

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»
УДК 629.7.026

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Олександр МАРИНОШЕНКО

«___» _____ 2022 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Зовнішні навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака»

Виконав:

студент VI курсу, групи АК-11мп
Гембаровський Леонід Сегрійович



Керівник:

Доцент, к.т.н., с.н.с.
Лобунько Олександр Петрович



Консультант:

Інженер-конструктор ДП «АНТОНОВ»
Гевко Богдан Андрійович



Рецензент:

Доцент, к.т.н., начальник відділу наукових досліджень та інновацій
департаменту космічної політики та розвитку ДКА України
Ларьков Сергій Миколайович



Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____



Київ – 2022 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра космічної інженерії

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр МАРИНОШЕНКО

«___» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту
Гембаровському Леоніду Сергійовичу

1. Тема дисертації «Зовнішні навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака», науковий керівник дисертації Лобуцько Олександр Петрович, к.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від «11» листопада 2022 р. №4174.с
2. Координатор дуального навчання, керівник дисертації від ДП «АНТОНОВ» Гевко Богдан Андрійович, інженер-конструктор.
3. Термін подання студентом дисертації _____ 12 грудня 2022 р.
4. Об'єкт дослідження: Пілон та установка двигуна транспортного літака
5. Предмет дослідження: Зовнішні навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака
6. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 6.1. Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна транспортного літака під впливом зовнішніх навантажень.
 - 6.2. Визначення розрахункових умов навантаження установки двигуна при польоті.
 - 6.3. Вибір та обґрунтування методики визначення навантажень на пілон та установку двигуна літака.
 - 6.4. Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) пілону та установки двигуна літака АН-178.
 - 6.5. Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті з усталеним перевантаженням.
 - 6.6. Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті в неспокійному повітрі.
 - 6.7. Розробка стартап-проекту.

7. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

7.1. Сучасний стан визначення навантажень на пілон та установку двигуна.

7.2. Розрахункові умови.

7.3. Методика визначення навантажень на пілон та установку двигуна літака.

7.4. СЕМ установки двигуна літака АН-178.

7.5. Результати розрахунку навантажень на установку двигуна при польоті з усталеним перевантаженням.

7.6. Результати розрахунку навантажень на установку двигуна при польоті в неспокійному повітрі.

8. Орієнтовний перелік публікацій

8.1. Стаття у фаховому виданні.

8.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

9. Дата видачі завдання 05.10.2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна транспортного літака під впливом зовнішніх навантажень.	до 30.12.2022 р.	
2.	Визначення розрахункових умов навантаження установки двигуна при польоті.	до 20.03.2022 р.	
3.	Вибір та обґрунтування методики визначення навантажень на пілон та установку двигуна літака.	до 01.06.2022 р.	
4.	Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) пілону та установки двигуна літака АН-178.	до 15.10.2022 р.	
5.	Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті з усталеним перевантаженням.	до 15.11.2022 р.	
6.	Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті в неспокійному повітрі.	до 01.12.2022 р.	
7.	Розробка стартап-проекту.	до 05.12.2022 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2022 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент



Леонід ГЕМБАРОВСЬКИЙ

Науковий керівник



Олександр ЛОБУНЬКО

Керівник від ДП «АНТОНОВ»



Богдан ГЕВКО

Зміст

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів	10
Вступ.....	11
1 Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна транспортного літака під впливом зовнішніх навантажень.....	13
1.1 Огляд варіантів розміщення силової установки на літальних апаратах.....	13
1.2 Конструкції кріплення силової установки до літального апарату...	17
1.3 Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна.....	26
Висновки по розділу	29
2 Визначення розрахункових умов навантаження установки двигуна при польоті.	30
2.1 Політ з усталеним перевантаженням	30
2.2 Політ в неспокійному повітрі	32
Висновки по розділу	34
3 Вибір та обґрунтування методики визначення навантажень на пілон та установку двигуна літака.....	34
3.1 Політ з усталеним перевантаженням	34
3.2 Політ в неспокійному повітрі	38
Висновки по розділу	40
4 Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) пілону та установки двигуна літака АН-178.	41
4.1. Розробка розрахункових моделей вальниць та вальничих опор.....	41
4.2. Розробка розрахункових моделей роторів двигуна.....	42
4.3 Розрахунок розрахункової моделі корпусу двигуна	43

					AK11мп02.10.64.00.00 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Зовнішні навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака	Літ.	Аркуш	Аркушів
Разраб.	Гембаровський Л.С.						8	86
Перевірив	Лобунько О.П.		<i>OP</i>			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-11мп		
Реценз.								
Н. контр.								
Затверд	Мариношенко О.П.							

4.4 Розробка розрахункових моделей вузлів кріплення двигуна	45
4.5 Розробка розрахункових моделей пілона двигуна та вузлів стику пілона з крилом.....	47
4.6 Розробка розрахункової моделі двигуна.....	50
Висновки по розділу	50
5 Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті з усталеним перевантаженням.....	51
Висновки по розділу	60
6 Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті в неспокійному повітрі.	61
Висновки по розділу	68
7 Розробка стартап-проекту.....	69
7.1 Описання ідеї проєкту	69
7.2 Визначення сильних та слабких сторін проєкту.....	69
7.3 Технологічний аудит ідеї проєкту	70
7.4 Аналіз ринкових можливостей по запуску проєкту	71
7.5 Розроблення ринкової стратегії проєкту	75
7.6 Розробка маркетингової програми стартап-проекту	76
Висновки по розділу	77
Висновки	78
Список використаних джерел	78
Додатки.....	83

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів

НДС – напружено-деформований стан

СЕМ – скінченно-елементна модель

ПД – поршневий двигун

ТГД – турбогвинтовий двигун

ТРД – турбореактивний двигун

ДТРД – двохконтурний турбореактивний двигун

ЦМ – центр мас

МСЕ – метод скінченних елементів

СУ – силова установка

ДСУ – допоміжна силова установка

УМД – установка маршевого двигуна

КНД – компресор низького тиску

КВТ – компресор високого тиску

РНТ – ротор низького тиску

РВТ – ротор високого тиску

Вступ

Забезпечення надійності пілона та установки двигуна є дуже складною проблемою. Розрахунок статичної та динамічної міцності деталей двигуна, їх резонансних частот, малоциклової довговічності та витривалості при високочастотній вібрації, процесів пластичності, повзучості, руйнування і так далі дуже важливий для її вирішення.

Багато інженерних розрахунків щодо визначення напружено-деформованого стан (НДС) конструкції зараз проводяться із застосуванням методу скінченних елементів та інших чисельних методів, які точніші, ніж аналітичні методи, проте необхідне знання аналітичних методів для розуміння фізичної сутності процесів та визначення параметрів, що впливають на них.

У процесі розробки магістерської дисертації досліджені особливості конструкції установки двигуна, визначено розрахункові умови навантажень з подальшим вибором методики визначення навантажень на пілон та установку двигуна та її реалізації.

Актуальність роботи: з'являється можливість визначення зовнішніх навантажень на агрегати планеру літака від двигуна з урахуванням конструктивних особливостей пілону та установки двигуна в розрахункових умовах застосування. Це дасть можливість забезпечити необхідну і достатню міцність конструкції відповідних агрегатів сучасних літаків. Також показана можливість застосування сучасних комп'ютерних інтегрованих технологій в частині інженерного міцнісного аналізу авіаційної техніки.

Мета роботи: розробка та обґрунтування методики визначення навантажень на агрегати літака від двигуна.

Задачі дослідження:

1. Визначити розрахункові умови навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака.
2. Розробити методику визначення навантажень на агрегати літака від двигуна.

3. Визначити навантаження на установку двигуна транспортного літака від двигуна при виконанні усталених маневрів та при поривах повітря.

4. Оцінити параметри економічної ефективності наукового дослідження та розробити на його основі стартап-проект.

Об’єкт дослідження: Пілон та установка двигуна транспортного літака.

Предмет дослідження: Зовнішні навантаження на пілон та установку двигуна транспортного літака.

Наукова новизна:

1. Розроблено методику визначення навантажень на пілон та установку двигуна транспортного літака.

2. З використанням розробленої методики визначено навантаження, що діють на пілон та установку двигуна транспортного літака при польоті з усталеним перевантаженням та при польоті в безперервній турбулентності.

Практичне значення отриманих результатів: можливість визначення навантажень на агрегати планеру літака від двигуна з урахуванням конструктивних особливостей пілону та установки двигуна. Отримання скінченно-елементної моделі (СЕМ) двигуна, пілону та установки двигуна придатної для міцнісного аналізу конструкції транспортного літака. Скорочення затрат на створення та обчислення СЕМ відповідних агрегатів.

Результати дисертаційних досліджень мають практичну цінність та використані в процесі розробки сучасної авіаційної техніки державного підприємства “АНТОНОВ”, що підтверджується Актом впровадження (додається).

Результати дисертаційних досліджень доповідались на науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку».

1. Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна транспортного літака під впливом зовнішніх навантажень

1.1 Огляд варіантів розміщення силової установки на літальних апаратах

Установка двигуна на сучасних літаках має задовольняти наступні вимоги:

- Забезпечувати мінімальний приріст маси та аеродинамічного опору;
- Забезпечувати зручність монтажу та демонтажу двигунів, а також легкий доступ до всіх агрегатів в процесі технічного огляду;
- Забезпечувати можливість локалізації та швидкого гасіння пожежі, яка виникла в двигуні.

Силкові установки розташовуються в фюзеляжі, на крилах та в гондолах, встановлених під крилами або на хвостовій частині фюзеляжу.

Силкові установки з поршневыми та турбогвинтовими двигунами.

