Для отримання геометричної моделі крила необхідні такі дані:

- коренева хорда крила;
- кінцева хорда крила;
- розмах крила;
- стрілоподібність по передній кромці;
- відстань від носіння фюзеляжу до кореневої хорди;
- висота від будівельної горизонталі фюзеляжу;
- профіль кореневого перерізу (завантажується із відповідного зовнішнього текстового фалу);
- профіль кінцевого перерізу (завантажується із відповідного зовнішнього текстового фалу).

Також можна встановити додаткові параметри для побудови більш реальної та ефективної моделі крила, а саме – параметри заднього напливу.

Геометричні параметри заднього напливу:

- бортова хорда заднього напливу;
- довжина заднього напливу крила.

При вказуванні додаткових параметрів побудова крила виконується не за двома перерізами (кореневим і кінцевим), а за трьома. Причому тепер як

кореневий виступає переріз, довжина якого складається з довжини кореневого перерізу та довжини бортової хорди заднього напливу.

Загальний вигляд схеми деталізації для побудови моделі крила виглядає так:

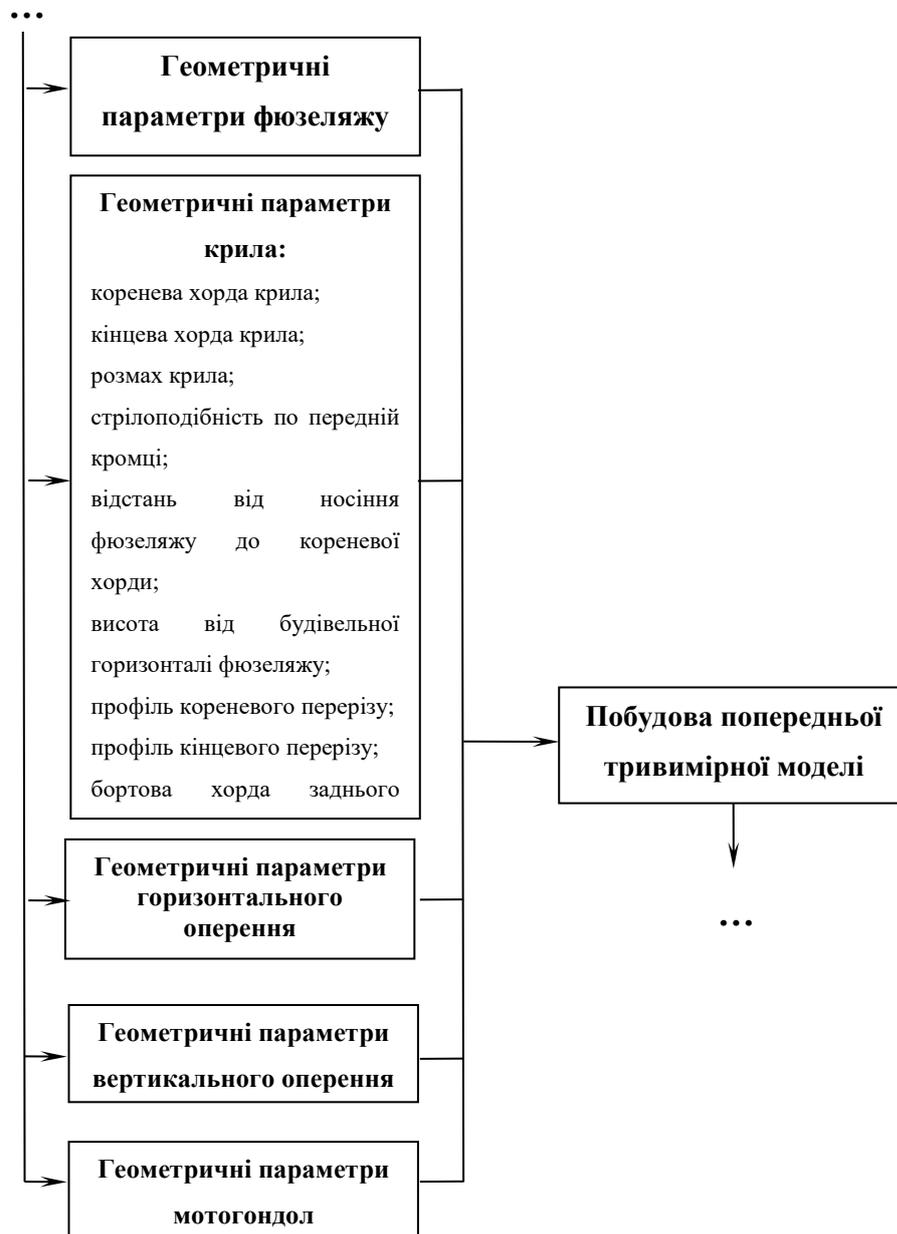


Рисунок 3.6 – Схема деталізації третього рівня для крила

3.2.6 Вибір геометричних параметрів горизонтального оперення

У загальному вигляді схему деталізації для побудови моделі горизонтального оперення можна у наступному вигляді:



Рисунок 3.7 – Схема деталізації третього рівня для горизонтального оперення

Горизонтальне оперення літального апарату найчастіше за розмірами значно менше таких об'єктів як крило або фюзеляж. Горизонтальне оперення служить для забезпечення поздовжньої стійкості та керованості літака.

Побудова горизонтального оперення здійснюється аналогічно до крила. Із зовнішнього текстового файлу завантажуються координати профілів кореневого та кінцевого перерізів горизонтального оперення, після чого виконується побудова тривимірної моделі однієї консолі за перерізами. Інша консоль є дзеркальним відображенням першої щодо площини кореневого перерізу горизонтального оперення.

Для отримання геометричної моделі горизонтального оперенню необхідні такі дані:

- коренева хорда горизонтального оперення;
- кінцева хорда горизонтального оперення;
- розмах горизонтального оперення;
- стрілоподібність по передній кромці;
- відстань від носіння фюзеляжу до кореневої хорди горизонтального оперення;
- висота від будівельної горизонталі фюзеляжу;
- профіль кореневого перерізу горизонтального оперення (завантажується із відповідного зовнішнього текстового файлу);
- профіль кінцевого перерізу горизонтального оперення (завантажується із відповідного зовнішнього текстового файлу).

3.2.7 Вибір геометричних параметрів вертикального оперення

Вертикальне оперення служить забезпечення дорожньої стійкості і керованості літака. Розрізняють кілька схем оперення, з яких найчастіше використовується так звана нормальна схема (з центральним вертикальним оперенням), що має очевидні конструктивні переваги. Крім того, в даний час усі міжконтинентальні та магістральні пасажирські літаки мають нормальну аеродинамічну схему.

Пасажирські літаки, що проєктуються розроблюваною системою, мають центральне вертикальне оперення. Це спрощення призводить до меншої

трудомісткості проектування шляхом відсікання невиправданого розмаїття модифікацій пасажирських літаків.

Побудова здійснюється аналогічно крилу та горизонтальному оперенню, тобто. по двох перерізах: кореневому та кінцевому.

Загальний вигляд схеми деталізації для побудови моделі вертикального оперення зображена на рисунку 3.8.

Для отримання геометричної моделі вертикального оперення необхідні такі дані:

- коренева хорда вертикального оперення;
- кінцева хорда вертикального оперення;
- розмах вертикального оперення;
- стрілоподібність по передній кромці;
- профіль кореневого перерізу вертикального оперення (завантажується із відповідного зовнішнього текстового файлу);
- профіль кінцевого перерізу вертикального оперення (завантажується із відповідного зовнішнього текстового файлу).

Для покращення аеродинамічних характеристик можна ввести додаткові параметри вертикального оперення, а саме геометричні параметри переднього напливу.

Геометричні параметри переднього напливу:

- бортова хорда переднього напливу вертикального оперення;
- довжина переднього напливу по передній кромці вертикального оперення.



Рисунок 3.8 – Схема деталізації третього рівня для вертикального оперення

При вказуванні додаткових параметрів побудова вертикального оперення виконується за двома перерізами (кореневому і кінцевому), а, по трьом. Причому тепер як кореневий виступає переріз, довжина якого складається з довжини кореневого перерізу та довжини бортової хорди переднього напливу вертикального оперення.

3.2.8 Вибір геометричних параметрів мотогондол

Параметри цієї частини літального апарату, загалом, залежить від будь-яких параметрів інших елементів літака. Геометрія мотогондол залежить від типу двигуна, індивідуальних особливостей будови тощо. У розроблюваній системі мотогондоли мають суто схематичний вигляд (рис. 3.9) і є бочкоподібним об'єктом, що отримується в результаті обертання еліпса навколо осі, яка знаходиться на певній відстані від центру еліпса. Дана відстань, а також великий і малий радіуси еліпса обчислюються за допомогою нижченаведених даних:

Загальні геометричні параметри:

- довжина мотогондоли;
- діаметр міделю мотогондоли;
- діаметр центрального тіла;
- відстань від осі фюзеляжу.