Силкові установки з одним поршневим (ПД) або турбогвинтовим двигуном (ТГД) з тягнучими гвинтами зазвичай розміщуються в носовому відсіку фюзеляжу (див. рис. 1.1, схеми I та II). При такому розміщенні двигуна легко вирішується компонування всієї силової установки та кріплення до фюзеляжу. Однак в цьому випадку утруднена установка висувного шасі з переднім колесом.

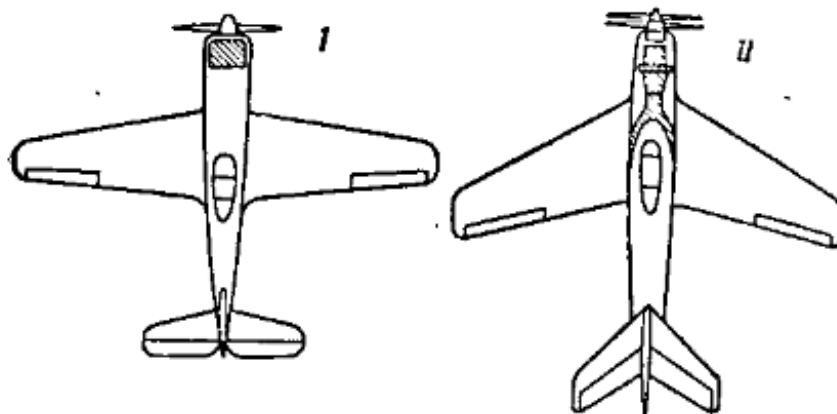


Рис. 1.1. Розташування поршневих на турбогвинтових двигунів у фюзеляжі.

Силлові установки з двома, чотирма поршневи́ми (див. рис. 1.2, схеми I та II) або турбогвинтовими двигунами (схеми III та IV) зазвичай розміщуються в носовій частині крила. Таке розміщення крила розвантажує конструкцію крила, так як масові сили двигуна діють в сторону, протилежну аеродинамічним навантаженням, та зменшують викликані згинальні моменти.

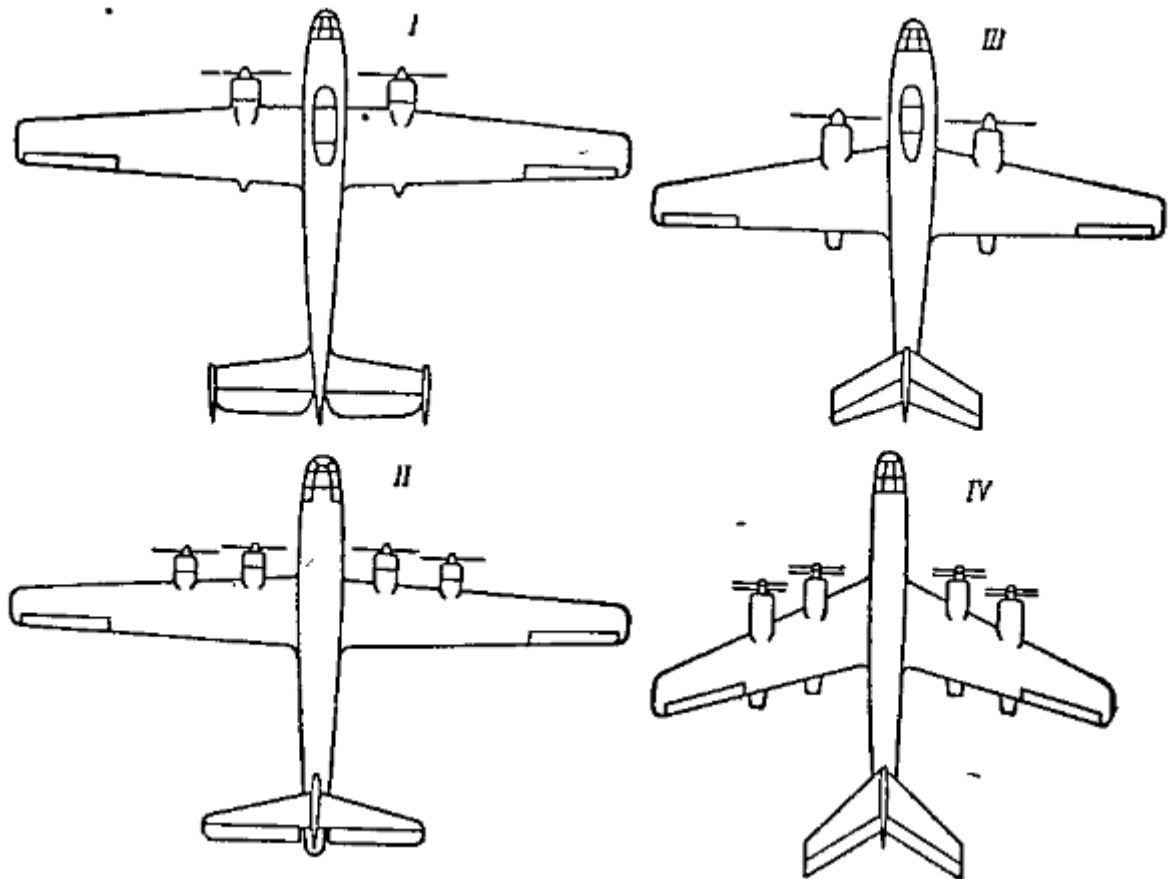


Рис. 1.2. Розташування поршневих та турбогвинтових двигунів на крилах.

Силові установки з турбореактивними та ракетними двигунами.

На літаках невеликих розмірів ТРД зазвичай встановлюють в хвостовій частині фюзеляжу (рис. 1.3, схема I, II).

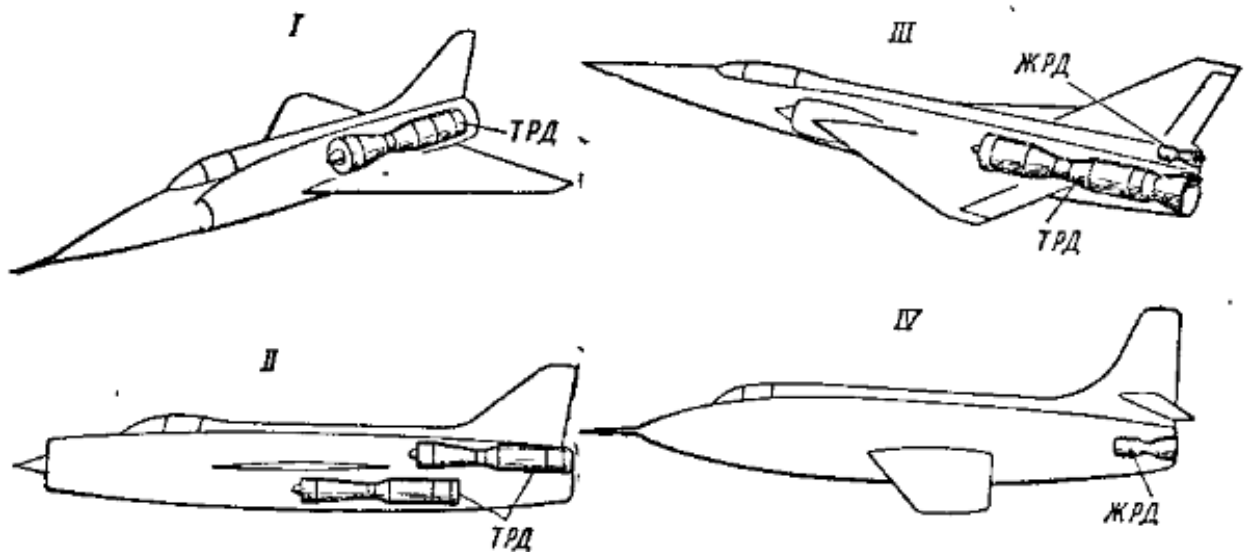


Рис. 1.3. Розташування турбореактивних та ракетних двигунів в хвостовій частині фюзеляжу.

При такому встановленні двигунів є можливість розташувати екіпаж в передньому відсіку фюзеляжу. Крім того вісь сопла двигуна, як правило, співпадає з віссю хвостового відсіку фюзеляжу і проходить через центр ваги літака; тому балансування літака при зміні режиму двигуна майже не змінюється.

Суттєвим недоліком розташування турбореактивних двигунів в хвостовому відсіку фюзеляжу є конструктивна складність створення вхідних обладнань для повітря, що надходить у двигуни. У цьому випадку вхідні канали доводиться робити довгими, в результаті чого збільшуються втрати.

Літальні апарати, призначені для польотів на великих швидкостях на висотах, мають потужні ракетні двигуни, які зазвичай знаходяться в хвостовому відсіку фюзеляжу (рис. 1.3, IV)

На літаках, що мають два, чотири та більше реактивних двигунів, двигуни зазвичай розташовуються на крилах. Компонування силових установок на крилі може бути різною. Так, в цілях зменшення тиску краще

двигуни розташовувати в найбільш товстій частині крила (рис. 1.4, I). Крім того, при такому розташуванні двигунів легше здійснювати політ з непрацюючим двигуном (менше зертальний момент від несиметричної тяги), спрощується паливна система за рахунок більш коротких трубопроводів.

Можливе розташування на крилах на відстані від кореня крила (рис. 1.4, II). В таких випадках гондоли двигунів можуть використовуватись для прибирання шасі. Проте таке розміщення двигунів збільшує опір крила та зменшує ефект стрілоподібності.

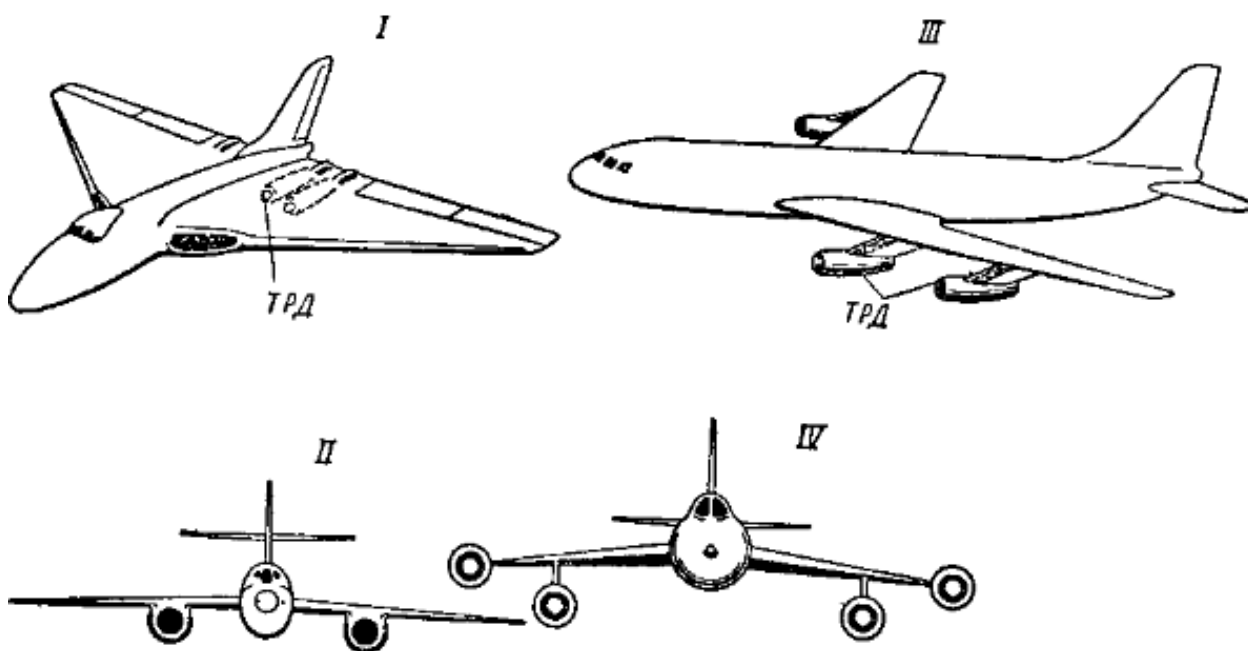


Рис. 1.4. Розташування турбореактивних двигунів на крилах.

Розташування двох, чотирьох двигунів в спеціальних гондолах на хвостовій частині фюзеляжу (рис. 1.5.) мають свої особливості. При такій компоновці покращується аеродинаміка крила, є можливість розташувати механізацію крила по всій довжині крила. По висоті фюзеляжу двигуни можна розташувати на осі центра тяжіння літака, що зменшує вплив на поздовжнє балансування крила. Проте, при такому компонуванні двигунів різко збільшується пожежна небезпека.

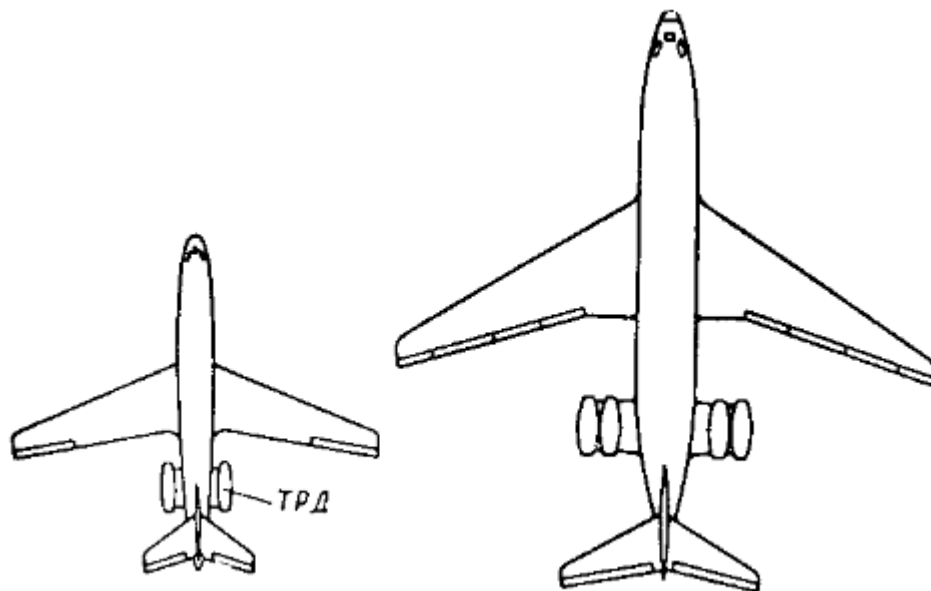


Рис. 1.5. Розташування ТРД на хвостовій частині фюзеляжу.

На сучасних літаках двигуни часто розташовуються під крилом на пілонах (рис. 1.4, III, IV). Така схема вигідна з погляду аеродинаміки, так як значно зменшується інтерференція між гондолою двигуна та крилом. Конструкція гондол, пілонів та елементів кріплення виходить складною та важкою. Великим недоліком є близьке розташування повітрозабірника до землі, що призводить до швидкого зносу деталей та агрегатів двигуна через потрапляння у всмоктувальну систему пилу та піску.

1.2 Конструкції кріплення силової установки до літального апарату

Щоб відповідати багатогранним вимогам, опори двигунів можуть бути дуже складними. Оскільки вони повинні бути відрегульовані відповідно до особливих характеристик конкретного типу двигуна, повітряні судна будуть пропонуватися тільки в поєднанні з затвердженим типом двигуна [3]. Для установки двигуна та кріплення його до конструкції фюзеляжу або крила застосовуються моторні рами (або інші види кріплення). Незалежно від типу конструкції кріплення двигуна до літака вони повинні задовольняти загальні вимоги до силових установок (рис. 1.6.). Крім того, вони повинні мати мінімальну вагу при достатній міцності та жорсткості.

Requirements for an engine mount.

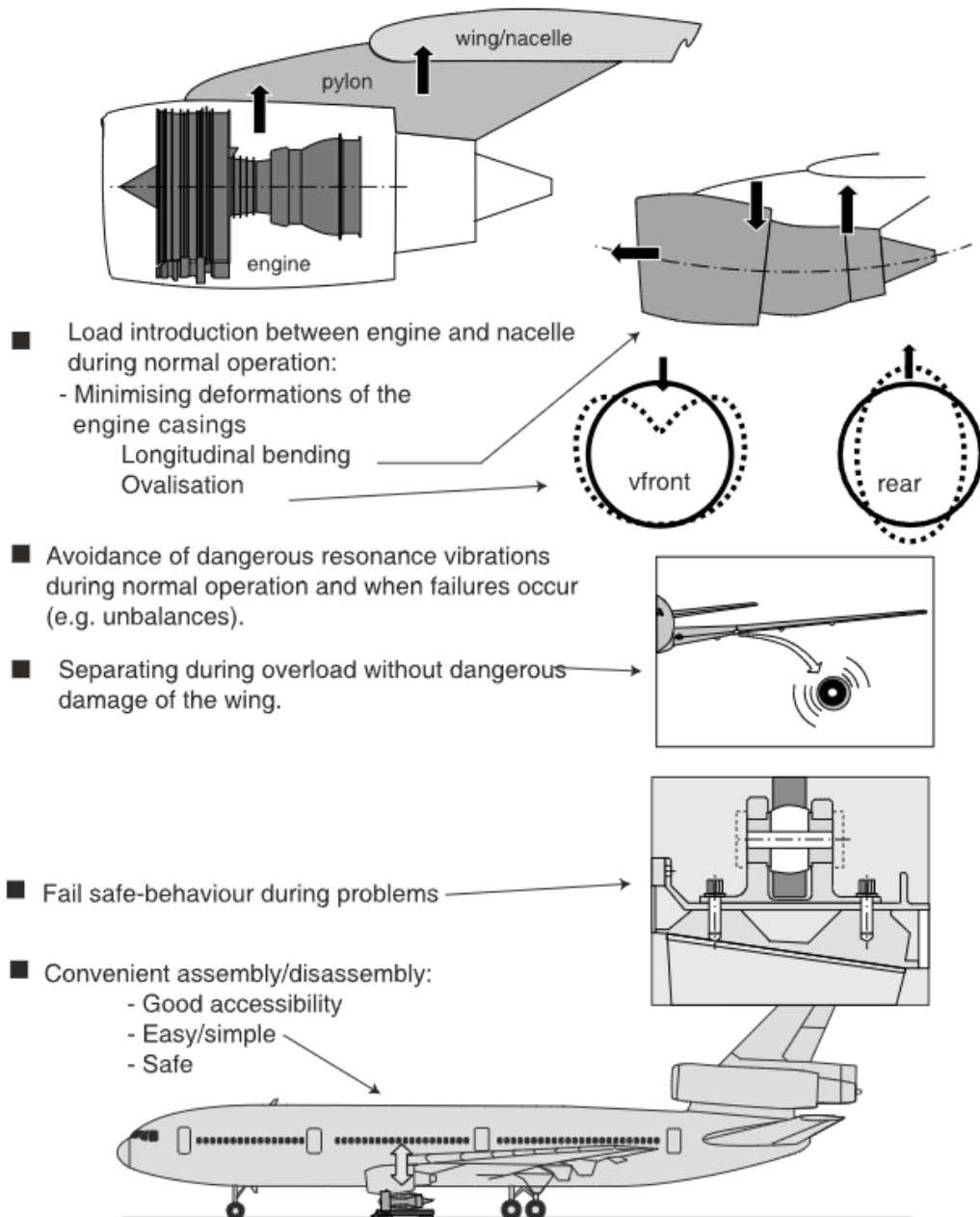


Рис. 1.6. Основні вимоги до кріплення двигуна

Конструкція моторної рами поршневого двигуна

Моторна рама зіркоподібного поршневого двигуна складається з трубчастого кільця, до якого кріпиться картер двигуна, і приварених до нього стрижней. Кільце за допомогою стрижнів з'єднується з конструкцією літака (крилом, фюзеляжем). Така моторама являє собою просторову ферму і число стрижнів в ній має бути не менше шести (зазвичай буває 8 стрижнів і більше).