Геометричні параметри при розташуванні мотогондол у хвостовій частині фюзеляжу:

- ухил пілона;
- відстань від шкарпетки фюзеляжу.

Геометричні параметри при розташуванні мотогондолу на крилі:

- кількість мотогондол;
- зсув «вперед-назад» щодо передньої кромки крила;
- зсув «вгору-вниз» щодо будівельної висоти фюзеляжу;
- відстань між мотогондолами.

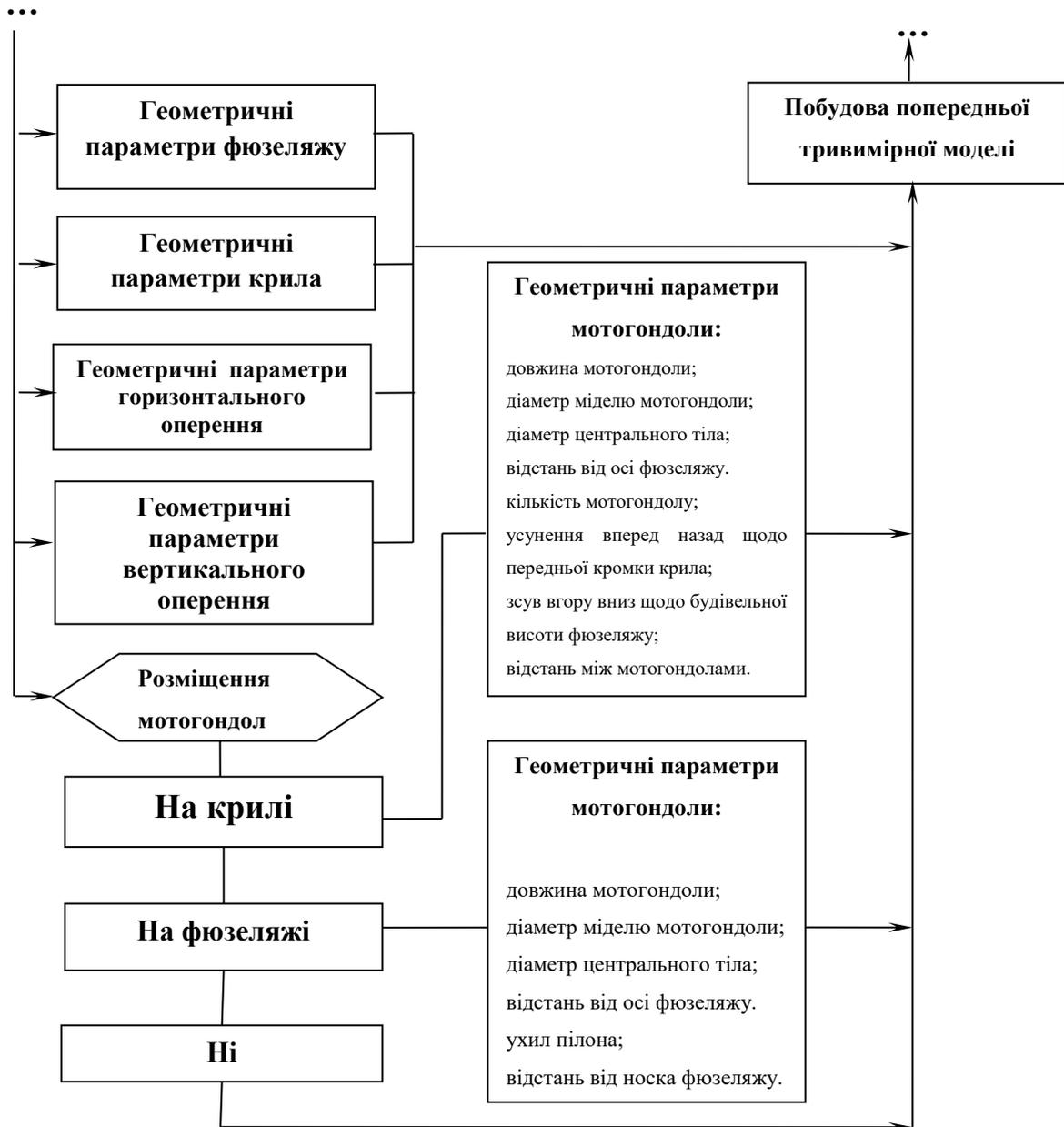


Рисунок 3.9 – Схема деталізації третього рівня для мотогондол

3.2.9 Порядок виконання аеродинамічних досліджень

Дослідження аеродинамічних характеристик пасажирського неманевреного дозвукового літака виконується в системі моделювання течії рідини і газу FlowVision.

У цій роботі розглядається істотно дозвуковий перебіг газу при малих числах Рейнольдса, який описується моделлю «ламінарна рідина».

Ламінарний режим течії можна розраховувати і за допомогою моделі «Повністю стислива рідина», при цьому крім розрахунку швидкості можна виконати розрахунок рівнянь для турбулентних функцій переносу.

Після вибору математичної моделі середовища аеродинамічного дослідження необхідно задати фізичні параметри – опорні значення температури та тиску (рис. 3.10). Цілі введення опорних величин:

– вказування граничних умов та отримання значень змінних в області у звичних величинах (використання градусів Цельсія замість Кельвінів та надлишкового тиску замість абсолютного);

– вирішення проблеми втрати точності при обчисленні змінних, що слабо змінюються на тлі великого середнього рівня.

За замовчуванням задані такі опорні величини:

– тиск – 101000 Па (що приблизно відповідає нормальному атмосферному тиску);

– температура – 273 К (що відповідає 0 ° С).

Потім необхідно визначити швидкість потоку, що набігає (в м/с).

Після ініціалізації початкових умов необхідно задати параметри граничних умов (тобто вибрати тип граничного умови кожної поверхні області розрахунку і скоригувати відповідні їй параметри – вхід, вихід, стінка, симетрія).

Далі необхідно виконати побудову розрахункової сітки. Програма FlowVision дозволяє завантажити готову розрахункову сітку (сітка зберігається в текстовому файлі, так що створити і відредагувати її можна поза системою). Навчальна версія програми передбачає використання трохи більше 15000 розрахункових осередків. Але цього цілком вистачає визначення аеродинамічних властивостей об'єкта на початкових етапах проєктування.

Для початку розрахунку необхідно задати глобальні параметри (фіксований крок розрахунку та час). Дані параметри впливають на швидкість та точність розрахунку.

Візуалізація результатів розрахунку здійснюється за допомогою постпроцесора FlowVision. Постпроцесор надає користувачеві великий вибір методів візуалізації скалярних та векторних змінних на різних геометричних об'єктах, а також дозволяє зберігати дані файлу для обробки іншими засобами. Аналіз може здійснюватися як у процесі розрахунку (якщо попередньо було створено сари візуалізації), і після його закінчення. Основними методами візуалізації змінних є:

1. Характеристики – оцінка збіжності рішення може бути проведена за допомогою запису будь-якого параметра файл у сарі «характеристики» і потім побудови залежності цього параметра від часу в якомусь зовнішньому редакторі.

2. Вектор – служить для візуалізації векторного поля; сар є неосвітлюваним, він виглядає як безліч точок-початків векторів з відрізками, що виходять з них. Напрямок відрізка збігається з напрямком векторного поля на початку відрізка, а довжина пропорційна до модуля поля в цій точці.

3. Двовимірний графік – виводить на екран графік скалярної змінної вздовж вибраного у тривимірному просторі променя. Графік відображається як неосвітлена ламана з фіксованою кількістю ланок. На початку графіка розташована маленька освітлена кулька, а на позитивних кінцях осей – маленькі освітлені конуси. У площині графіка відображаються такі коментарі:

- довжина осі абсцис (біля позитивного кінця осі абсцис);
- максимальне значення змінної (близько позитивного кінця осі ординат);
- мінімальне значення змінної (біля негативного кінця осі ординат).



Рисунок 3.10 – Схема деталізації третього рівня щодо аеродинамічного дослідження

3.3 Проведення льотно-технічних випробувань

Льотно-технічні випробування тривимірної моделі поверхні літака на етапі проєктування, що розглядається, виконуються за допомогою авіасимулятора FlightGear.