Вузли кріплення моторних рам до фюзеляжу або крила є ввареними в стрижні провусини, або фітинги.

У вушkových з'єднаннях болти працюють на зріз, у з'єднаннях за допомогою фітингів — головним чином на розрив. Зустрічаються також з'єднання зі сферичними шарнірами. На рис. 1.6 показана восьмистрижнева моторна рама під зіркоподібний двигун. Усі елементи рами виконані із сталі ЗОХГСА.

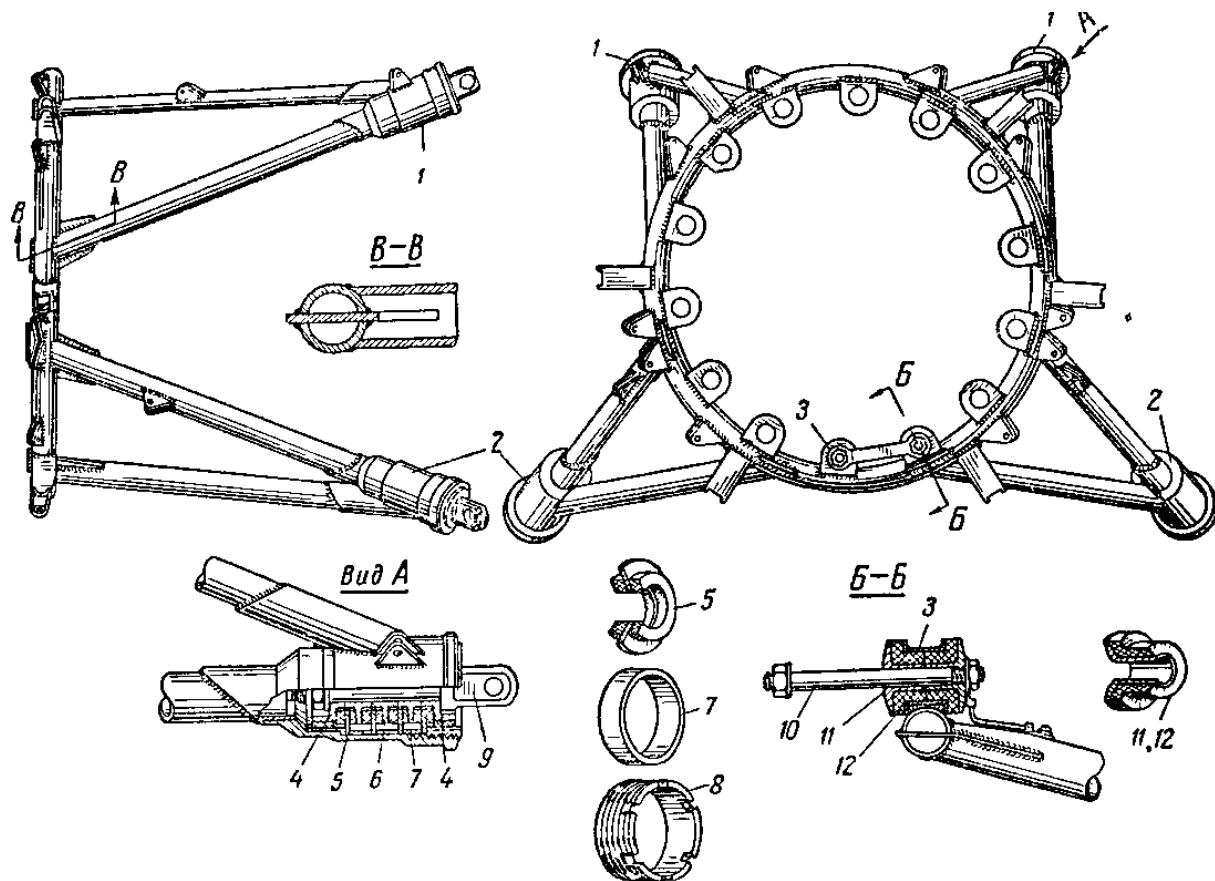


Рис. 1.6 Конструкція моторної рами зіркоподібного двигуна

1-верхні вузли з амортизаторами, 2-нижні вузли з амортизаторами, 3-втулка кріплення двигуна до моторної рами, 4-розпирні чашки, 5-шайба з провulkanізованими шайбами, 6,7-втулка, 8-затяжна гайка, 9-болт, 10-шпилька кріплення двигуна, 11-розпирна втулка, 12-гумова втулка.

Конструкція моторних рам турбогвинтових двигунів

Турбогвинтові двигуни кріплять до конструкції літака за допомогою просторової стрижневої системи, з'єднаної з вузлами двигуна. Кріплення може бути ферменним, у цьому випадку стрижні працюють на осьові зусилля, і ферменно-балковим, деякі елементи кріплення є балками, що працюють на згин.

На рис. 1.7. показана конструкція рами, за допомогою якої турбогвинтовий двигун кріпиться до крила літака. Система кріплення складається з просторової двоярусної ферми та демпферів кріплення двигуна до рами. Верхні і нижні підкоси передньої ферми мають на одному кінці вилки з різьбовими наконечниками, що служать для регулювання положення осі двигуна.

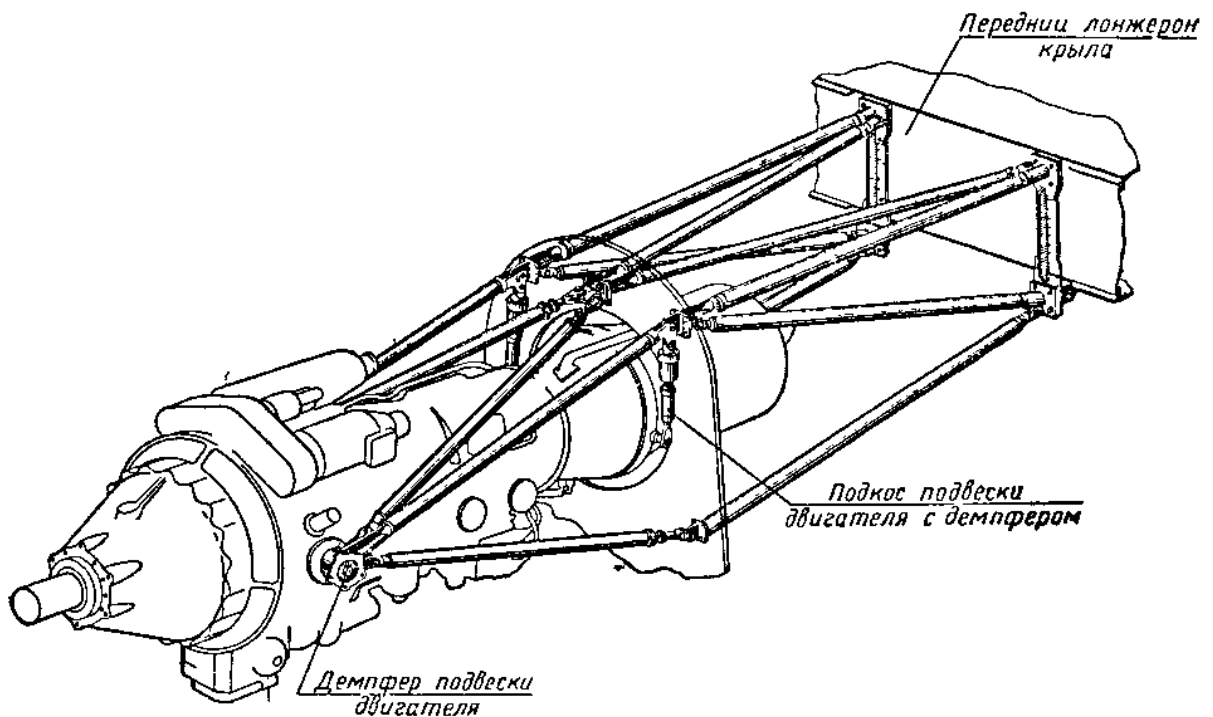


Рис. 1.7. Кріплення турбогвинтового двигуна до крила

На рис. 1.8. показано кріплення турбогвинтового двигуна за допомогою системи стрижнів і балки, що є ферменно-балковою конструкцією. Балка 5, оперта у двох вузлах - на шпангоуті гондоли і внутрішньому підкосі 6, може працювати на вигин від бічних сил. Інші елементи є стрижні, що працюють лише на осьові навантаження.

Двигун кріпиться на чотирьох цапфах. Передні цапфи 1 вставлені в передні демпфери 2 двох балок 5. За допомогою балок і верхніх підкосів 4 цапфи 1 передають навантаження на вузли, розташовані на силовому шпангоуті гондоли двигуна. Навантаження від задніх цапф передається на вузли силового шпангоуту через підкоси-демпфери 9.

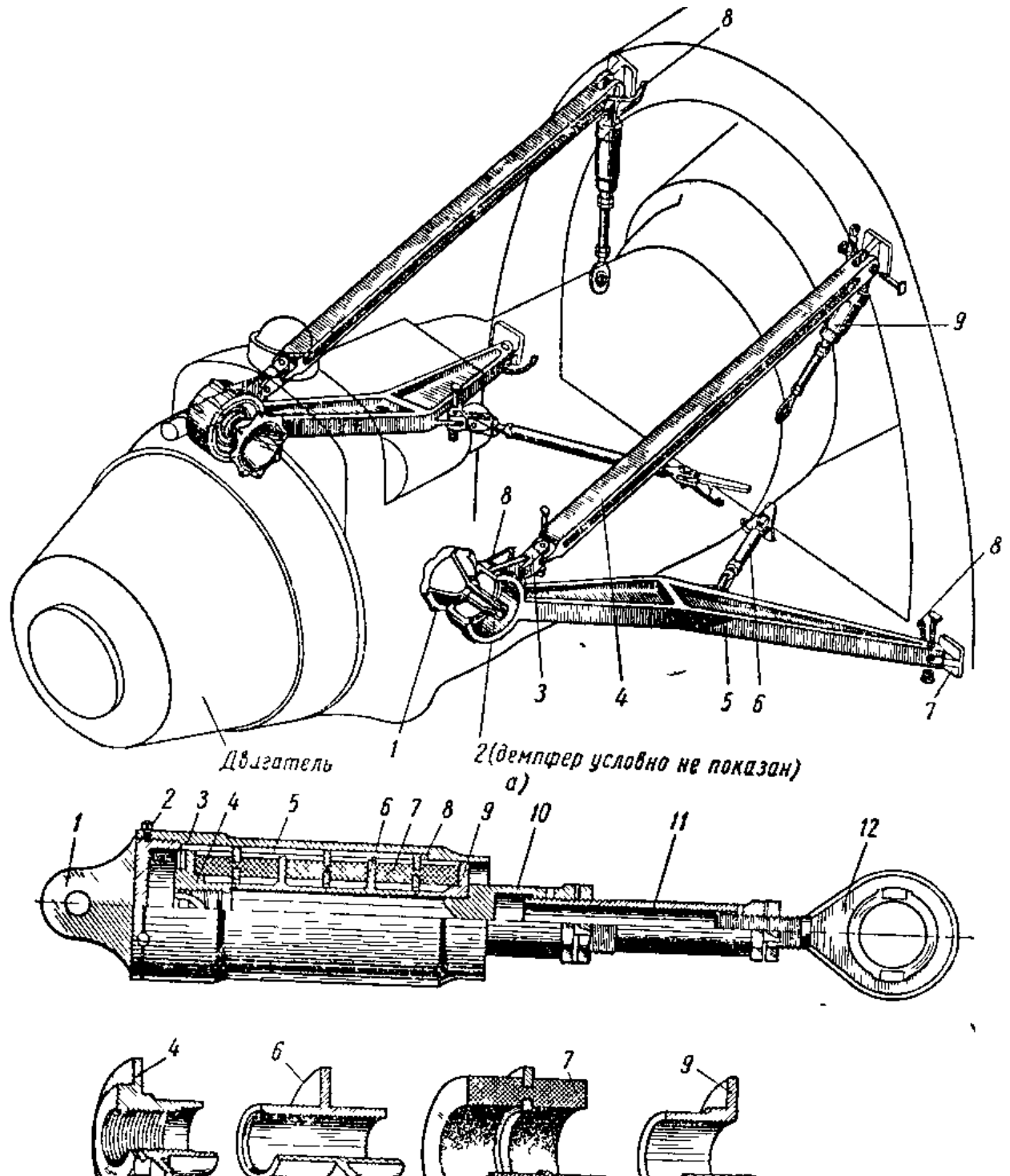


Рис. 1.8 Кріплення турбогвинтового двигуна до гондоли

Конструкція моторних рам турбореактивних двигунів

На корпусі ТРД є кілька ділянок, на яких можуть бути встановлені цапфи або вилчасті (вушкові) вузли.

Наявність декількох можливих точок кріплення дозволяє застосовувати різні варіанти кріплення двигуна в залежності від особливостей конструкції агрегату літака, на якому встановлюється двигун. Зазвичай біля центру ваги двигуна є два спеціальні припливи, на які монтуються основні опорні цапфи.

Для зручності монтажу в обох опорних цапфах передбачаються кульові вкладиші. Кріплення двигуна за допомогою цапф сприймає тягу, масові сили та всі моменти, за винятком моменту щодо осі цапф, що виникає розбіжністю центра ваги двигуна з віссю цапф. Для запобігання повороту двигуна відносно цієї осі в систему підвіски вводиться кріплення, що знаходиться в задній або передній частині двигуна.

Кріплення турбореактивного двигуна найчастіше виконується у вигляді шести-восьми стрижневої просторової ферми. Для забезпечення монтажу двигуна, розташованого в хвостовій частині фюзеляжу, останню роблять відокремленою (див. рис. 1.9.).

Демпфери в конструкції кріплення ТРД, як правило, відсутні, так як вібрації, що обумовлені роботою ТРД, незначні. На рис. 1.9. показана рама підвіски турбореактивного двигуна.

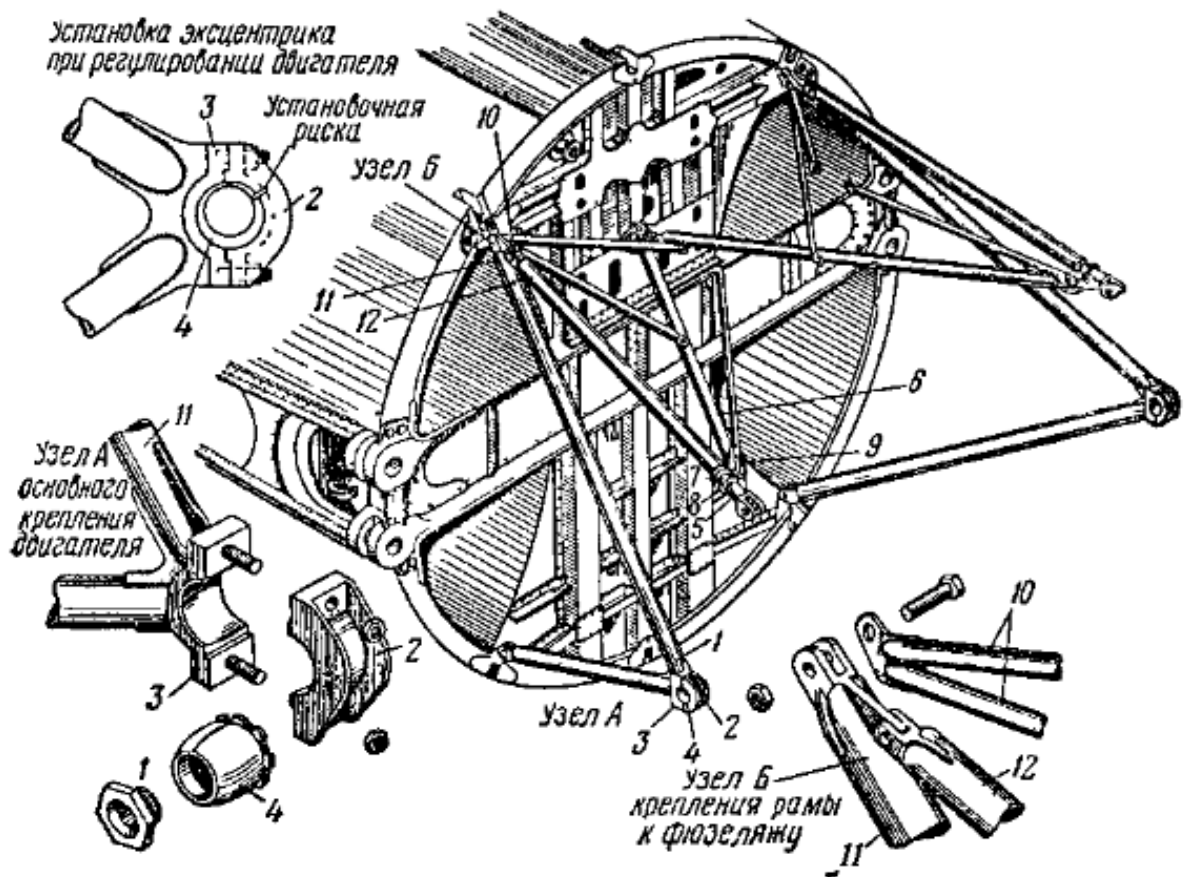


Рис. 1.9. Рама подвески турбореактивного двигателя

Популярне розміщення турбореактивного двигуна під крилом на консолях крила, в більшості випадків на пілонах під крилом (рис 1.10.). Двигун можна кріпити до пілона за допомогою вильчастих вузлів, розташованих зверху і в корпусі двигуна (рис. 1.11.). Підвіска двигуна на пілоні під крилом допускає швидкий монтаж гондоли разом із двигуном (рис. 1.12.).

Установка ТРД на пілонах під крилом має такі переваги:

- вага двигунів розвантажує крило впродовж польоту (зменшується крутний момент);
- збільшується критична швидкість флатера внаслідок розміщення центра тяжіння двигунів в напрямку осі жорсткості двигуна;
- Покращуються умови технічного обслуговування;
- Покращується пожежна безпека;
- Зменшується шум від двигуні в пасажирській кабіні

Недоліки цієї схеми наступні: підвісні силові установки значно збільшують опір та вагу літака, великий обертальний момент у випадку відмови двигуна .