Перші версії FlightGear (FG) ґрунтувалися на моделі динаміки польоту – (Flight Dynamic Model – FDM) LaRCsim, створеній NASA. З 2000 року моделлю динаміки за умовчанням стала JSBSim. Для розрахунку динаміки польоту вона використовує введені в конфігурацію моделі параметри про

поведінку реального ЛА у відповідних умовах. У 2002 році додалася ще одна модель динаміки – YASim. Ця FDM прораховує динаміку польоту з урахуванням прорахунку поверхонь ЛА. Модель динаміки UIUC, розроблена Applied Aerodynamics Group в Університеті Іллінойса, також використовується у FlightGear.

Спочатку ця FDM розроблялася для проєкту Smart Icing System Project. FG може також використовувати дані зовнішніх FDM як джерело динаміки польоту, наприклад дані з програми Matlab. Існує також модель динаміки, яка використовується для літальних апаратів легше за повітря (аеростатів). Загалом FG дозволяє моделерам вкрай реалістично відтворити динаміку польоту ЛА і підтримує авторотацію, повітряну подушку, будь-яку кількість двигунів і багато іншого. Таким чином, розробники моделей літаків можуть експериментувати з різними типами FDM, домагаючись необхідної реалістичності, потрібної швидкості рахунку або мінімізуючи витрати ресурсів – залежно від поставленого завдання.

За промовчанням FG використовує модель динаміки польоту JSBSim. JSBSim точно симулює звичайні режими польоту, добре відомі та уточнені у реальних польотах, але може відхилятися від реальності при виході за ці рамки. Розглянемо цю динамічну модель докладніше.

JSBSim – це програма обчислення польотної динаміки (FDM). Програма написана C++, і поширюється за ліцензією GPL. Це open-source проєкт. Програма збирається будь-яким сучасним компілятором під будь-яку операційну систему – включаючи різні версії Windows, Linux, BSD, MacOS. JSBSim може працювати як автономно, так і у складі авіасимулятора.

JSBSim розраховує рух класичним методом коефіцієнтів. Крім розрахунку параметрів руху, програма також дає можливість моделювати автопілоти, положення управляючих поверхонь, шасі тощо. JSBSim використовується в освітніх, науково-дослідних та виробничих проєктах. Це стандартна динаміка для авіасимулятора FG.

У JSBSim вся інформація про модель зберігається в конфігураційному файлі. Це звичайний текстовий файл у форматі xml. Працювати з ним можна за допомогою текстового редактора, бажано з підсвічуванням синтаксису.

3.3.1 Структура файлу польотної динаміки

Розглянемо структуру головного конфігураційного файлу моделі. За угодами, прийнятими у FlightGear, ім'я динамічного файлу має збігатися з ім'ям моделі (наприклад, для моделі TU-154 файл динаміки слід називати tu-154.xml).

Файл динамічної моделі JSBSim складається з дев'яти секцій: fileheader, metrics, mass_balance, ground_reactions, propulsion, flight_control, autopilot, aerodynamics, output. Формат кожної секції різний залежно від того, яке завдання кожна секція вирішує. Секція autopilot іноді виноситься в окремий файл, щоб можна було використовувати автопілоти сторонніх виробників.

Розглянемо кожен із секцій окремо.

У секції fileheader розміщується суто службова інформація. Якщо залишити теги в цьому розділі порожніми, авіасимулятор працюватиме без помилок.

У секції metrics зберігаються геометричні розміри та зміщення опорних точок: розрахункова площа крила, розмах крила, САХ, настановний кут крила, площа горизонтального оперення, плече горизонтального оперення, площа та плече вертикального оперення, координати ARP, EYEPOINT, VRP. EYEPOINT – це точка, де розташований спостерігач. Величини у цьому розділі мають одиницю виміру (в англійській системі заходів).

Наступна секція mass_balance містить інформацію про масу порожнього літака. Шість моментів інерції, три осьові (ixx, iyy, izz) і три відцентрові (ixz, iyz, ixy). Відцентрові моменти за умовчанням дорівнюють нулю. Розрахунок кожного моменту не точний і ґрунтується на спрощених уявленнях про розподіл мас за обсягом літака. При зміні цих значень виконуються такі дії:

зменшення значення ixx призводить до зменшення інерції по крену і т. д. У наступних тегах вказується порожня вага машини та положення центру ваги.

Секція `ground_reactions` містить координати та властивості точок, якими модель взаємодіє із землею. Зазвичай вказуються точки стикання стійок шасі із землею. Тут також вказуються параметри тертя, опір коченню, параметри підвіски: коефіцієнт пружності та коефіцієнт демпфування. Якщо кероване колесо, то можна вказати максимальний кут розвороту, якщо є гальма – можна вказати, до якої групи належить це колесо, за замовчуванням є дві групи гальмування – права і ліва. Можна відзначити стійку як таку, що прибирається.

У секції `propulsion` зберігається інформація про двигуни та паливні баки.

Наступна секція `flight_control` описує рух керуючих поверхонь та інших рухомих частин літака, що впливають на аеродинаміку. Всі змінні, що стосуються цієї секції, розміщені в директорії `fcs` і це, напевно, найчисленніша група змінних. `Flight_control` – це основний інтерфейс динаміки із зовнішнім світом. Потрібні команди передаються динаміці ззовні шляхом зміни вхідних змінних іншими частинами програмного комплексу авіасимулятора або зі скрипту або мережею. У секції `flight_control` ці команди перетворюються на інші змінні, змінні положення, відповідно до фізичних особливостей руху тієї чи іншої поверхні. Ці нові змінні власними силами впливають на параметри руху моделі, є вхідними значеннями для функцій аеродинаміки у наступній секції.

Автопілот у рамках роботи не розглядається, тому секція `autopilot` береться за промовчанням (порожня).

Наступна секція – `aerodynamics`. Це, власне, і динаміка. Саме в цій секції на основі обчисленого положення керуючих поверхонь (секція `flight_control`), тяги двигуна (`propulsion`), маси, стану атмосфери (змінні в директорії `atmosphere`) і т.д. проводиться розрахунок аеродинамічних сил та моментів. Обчисливши сили та моменти, динаміка (вже без використання додаткових параметрів конфігурації) обчислює чергові координати центру тяжіння

моделі, кутове положення, а також швидкості, прискорення, кути атаки і масу додаткових параметрів руху.

Секція аеродинаміки розділена на шість основних розділів (axis). Їх має бути рівно шість: LIFT, DRAG, SIDE, PITCH, ROLL, YAW. Три перші – це сили, вони зміщують ЦТ моделі кожна за своєю координатою. Сили можуть бути задані в ньютонках, а можуть – у фунтах (lbs). Інші три – це моменти. Моменти повертають модель довкола відповідної осі, що проходить через ЦТ. Моменти задаються в ньютонках на метр чи фунтах на фут (lbs*ft).

У кожному розділі axis може бути довільна кількість функцій. Якщо це розділ сил, то функція повинна повертати чинність у відповідній системі заходів (як визначено в заголовку axis). Те саме справедливо і для моментів. Динаміка підсумовує всі сили та моменти за відповідними осями.

На даний момент існують наступні арифметичні операції та функції для використання в розділі aerodynamics:

- sum (розуміє кілька аргументів);
- difference (кілька аргументів);
- product (кілька аргументів);
- quotient (два аргументи);
- pow (два аргументи);
- exp (два аргументи);
- abs (один аргумент);
- sin (один аргумент);
- cos (один аргумент);
- tan (один аргумент);
- asin (один аргумент);
- acos (один аргумент);
- atan (один аргумент);
- atan2 (два аргументи).

Призначення та принцип використання, гадаємо, особливих пояснень не вимагає. Більшість вбудованих функцій – просто врятери до відповідних функцій C++.

Секція `Input` необов'язкова і може бути опущена. `Input` має сенс тільки для автономної версії `JSBSim`, і в останніх версіях програми вже не використовується – необхідні інтерфейсні властивості можна задавати прямо у секції `flight_control`. Це потрібно робити, якщо ми хочемо працювати зі своїми властивостями (змінними), потрібні ми просто оголошуємо тегом `property`, і їх можна використовувати як вхідні та вихідні для елементів `flight_control`.

Секція `Output` – це власне магнітна система реєстрації режимів польоту (МСРРП). Запис здійснюється у звичайний текстовий файл із даними, розділеними комою (`Comma Separated Value, CSV`). Частота вибірки визначається параметром `rate`. Далі можна вибрати розділ, що цікавить для запису, зайві можна вимкнути. Наприклад, можна вибрати: положення поверхонь (`aerosurfaces`), швидкості (`velocities`), положення (`position`) та параметри силової установки (`propulsion`).

Таким чином, виконаний аналіз дозволив розділити загальне завдання проєктування на окремі підзавдання та визначити взаємозв'язки між ними та необхідні види даних. Ці результати використані при розробці математичного та програмного забезпечення системи.

РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧІ

Як було зазначено вище (див. розділ 2.2), розроблювана система може функціонувати у двох режимах: задання вже обчислених геометричних параметрів і автоматичне обчислення параметрів, шляхом задання основних геометричних і вагових даних.

Для розрахунку геометричних даних у другому випадку використовувалася методика розрахунку геометричних параметрів неманеврених дозвукових літаків. Результати розрахунків за формулами, що представлені нижче, повністю визначають зовнішні форми та розміри літака.

Методика побудови 3D моделі літака дозволяє здійснювати досить точну побудову поверхонь, що дозволяє використовувати для розрахунку аеродинамічних характеристик не практичний досвід та емпіричні залежності, а програмні продукти, що дозволяють на основі просторової моделі літака отримати аеродинамічні характеристики, імітуючи продування в аеродинамічній трубі. Це збільшує точність розрахунків, зменшує похибку обчислень.

4.1 Визначення вибраних геометричних параметрів крила

Для визначення вибраних геометричних параметрів крила (рис. 4.1) використовуються наступні математичні залежності [19]:

1. Площа крила:

$$S = m_{0min} * g / 10p_{opt} (m^2), \quad (4.1)$$

де m_{0min} – мінімальна величина злітної маси літака в першому наближенні; g – коефіцієнт вільного падіння; p_{opt} – оптимальне значення питомого навантаження на крило.

2. Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda_{opt}} \cdot \sqrt{S} \text{ (м)}, \quad (4.2)$$

де λ_{opt} – оптимальне значення подовження крила.

3. Коренева хорда крила:

$$b_0 = \frac{2S}{l} \cdot \frac{\eta}{\eta+1} \text{ (м)}, \quad (4.3)$$

де η – звуження крила.

4. Кінцева хорда крила:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} \text{ (м)} \quad (4.4)$$

5. Координата носка кінцевої хорди крила по відношенню до носіння кореневої хорди:

$$\chi_{нкх} = \frac{l}{2} \cdot tg \chi_{нк} \text{ (м)} \quad (4.5)$$

де $\chi_{нкх}$ – стрілоподібність крила по передній кромці.

6. Товщина крила перерізу кореневої хорди крила:

$$C_{0.кр} = \bar{C}_0 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi}{l}\right) \text{ (м)}, \quad (4.6)$$

де \bar{C}_0 – відносна товщина кореневої нервюри, d_ϕ – діаметр фюзеляжу.

7. Товщина крила по кінцевій нервюрі без урахування законцювання крила:

$$C_{к.кр} = \bar{C}_к \cdot \frac{b_0}{\eta}, \quad (4.7)$$

де \bar{C}_0 – відносна товщина кінцевої нервюри.

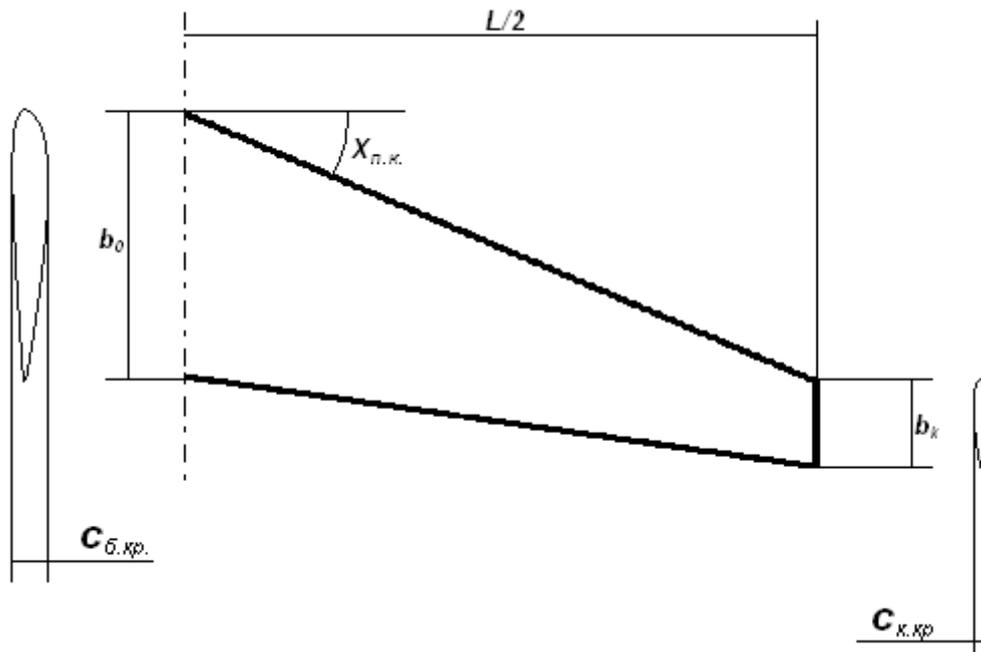


Рисунок 4.1 – Ескіз крила

Побудова просторової моделі крила виконується за перерізами – кореневим та кінцевим. Причому виконується побудова лише однієї консолі крила, інша – є дзеркальним відображенням першої щодо площини кореневого перерізу. Профілі перерізів завантажуються із відповідного зовнішнього текстового файлу. Цей файл містить координати верхнього та нижнього обводів профілю крила (координати записані у відсотках від хорди перерізу).

4.2 Визначення вибраних геометричних параметрів горизонтального оперення

Для визначення вибраних геометричних параметрів горизонтального оперення використовуються такі математичні залежності [19]:

1. Площа горизонтального оперення:

$$S_{z.o.} = \bar{S}_{z.o.} \cdot S \text{ (м}^2\text{)}, \quad (4.8)$$

де $\bar{S}_{2.o}$ – відносна площа горизонтального оперення.

2. Розмах горизонтального оперення:

$$l_{2.o} = \sqrt{\lambda_{2.o} \cdot S_{2.o}} \text{ (м)}, \quad (4.9)$$

де $\lambda_{2.o}$ – подовження горизонтального оперення.

3. Коренева хорда горизонтального оперення:

$$b_{o.2.o} = \frac{2 \cdot S_{2.o}}{l_{2.o}} \cdot \frac{\eta_{2.o}}{\eta_{2.o} + 1} \text{ (м)}, \quad (4.10)$$

де $\eta_{2.o}$ – звуження горизонтального оперення.

4. Кінцева хорда горизонтального оперення:

$$b_{к.2.o} = \frac{b_{o.2.o}}{\eta_{2.o}} \text{ (м)}, \quad (4.11)$$

5. Координата носка кінцевої хорди горизонтального оперення:

$$\chi_{нкх2o} = \frac{l_{2.o}}{2} \cdot tg \chi_{п.к.2.o} \text{ (м)}, \quad (4.12)$$

де $\chi_{нкх2o}$ – стрілоподібність горизонтального оперення по передній кромці.

6. Товщина горизонтального оперення по нульовій хорді:

$$C_{0.2.o} = \bar{C}_{0.2.o} \cdot b_{0.2.o} \text{ (м)}, \quad (4.13)$$

де $\bar{C}_{0.2.o}$ – відносна товщина кореневого перерізу горизонтального оперення.

7. Товщина горизонтального оперення по кінцевій хорді без урахування

законцювання:

$$C_{к.г.о} = \bar{C}_{к.г.о} \cdot \frac{b_{0.г.о}}{\eta_{г.о}} = \bar{C}_{к.г.о} \cdot b_{к.г.о}(\text{м}), \quad (4.14)$$

де $\bar{C}_{к.г.о}$ – відносна товщина кінцевого перерізу горизонтального оперення.

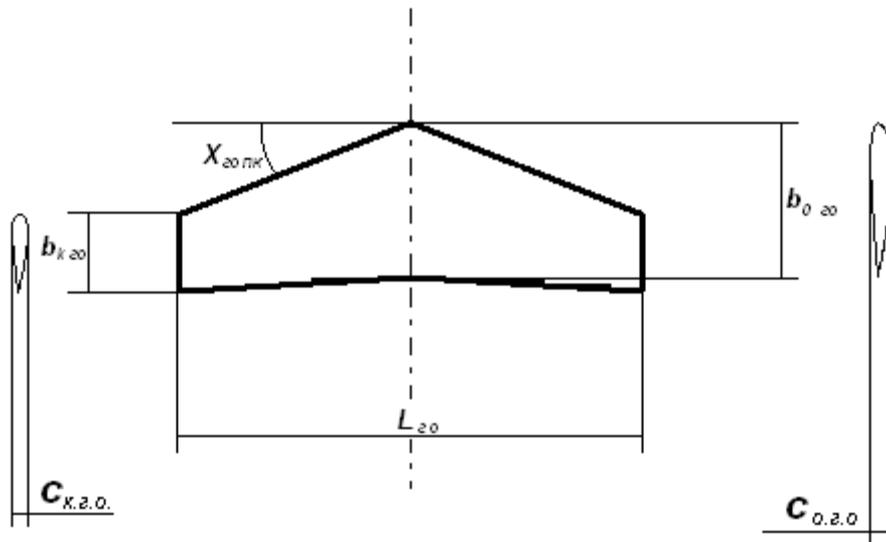


Рисунок 4.2 – Ескіз горизонтального оперення.

Побудова просторової моделі виконується аналогічно до крила.

4.3 Визначення вибраних геометричних параметрів вертикального оперення

Для визначення вибраних геометричних параметрів вертикального оперення (рис. 4.3) використовуються наступні математичні залежності [19]:

1. Площа вертикального оперення:

$$S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S(\text{м}^2), \quad (4.15)$$

де $\bar{S}_{в.о}$ – відносна площа вертикального оперення.

2. Розмах вертикального оперення (висота вертикального оперення):

$$l_{\text{в.о}} = \sqrt{\lambda_{\text{в.о}} \cdot S_{\text{в.о}}} \text{ (м)}, \quad (4.16)$$

де $\lambda_{\text{в.о}}$ – оптимальне значення подовження вертикального оперення.

3. Коренева хорда вертикального оперення:

$$b_{\text{о.в.о}} = \frac{2 \cdot S_{\text{в.о}}}{l_{\text{в.о}}} \cdot \frac{\eta_{\text{в.о}}}{\eta_{\text{в.о}} + 1} \text{ (м)}, \quad (4.17)$$

де $\eta_{\text{в.о}}$ – оптимальне значення звуження вертикального оперення.

4. Кінцева хорда вертикального оперення:

$$b_{\text{к.в.о}} = \frac{b_{\text{о.в.о}}}{\eta_{\text{в.о}}} \text{ (м)}. \quad (4.18)$$

5. Координата носка кінцевої хорди вертикального оперення:

$$\chi_{\text{нкхво}} = l_{\text{в.о}} \cdot \text{tg} \chi_{\text{п.к.в.о}} \text{ (м)}, \quad (4.19)$$

де $\chi_{\text{п.к.в.о}}$ – стрілоподібність по передній кромці вертикального оперення.

6. Товщина вертикального оперення по кореневій хорді:

$$C_{\text{ов.о}} = \bar{C}_{\text{ов.о}} \cdot b_{\text{ов.о}} \text{ (м)}, \quad (4.20)$$

де $\bar{C}_{\text{ов.о}}$ – відносна товщина кореневого перерізу вертикального оперення.

7. Товщина вертикального оперення по кінцевій хорді без урахування законцювання:

$$C_{кв.о} = \bar{C}_{кв.о} \cdot \frac{b_{о.в.о}}{\eta_{в.о}} = \bar{C}_{кв.о} \cdot b_{кв.о}(\text{м}), \quad (4.21)$$

де $\bar{C}_{кв.о}$ – відносна товщина кінцевого перерізу вертикального оперення.

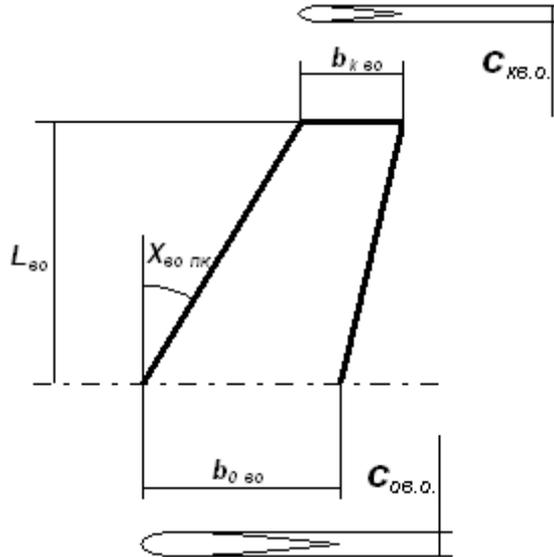


Рисунок 4.3 – Ескіз вертикального оперення.

Побудова просторової моделі вертикального оперення виконується за перерізами – корневим та кінцевим. Профілі перерізів завантажуються із відповідного зовнішнього текстового файлу.

4.4 Визначення вибраних геометричних параметрів фюзеляжу

Для визначення вибраних геометричних параметрів фюзеляжу (рис. 4.4) використовуються наступні математичні залежності [19]:

1. Довжина фюзеляжу

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}(\text{м}), \quad (4.23)$$

де λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу, d_{ϕ} – діаметр фюзеляжу.

2. Довжина носової частини фюзеляжу

$$l_{н.ф} = \lambda_{н.ф} \cdot d_{ф}(\text{м}), \quad (4.24)$$

де $\lambda_{н.ф}$ – подовження носової частини фюзеляжу.

3. Довжина кормової частини фюзеляжу

$$l_{к.ф} = \lambda_{к.ф} \cdot d_{ф}(\text{м}), \quad (4.25)$$

де $\lambda_{к.ф}$ – подовження кормової частини фюзеляжу.

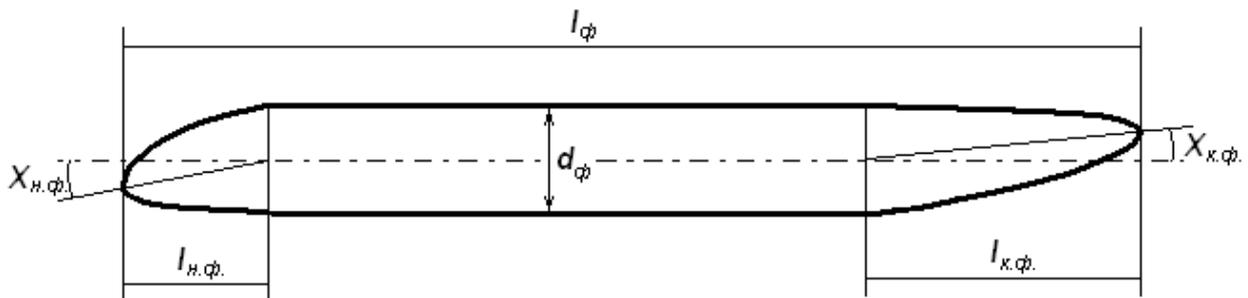


Рисунок 4.4 – Ескіз фюзеляжу.

Побудова 3D моделі фюзеляжу виконується за перерізами. Кожен переріз (число перерізів задається у програмі) є еліпс, великий і малий радіус якого обчислюється з рівняння еліпса в системі координат XY:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1, \quad (4.26)$$

де a і b – великий та малий радіуси перерізу відповідно, x і y – координати центру поточного перерізу.

4.5 Алгоритм побудови мотогондоли

Розміри та форма мотогондоли повністю визначаються індивідуальними розмірами та формою встановлюваних двигунів. У розроблюваній системі мотогондола має суто схематичний вигляд і є бочкоподібним об'єктом, що

отримується в результаті обертання еліпса навколо осі, яка знаходиться на певній відстані від центру еліпса (рис. 4.5).

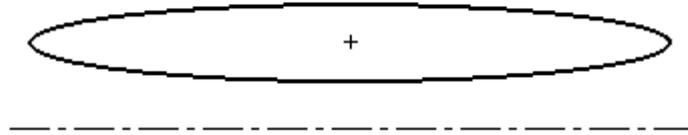


Рисунок 4.5 – Побудова мотогондоли.

Відстань від центру еліпса до осі обертання називається радіусом центрального тіла. Сума малого радіуса еліпса та радіуса центрального тіла є радіусом міделю мотогондоли. Великий діаметр еліпса дорівнює довжині мотогондоли.

4.6 Алгоритм побудови тривимірної моделі літака

На основі розрахункових даних виконується промальовування просторової моделі дозвукового неманевреного літака в системі твердотільного моделювання SolidWorks за допомогою API-функцій. SolidWorks API – це інтерфейс прикладного програмування, що дозволяє розробляти програми користувача на платформі САПР SolidWorks. API містить сотні функцій, які можна викликати з різноманітних програм, у тому числі і власної розробки. API-функції забезпечують прямий програмний доступ до функціональних можливостей пакету SolidWorks, що дозволяє виконувати побудови не вручну, а за допомогою засобів програмування.

Узагальнений алгоритм створення тривимірної моделі представлено на рисунку 4.6.