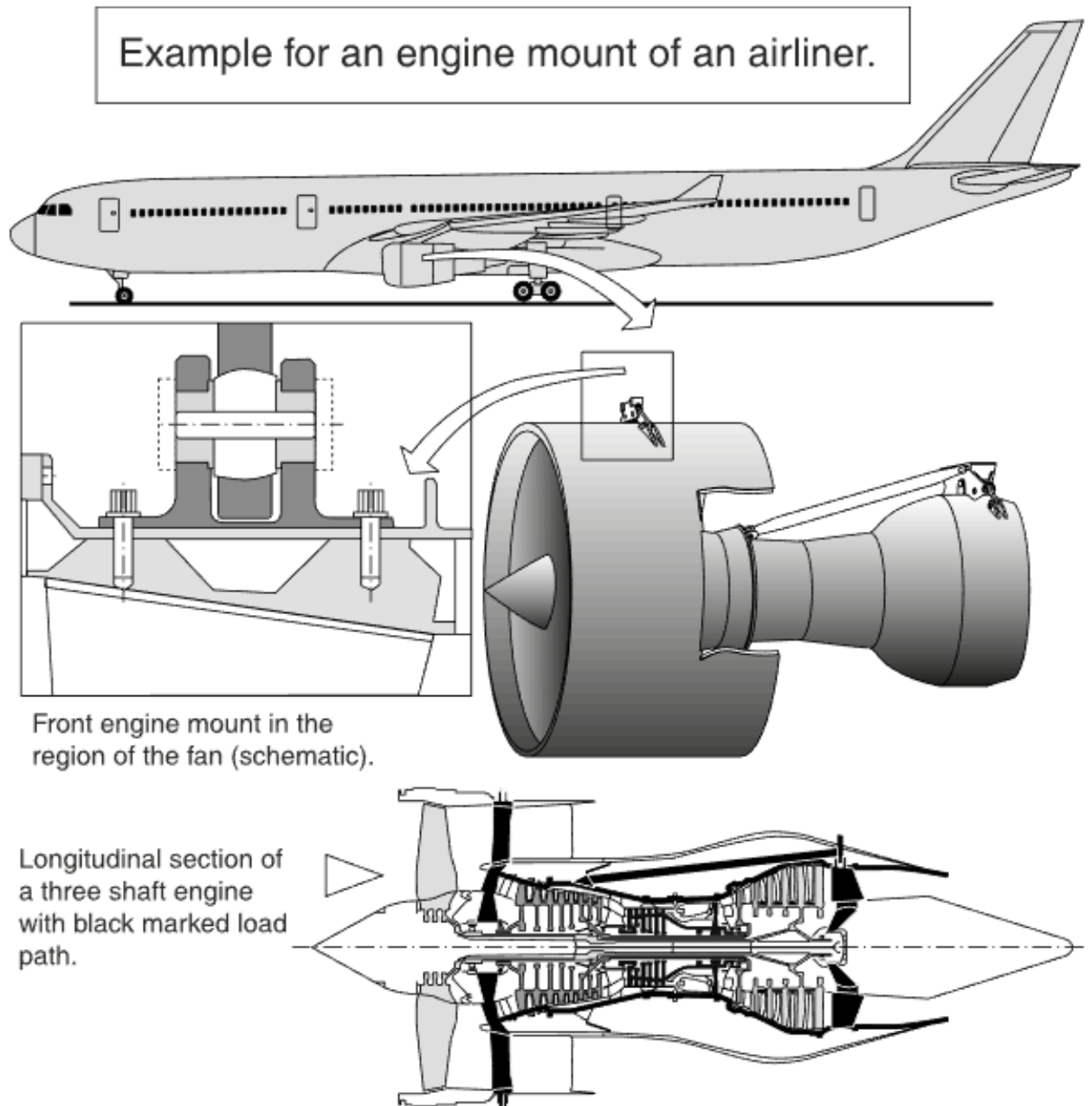


Рис 1.10 Підвіска двигуна авіалайнера

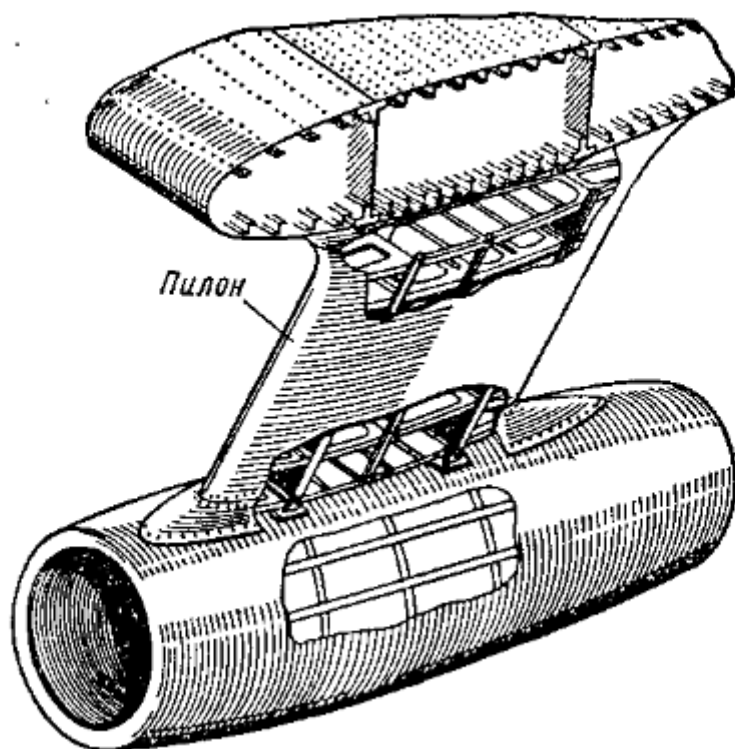


Рис. 1.11 Рама підвіски турбореактивного двигуна

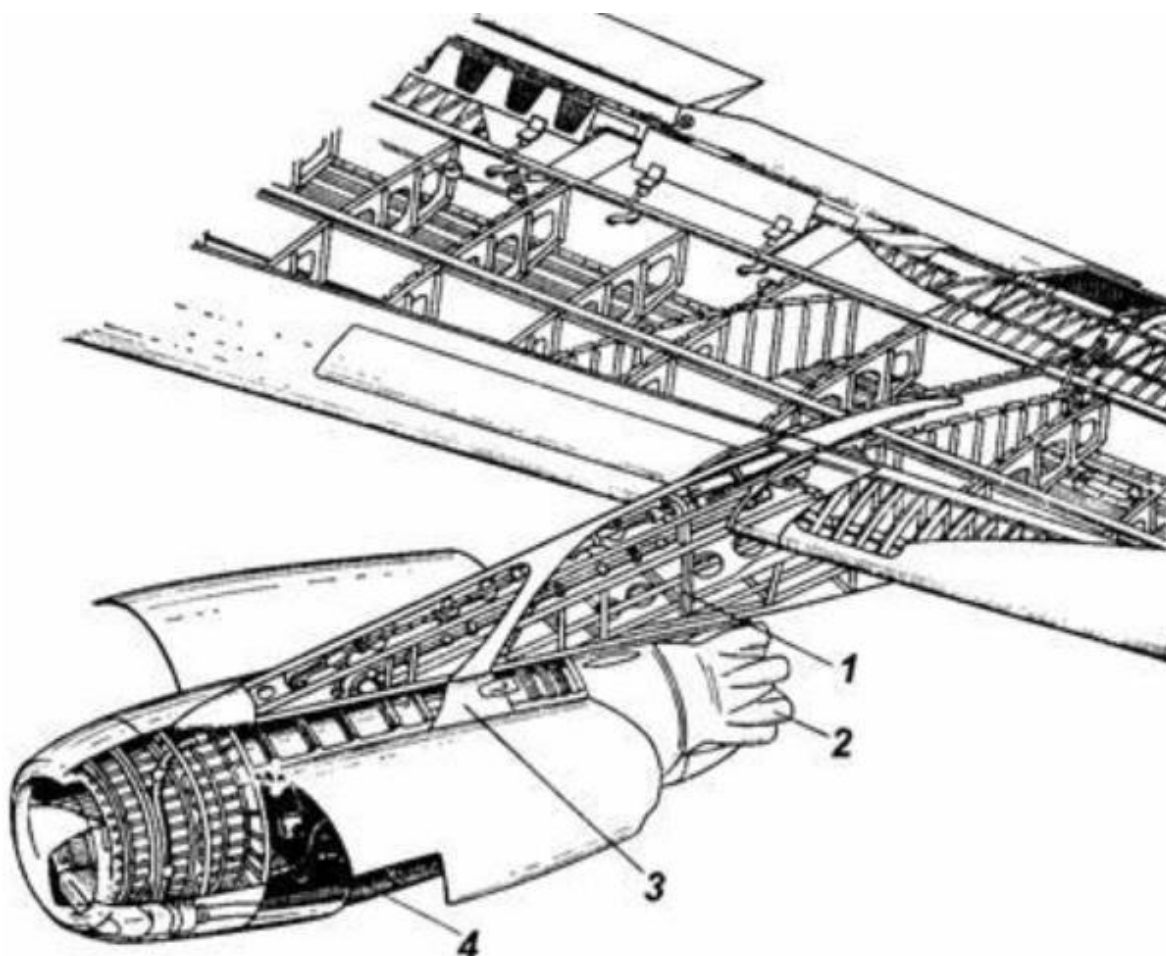


Рис. 1.12. Пілонна підвіска гондоли з ДТРД під крилом літака Дуглас ДС-8:

1 – пілон; 2 - шумоглушний насадок; 3 – двигун; 4 – гондола

1.3 Аналіз сучасного стану визначення навантажень на пілон та установку двигуна

Визначення навантажень на пілон та установку двигуна літальних апаратів є однією з важливіших тем для вивчення в сучасному світі. Вплив кріплень і поведінка двигуна обговорюється в різних науково-технічних аспектах, а саме:

- Деформація гондол двигунів;
- Вплив сил та моментів;
- Вібраційна поведінка;
- Проблеми збірки;
- Розташування кріплення двигуна, відповідно безпеці.