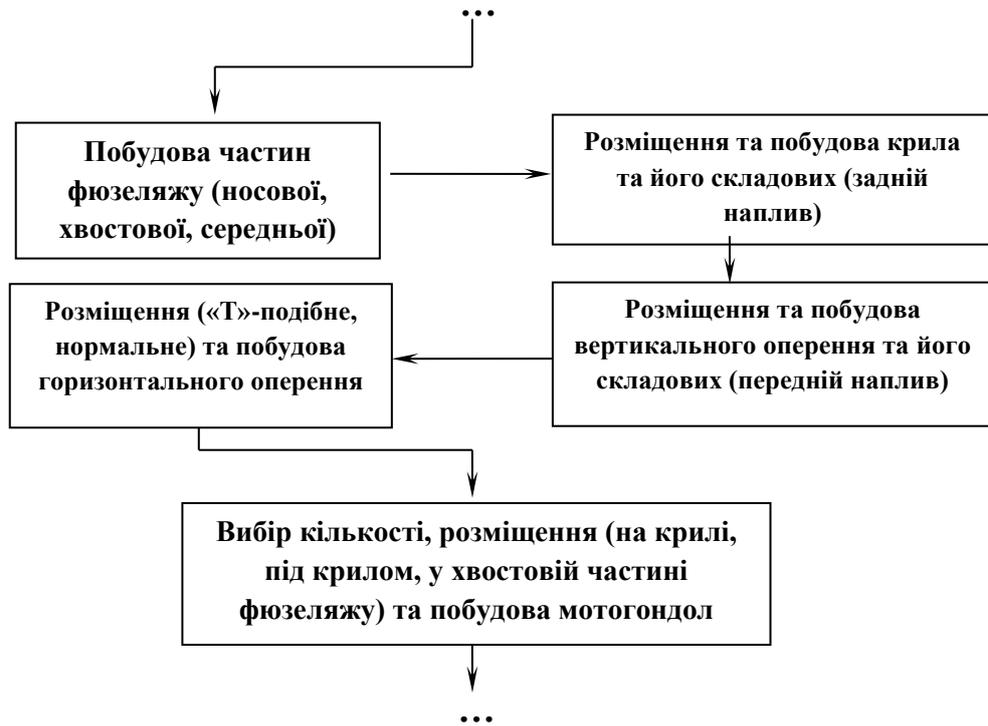


Рисунок 4.6 – Узагальнена схема побудови літака

Розміщення складових частин літака (фюзеляж, крило, вертикальне та горизонтальне оперення, мотогондоли) виконується щодо базової точки – носка фюзеляжу, і базових площин – вертикальна та горизонтальна площини симетрії фюзеляжу.

4.7 Визначення аеродинамічних характеристик просторової моделі літака

Як вже було зазначено вище, методика створення 3D моделі літака дозволяє здійснювати досить точну побудову поверхонь, що дає можливість використовувати для розрахунку аеродинамічних характеристик не практичний досвід та емпіричні залежності, а програмні продукти, що дозволяють на основі просторової моделі літака отримати аеродинамічні характеристики, імітуючи продування в аеродинамічній трубі.

Для отримання аеродинамічних показників отриманої моделі літака використовується програмний комплекс обчислювальної аеро- та гідродинаміки FlowVision [21].

Рекомендований формат 3D моделі для використання його у вибраній системі моделювання течії рідини та газу (FlowVision) є VRML. VRML (Virtual Reality Modeling Language – мова моделювання віртуальної реальності) – стандартний формат файлів для демонстрації тривимірної інтерактивної векторної графіки.

Після побудови просторової моделі пасажирського літака виконується її збереження у форматі SolidWorks (*.sldptr), і у форматі VRML (*.wrl). Таким чином, отримання аеродинамічних показників зводиться до банального використання програмного комплексу FlowVision фахівцем у галузі аеро- та гідродинаміки шляхом завантаження в неї готової моделі та її подальшого дослідження.

У FlowVision немає вбудованої системи створення геометрії. Геометрична модель розрахункової області створюється в CAD-системі поза FlowVision. У цій роботі в імпортованій геометрії міститься інформація про колір. У зв'язку з цим FlowVision автоматично створює та розставляє різні граничні умови на поверхні, розфарбовані різними кольорами SolidWorks.

Для того, щоб створити новий варіант, необхідно виконати наступні дії:

- вибрати «Створити» в меню «Файл»;
- вибрати New = FV;
- вибрати необхідний формат файлу у списку «Тип файлів»;
- вибрати необхідний файл;
- натиснути кнопку «Відкрити».

Для того, щоб відкрити існуючий проєкт:

- вибрати «Відкритий» у меню «Файл»;
- вибрати потрібний файл.

У будь-якому випадку, в робочій області з'являться дерево Препроцесора та Постпроцесора, а у графічній області відобразиться геометрія.

Щоб задати математичну модель середовища (рис. 4.7):

- вибрати папку «Підобласть № 1»;
- вибрати у контекстному меню «Змінити модель»;
- у вікні «Вибір моделі» вибрати необхідну модель зі списку, що випадає;
- поставити в колонці «Розраховувати» мітки навпроти рівнянь, які потрібно розрахувати та натисніть ОК.

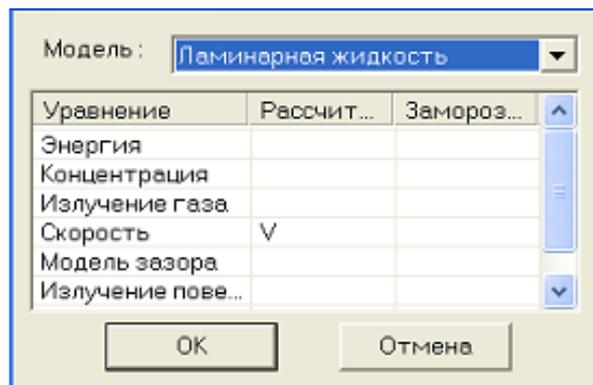


Рисунок 4.7 – Вибір математичної моделі

Задання фізичних параметрів виконується автоматично системою (за замовчуванням), залежно від типу математичної моделі, яку було вибрано на попередньому кроці. Однак для завдання швидкості потоку, що набігає, необхідно змінити «Початкові значення». Для цього необхідно звернути увагу на папку «Фізичні параметри» (рис. 4.8) і параметр «Початкові значення».

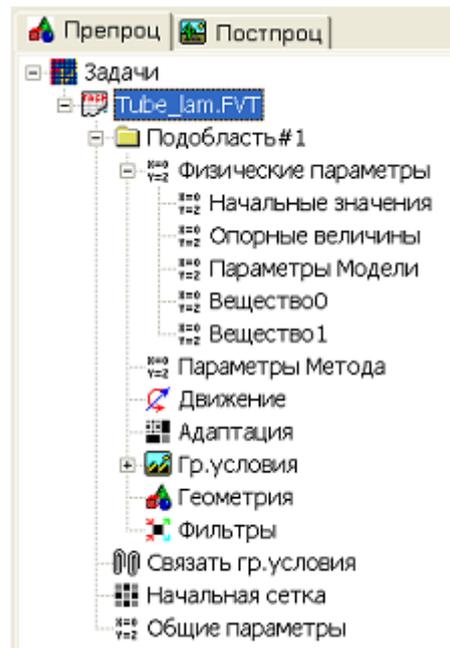


Рисунок 4.8 – Папка «Фізичні параметри»

У полі «zШвидкість» необхідно ввести значення 236 м/с (рис. 4.9).

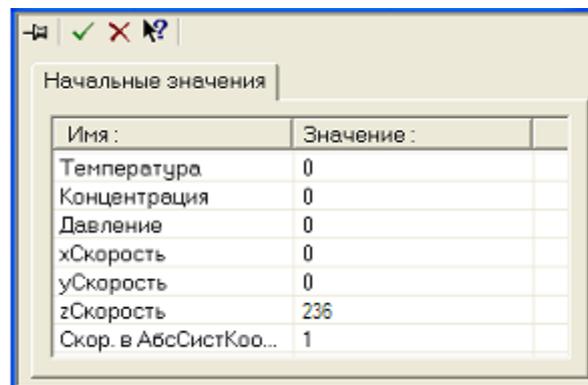


Рисунок 4.9 – Зміна початкових значень

Інші значення у папці «Фізичні параметри» можна взяти за замовчуванням.

Далі треба відредагувати граничні умови по всій області розрахунку. Для цього необхідно натиснути правою кнопкою миші на граничній умові та вибрати «Редагувати» (рис. 4.10).