Проаналізувавши технічну література, що доступна на теперешній час, можна розробити певну методику, що дозволяє визначати навантаження на пілон та установку двигуна.

Першим кроком будь-якого структурного аналізу механічної системи є визначення навантажень. На установку двигуна діють одночасно:

- Дія ваги двигуна при перевантаженнях згідно FAR/CS25;
- Тяга двигуна с необхідним запасом міцності;
- Реакція обертального моменту двигуна, також з необхідним запасом міцності;
- Навантаження, створені двигуном.

Усі навантаження, що діють на двигун, розподіляються через мотогондолу двигуна та реагують на вузли опори двигуна та опорні ділянки.

$$M_{CG} = M_M + M_V$$

Зазвичай передбачається, що двигун являє собою тверде тіло з інерційними, осьовими, крутними та гіроскопічними навантаженнями, що виникають у різних місцях ротора. Для спрощення аналізу всі коефіцієнти навантаження приводяться до однієї точки, званої «фокусною точкою двигуна», яка зазвичай знаходиться у центрі мас двигуна (ЦМ). Ця точка

визначається як точка до якої прикладаються навантаження. Процедура розрахунку навантажень описується такими рівняннями:

$$M_{CG} = M_M + M_V$$

$$M_M = G_M * x_M$$

$$G_M = x_M * g$$

$$M_V = G_V + x_V$$

$$G_V = x_V * g$$

Проаналізувавши ЦМ габаритів літака

Навантаження на опору двигуна, що викликана крутним моментом двигуна:

$$M_K = \frac{P}{\omega}$$

Згідно CS25 [5] крутний момент необхідно розраховувати наступним чином:

$$M_{Kp} = k * M_K$$

Гіроскопічні моменти від ротора двигуна:

$$M_Y = J * \omega_X * \omega_Z$$

$$M_Z = J * \omega_X * \omega_Y$$

Кінцеві навантаження, які будуть використовуватись для аналізу в програмному забезпеченні МСЕ рекомендовано звести до табл 1.1.

Табл 1.1

Розрахунковий випадок	Навантаження та моменти в центрі мас двигуна та пілону					
	Px, Н	Py, Н	Pz, Н	Mx,Н*м	My,Н*м	Mz,Н*м
1						
2						
...						

Розроблено 3D FE моделі роторів і корпусів. Приклад моделі FE ротора наведено на рис. 1.13. Приклад моделі KE кожуха наведено на рис. 1.14. Методика статичної конденсації використовується для зменшення кількості ступенів вільності розрахункової моделі. Застосування цього методу поширене для розв'язання задач динаміки обертових систем [6].

Результати зазвичай відображаються у деформаціях та напруженнях

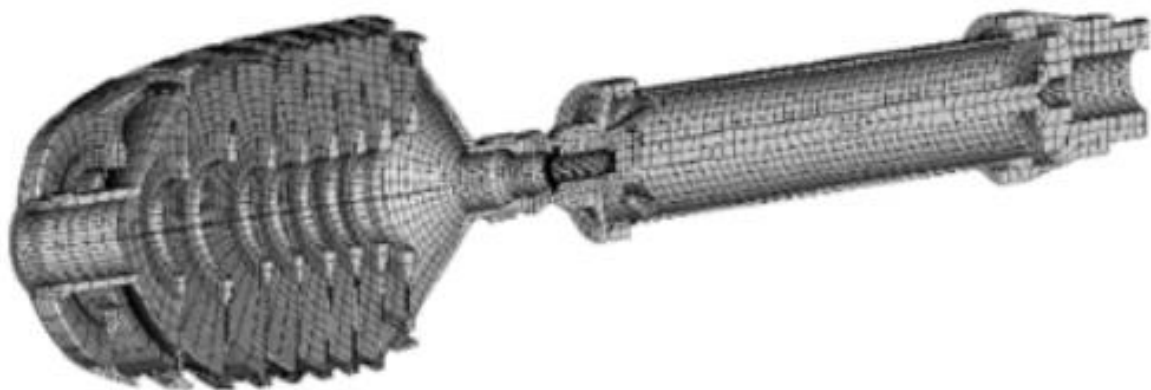


Рис. 1.13. Модель ротора двигуна



Рис. 1.14. Приклад моделі кожуха

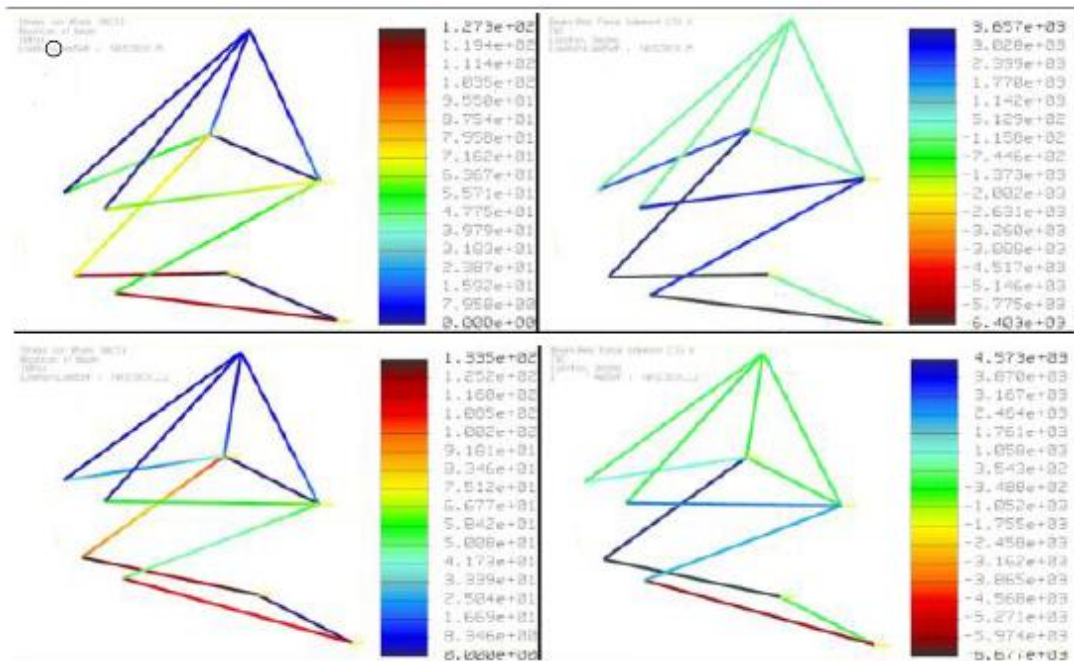


Рис. 1.15 Результати аналізу МСЕ: напруження та деформації

Висновки по розділу

В даному розділі розглянуто основні варіанти розміщення силової установки на літальних апаратах.

Визначивши загальні вимоги до силової установки, було проведено детальний аналіз конструкції кріплення силової установки до літального апарату. Виявлено переваги та недоліки розташування силової установки на пілоні під крилом.

Проаналізувавши технічну літературу, що доступна на теперешній час, була розроблена оглядова методика, що дозволяє визначити навантаження на пілон та установку двигуна.

2. Визначення розрахункових умов навантаження установки двигуна при польоті.

2.1 Політ з усталеним перевантаженням

Розрахункові умови при виконанні маневрів предсталені в документах [7,8].

Для розрахунків усталеного маневру приймаються наступні положення:

- 1) У випадках коли розглядається різке відхилення органів керування, розрахункова швидкість відхилення поверхні не повинна бути менше швидкості, яку може створити пілот за допомогою системи керування.
- 2) При визначенні кутів відхилення руля висоти та при розподіленні навантажень по хорді, повинно бути прийнято до уваги вплив відповідних кутових швидкостей тангажу. Повинні бути розглянуті умови збалансованого польоту та умови розбалансування.

За умови, що літак зрівноважений з нульовим кутовим прискоренням відносно поперечної осі, розглядаються умови маневру від позиції 1 до 7 на обвідній умов польоту при маневрах.

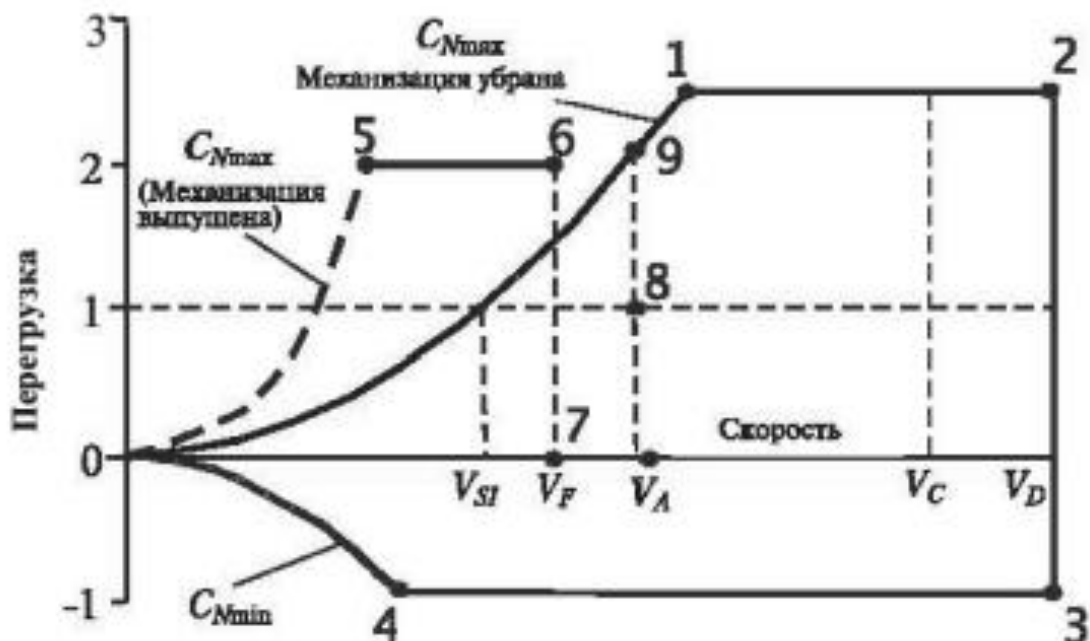


Рис. 2.1. Обвідна умов польоту при маневрах.