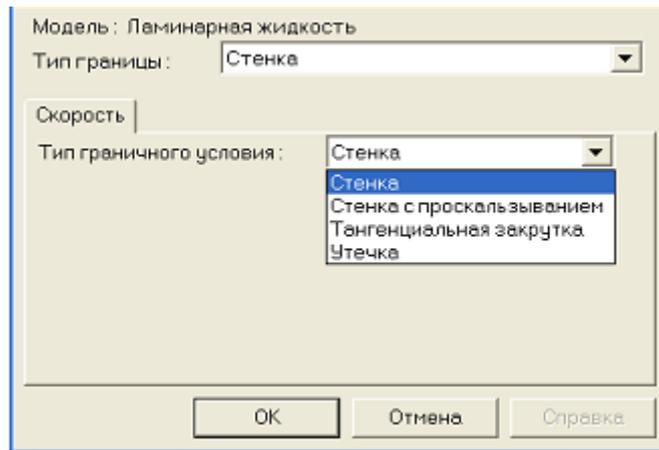


Рисунок 4.10 – Встановлення параметрів граничних умов

Наступним кроком є вибір потрібного шаблону граничної умови в полі «Тип кордону» та тип граничної умови на змінну в полі «Тип граничної умови» для кожної змінної. Списки граничних умов різні кожному за типу кордону. Значення змінних типів граничних умов задаються у відповідних полях.

FlowVision використовує локально адаптивну розрахункову сітку. Спочатку будується початкова сітка (рівномірна чи нерівномірна), потім задаються критерії адаптації. Сутність технології адаптації ось у чому. У всій розрахунковій області запроваджується прямокутна сітка. Виділяються підобласті з особливостями геометрії чи течії, у яких необхідно провести розрахунок більш дрібною, ніж вихідна, сітці. При цьому розрахунковий осередок, в який потрапила особливість, що виділяється, ділиться на 8 рівних осередків (у тривимірному випадку, в двовимірному – на 4 осередки, рис. 4.11). Далі, якщо необхідно, осередки діляться ще раз і так до досягнення необхідної точності. Осередки початкової сітки називаються осередками рівня 0, осередки, одержувані подрібненням рівня 0, називаються осередками рівня 1 і т.д. При генерації адаптивної сітки накладається умова, що гранями та ребрами можуть межувати один з одним лише осередки з номерами рівнів, що відрізняються не більше ніж на одиницю.

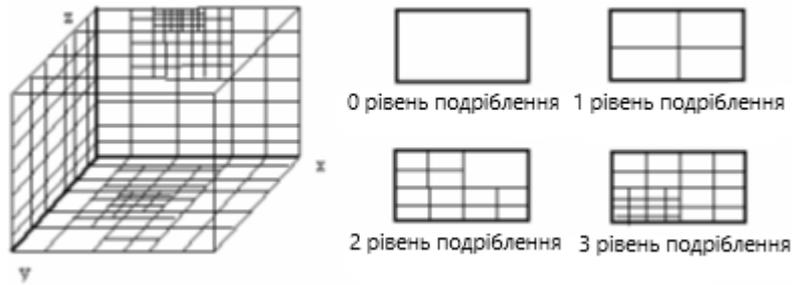


Рисунок 4.11 – Приклад адаптивної сітки

У FlowVision існує кілька способів адаптації розрахункової сітки:

- за граничними умовами (до заданого рівня);
- за допомогою критерію адаптації.

Однак у роботі адаптацію початкової сітки можна проводити, оскільки методика побудови просторової моделі літака передбачає досить (для початкових етапів проєктування) точне відтворення поверхонь.

Щоб встановити сітку початкового рівня:

1. Виберіть пункт «Властивості» у контекстному меню елемента дерева «Початкова сітка» (рис. 4.12). Відобразиться вікно властивостей «Початкової сітки». У цьому вікні три сторінки, які визначають початкову сітку по X-, Y- та Z-напрявках відповідно.

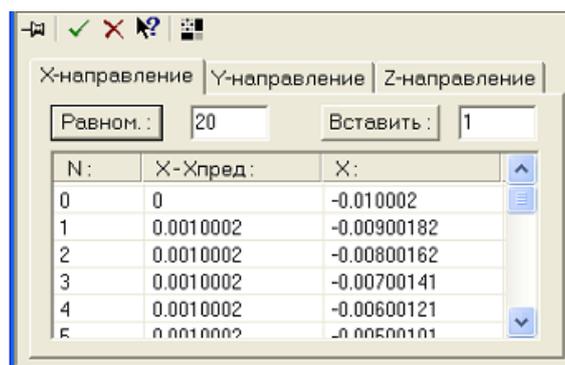


Рисунок 4.12 – Задання розрахункової сітки

2. Для того, щоб задати рівномірну сітку за вибраним напрямком, введіть кількість сіткових інтервалів у віконце, розташоване праворуч від кнопки

«Рівне» та натисніть на цю кнопку. Вся область розрахунку буде розбита на вказану кількість інтервалів постійної довжини (рис. 4.13).

3. Для того, щоб згустити сітку необхідно вибрати сіткову площину, перед якою необхідно вставити додаткову площину та натиснути кнопку «Вставити». Зверніть увагу, що виділена поверхня підсвічується червоним.

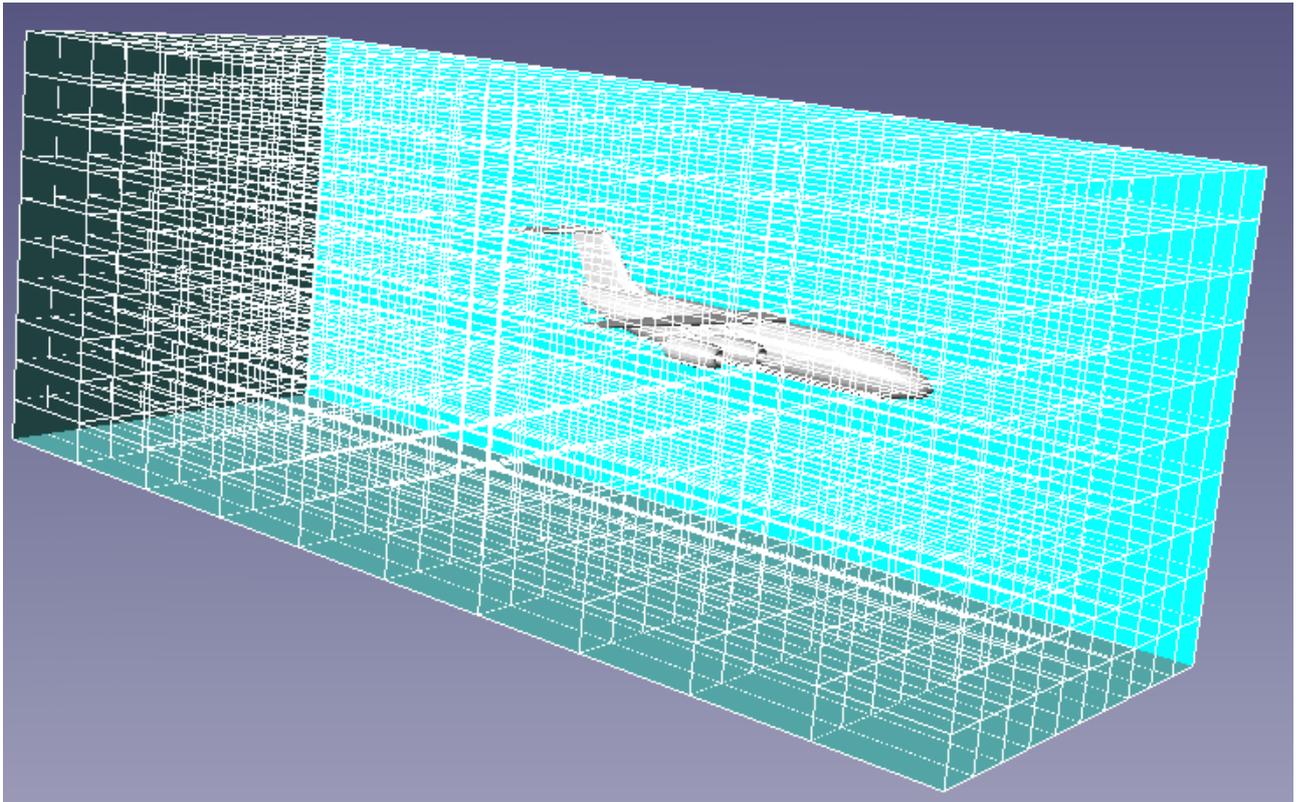


Рисунок 4.13 – Приклад готової розрахункової сітки

Задання глобальних параметрів здійснюється у папці «Загальні параметри» (рис. 4.14). Вікно властивостей глобальних параметрів містить такі закладки:

- «Старт» – визначення параметрів початку обчислення;
- «Гравітація» – задання вектора гравітації;
- «Час» – задання часу обчислення та частоти автозбереження;
- «Кроки» – задання обчислювального методу та кроку за часом;
- «Налаштування» – задання способу інтегрування за часом керуючих рівнянь;

– «Додатково» – задання ряду допоміжних перемикачів.

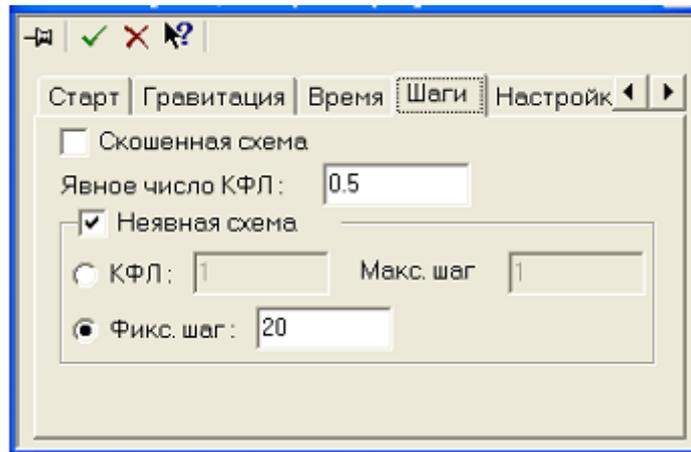


Рисунок 4.14 – Встановлення загальних параметрів

Після вказування загальних параметрів можна запускати розрахунок.

За результатами, отриманими в процесі аеродинамічного дослідження, користувач робить відповідні висновки про доцільність продовження процесу проектування або вживає заходів щодо подальшого уточнення та/або зміни функціональних можливостей, концепції, схеми, розрахункових параметрів літака.

ВИСНОВКИ

В монографії сформовано науково-практичні обґрунтування, які в сукупності вирішують важливе наукове завдання, що полягає в підвищенні ефективності проектування авіаційної техніки.

Основна особливість проектування літаків та одне з головних положень методології проектування полягає у виділенні двох рівнів розробки проекту – зовнішнього та внутрішнього проектування. Принципова відмінність між ними зумовлена різницею кінцевих цілей реалізованих процесів розробки виробу.

Мета зовнішнього проектування – визначення доцільності та можливості створення виробу. Мета внутрішнього проектування – отримання інформації, необхідної та достатньої для створення виробу у заданих умовах.

Побудова вигляду дозвукового неманевреного пасажирського літака, як і весь процес проектування, є ітераційним процесом. Уточнення форм та розмірів літака здійснюється за результатами наступних наближень визначення злітної маси та основних параметрів, детальних розрахунків аеродинаміки та стійкості літака, продувок фізичних моделей, відпрацювання компонування літака та розрахунків усіх варіантів центрування.

Побудова зовнішнього вигляду літака є попереднім етапом для подальшого аеродинамічного розрахунку, тому що саме аеродинамічні властивості літального апарату дозволяють судити про його функціональні можливості та льотно-технічні характеристики. Розроблена підсистема формування вигляду пасажирського літака дозволяє здійснювати досить точну побудову поверхонь, що дозволяє використовувати для розрахунку аеродинамічних характеристик не практичний досвід та емпіричні залежності, а програмні продукти, що дозволяють на основі просторової моделі літака отримати аеродинамічні характеристики, імітуючи продування в аеродинамічній трубі. Це збільшує точність розрахунків та зменшує похибку обчислень.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Каратанов О.В. Аналіз проблем нормативного характеру єдиного інформаційного простору // Міжнародна науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2011». Тези доповідей – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харківський авіаційний інститут”, 2011. – С.41.

2. Каратанов О.В. Інформаційна підсистема визначення основних параметрів безпілотного літака // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харківський авіаційний інститут”, 2009 – С.86.

3. Каратанов О.В. Система електронного опису літального апарата // Міжнародна науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2009». Тези доповідей – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харківський авіаційний інститут», 2009. — С.15

4. Каратанов О.В. Застосування CALS-технологій для електронного опису систем якості підприємств з урахуванням реалізації принципів TQM // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харківський авіаційний інститут”, 2010 – С.75.

5. Каратанов О.В. Аналіз нормативної документації на формування єдиного інформаційного простору управління якістю ЛА // Міжнародна науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології у машинобудуванні ІКТМ-2010». Тези доповідей – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харківський авіаційний інститут”, 2010. – С.47.

6. Дружинін Є.А. Аналіз існуючих методів управління змістом проєктів автоматизації робіт конструкторського і технічного проєктування / Дружинін Є.А., Погудіна О.К., Губарєв А.В., Павленко Т.Ю. // Відкриті

інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології . – Харків: НАУ «ХАІ», 2011. – Вип. 50. – С. 96-102.

7. Губарев А.В. Підвищення конкурентоспроможності виробів авіаційної техніки при впровадженні методології раціонального виробництва // Всеукраїнська науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2010» – Харків: НАУ «ХАІ», 2011. – с.54.

8. Губарев А.В. Розробка моделі проєкту впровадження інформаційних технологій на машинобудівному підприємстві // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки 2011» – Харків: НАУ «ХАІ», 2011. – С. 69.

9. Овчарук, І. і Овчарук, В. (2022) «Комп'ютерна графіка. Огляд САПР-технологій», Цифрова платформа: інформаційні технології в соціокультурній сфері, 5(2), с. 321–335. doi: 10.31866/2617-796X.5.2.2022.270135.

10. Каратанов О.В. Формування функціональної моделі проєктування ЛА в єдиному інформаційному просторі // Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харківський авіаційний інститут”, 2011 – С. 73.

11. Інформаційна підтримка процесів розроблення виробів безпілотної авіаційної техніки [Текст]: Наук. моногр. / Яшин С. А., Смоляков А. В., Погудіна О. К., Крицький Д. М., Дружинін Є.А. – Х.: ТОВ «Друкарня Мадрид», 2016. – 158 с.

12. Інформаційні системи проєктування авіаційної техніки: теорія й алгоритми: Наук. моногр. / В.Ю. Гранін, Д.М. Крицький, О.К. Погудіна, В.В.Шевель. – м.Харків – 2018 – 180 с.

13. Інтеграція процесів розробки та виробництва виробів авіаційної техніки при послідовному та паралельному циклі організації робіт // Коба С.О. / Міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми створення і забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки». Тези доповідей. – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2011 – С. 73.

14. Дружинін Є.А. Аналіз комп'ютерних засобів формування мережі процесів розробки та виробництва виробів складної техніки // Є.А. Дружинин, С.А. Коба, Т.Ю. Павленко / Радіоелектронні і комп'ютерні системи, науково-технічний журнал. – Вип. 2 (50). – Харків, 2011. – С. 126-131.

15. Розширення функціональних можливостей існуючих пакетів планування // Дружинін Є.А., Коба С.О. / Сьома міжнародна науково-технічна конференція «Управління проєктами: стани та перспективи». Матеріали конференції. – Миколаїв: НУК ім. адмірала Макарова. – 2011 – С. 109-111.

16. Сигорський В.П. Математичний апарат інженера. К.: Техніка, 1975. – 768 с.

17. Швед В.В., Євась Т.В., Омельченко О.В. Комплексна підготовка виробництва: навчальний посібник. – Вінниця, 2021. – 148 с.

18. Гребеніков О. Г. Особливості інтегрованого проєктування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. Д. Донець*, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2019. – Вип. 86. - С. 37-60.

19. Комп'ютерні технології проєктування. О. Г. Гребеніков, А. А. Кобилянський, Ю. В. Железняков, А. М. Гуменний, В. В. Парфенюк. – конспект лекцій. Ч. 1 – Харків: Національний Аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», 2000.

20. Коваленко К. Г. Екструзійне формування полімерних погонажних виробів з урахуванням в'язкопружних властивостей [Текст] : монографія / К. Г. Коваленко, О. Л. Сокольський, В. І. Сівецький. – К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. – 108 с.: іл. – Бібліогр.: с. 97–105. – 300 прим.

21. Блінцов, В. С., & Куценко, П. С. Генезис технологій та шляхи удосконалення проєктування та побудови буксированих підводних систем для мілководних акваторій. Технологічний аудит та резерви виробництва, 2020. – (3), С. 19-27.

22. Kritsky, D.N., Druzhinin, E.A., Pogudina, O.K., Kritskaya, O.S. A Method for Assessing the Impact of Technical Risks on the Aerospace Product

Development Projects // Advances in Intelligent Systems and Computing. – 2019. С. 504-521.

23. Kritskiy, D., Yashin, S., & Koba, S.. Unmanned aerial vehicle mass model peculiarities. In Advances in Intelligent Systems and Computing . Springer Science and Business Media Deutschland GmbH. – 2020. pp. 299-308

24. Kritskiy, D. N., Druzhinin, E. A., Karatanov, A. V., & Kritskaya, O. S. Content management method of complex technical system development projects. In Advances in Intelligent Systems and Computing. Springer. - 2020 pp. 293-303

25. Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – 2021 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://link.springer.com/book/9783030942588>