Відповідність вимогам до міцності конструкції повинно бути доведено при усіх комбінаціях швидкості та перевантаженнях обвідної вимог польоту при маневрах.

Прийняті розрахункові швидкості польоту є індикаторними швидкостями (EAS).

Розрахункова швидкість пікірування V_D повинна бути такою, щоб V_C/M_C було не більше $0,8 \cdot V_D/M_D$, або такою, щоб мінімальний запас між швидкостями між V_C/M_C та V_D/M_D був достатнім на випадок змін атмосферних умов (таких, як горизонтальні пориви, попадання у струминні течії та холодний фронт), а також для урахування похибки приборів та промислових відхилень в конструкції планера літака.

Розрахунок додаткових умов

Крутний момент двигуна та допоміжної силової установки (ДСУ)

При установці двигуна, підмоторна рама, пілон кожного двигуна та конструкції, що їх підтримують повинні бути розраховані на наступні діяння:

- 1) Експлуатаційний крутний момент двигуна, відповідний злітній тязі двигуна;
- 2) Експлуатаційний крутний момент двигуна, відповідний максимальній тривалості тяги;

Експлуатаційний крутний момент двигуна дорівнює експлуатаційному крутному моменту, що викликаний максимальним кутовим прискоренням обертових частин двигуна у випадках, що розглядаються.

Бокове навантаження на установку двигуна та ДСУ

Установка кожного двигуна та ДСУ та підтримуюча конструкція повинні бути розраховані на експлуатаційне перевантаження, діюче в боковому напрямленні та рівну експлуатаційному перевантаженню при польоті з ковзанням, але не менше 1,33.

При розташуванні двигуна на крилі бокове навантаження необхідно брати не менше, ніж

$$P_z = \omega_x^2 r G_D / 9,81,$$

де:

G_D – вага двигуна, кгс;

ω_x – максимальне значення кутової швидкості крену, рад/с;

r – відстань у плані від центра тяжіння двигуна до повздовжньої осі літака, м.

2.2 Політ в неспокійному повітрі

При горизонтальному польоті літак зазнає діяння вертикальних та бокових поривів. Виникаючі в результаті цього експлуатаційні навантаження повинні визначатися наступним способом:

1) Навантаження на кожну частину конструкції повинні бути отримані з динамічного розрахунку. При розрахунку варто звернути увагу на нестационарні аеродинамічні характеристики та всі ступені свободи літака.

2) Форма пориву приймається у вигляді

$$U(s) = \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \cos \left(\pi \frac{s}{H} \right) \right] \text{ для } 0 \leq s \leq 2H,$$

$$U(s) = 0 \text{ для } s \leq 2H,$$

Де

s – відстань (глибина проникнення в порив), м;

U_{ds} – індикаторна швидкість пориву, м/с;

H – довжина ділянки наростання пориву, м.

3) На кожній із швидкостей V_C та V_D необхідно розглянути достатню кількість ділянок пориву H у діапазоні від 9,2 до 106,8 м, щоб знайти критичну реакцію для кожного навантаження.

4) Розрахункова швидкість розраховується за наступною формулою

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{106,8} \right)^{1/6}$$

Де

U_{ref} – ефективна індикаторна швидкість пориву, м/с;

F_g – коефіцієнт зменшення пориву, що визначається профілем польоту.

5) На розрахунковій швидкості V_D величина ефективної швидкості пориву складає 13,41 м/с на висоті 4572 м та лінійно зменшується до 6,3 м/с на висоті 18288 м;

б) Коефіцієнт зниження пориву F_g повинен лінійно збільшуватися з висотою від значення на рівні моря до величини, рівній 1, на максимальній експлуатаційній висоті. На рівні моря коефіцієнт зниження порива в залежності від профіля польоту визначається наступним виразом:

$$F_g = 0,5(F_{gz} + F_{gm})$$

де

$$F_{gz} = 1 - (Z_{mo}/76200)$$

$$F_{gm} = \sqrt{R_2 \operatorname{tg}\left(\pi \frac{R_1}{4}\right)}$$

R_1 – відношення максимального посадкової ваги до максимальної злітної ваги;

R_2 – відношення максимальної ваги без палива до максимальної злітної ваги;

Z_{mo} – максимально висота польоту, м.

Розрахункові умови діяння безперервної турбулентності повинні бути використані для визначення динамічної реакції літака на вертикальну та бічну безперервну турбулентність, якщо не пропонується більш раціональний метод. Динамічний аналіз повинен враховувати нестационарні аеродинамічні характеристики та всі суттєві ступені свободи конструкції, включаючи рухи твердого тіла.

Висновки по розділу

В даному розділі було визначено та описано розрахункові умови навантаження установки двигуна при польоті з усталеним перевантаженням та при польоті в неспокійному повітрі.

3 Вибір та обґрунтування методики визначення навантажень на пілон та установку двигуна літака.

3.1 Політ з усталеним перевантаженням

Навантаження на установку маршового двигуна та пілон

Навантаження на УМД визначено з урахуванням дії:

- інерційних навантажень у центрах ваги установки двигуна та пілона;
- аеродинамічних навантажень на гондолу двигуна та пілон;
- навантажень від тяги та крутного моменту двигуна;
- гіроскопічних навантажень.

Для літака в цивільному варіанті навантаження на УМД в льотних випадках навантаження розглянуті з урахуванням дії тяги і крутного моменту двигуна, і без них. У запас міцності значення крутних моментів, що передаються двигуном на його підвіску, прийняті рівними сумі максимальних крутних моментів роторів двигуна. У наземних випадках навантаження розглянуто дію лише інерційних навантажень.

Для літака у військово-транспортному варіанті навантаження на УМД визначено відповідно до вимог 9.1 НПВС НПЗЗ-78, у яких, на відміну від АП-25, у кожному розрахунковому випадку зазначено, які навантаження мають бути враховані.

Навантаження, що діють на установку двигуна та пілона, прикладені до центру ваги. Прийнято такі системи координат:

- початок системи координат знаходиться в центрі ваги установки двигуна (пілона);
- вісь X спрямована паралельно осі двигуна вперед по польоту;

- вісь Y лежить у площині, паралельній вертикальній площині симетрії двигуна (пілона) і спрямована перпендикулярно до осі X вгору;

- вісь Z перпендикулярна вертикальній площині симетрії двигуна (пілона) і спрямована вправо по напрямку польоту.

Розрахункові інерційні навантаження і моменти, що діють у центрі ваги установки двигуна та в центрі тяжіння пілона, визначені за формулами:

$$P_{x_{ун}}^P = n_{x_{ун}}^P \cdot G;$$

$$P_{y_{ун}}^P = n_{y_{ун}}^P \cdot G;$$

$$P_{z_{ун}}^P = n_{z_{ун}}^P \cdot G;$$

$$M_{x_{ун}}^P = \dot{\omega}_x \cdot J_x \cdot f;$$

$$M_{y_{ун}}^P = \dot{\omega}_y \cdot J_y \cdot f;$$

$$M_{z_{ун}}^P = \dot{\omega}_z \cdot J_z \cdot f;$$

де $n_{x_{ун}}^P, n_{y_{ун}}^P, n_{z_{ун}}^P$ - розрахункові інерційні перевантаження в центрі ваги агрегату:

$$n_x^P = -(n_{x_0} + \frac{\dot{\omega}_y}{g} \cdot z - \frac{\dot{\omega}_z}{g} \cdot y - (\frac{\omega_y^2 + \omega_z^2}{g}) \cdot x) \cdot f;$$

$$n_y^P = -(n_{y_0} + \frac{\dot{\omega}_z}{g} \cdot x - \frac{\dot{\omega}_x}{g} \cdot z - (\frac{\omega_z^2 + \omega_x^2}{g}) \cdot y) \cdot f;$$

$$n_z^P = -(n_{z_0} + \frac{\dot{\omega}_x}{g} \cdot y - \frac{\dot{\omega}_y}{g} \cdot x - (\frac{\omega_x^2 + \omega_y^2}{g}) \cdot z) \cdot f;$$

$n_{x_0}, n_{y_0}, n_{z_0}$ - експлуатаційні аеродинамічні навантаження у центрі ваги літака;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - кутові швидкості літака, $1/c$;

$\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ - кутові прискорення літака, $1/c^2$;

x, y, z – координати центру ваги агрегату (x_a, y_a, z_a) відносно центру тяжкості літака (x_0, y_0, z_0), м:

$$x = x_0 - x_a; \quad y = y_a - y_0; \quad z = z_a - z_0;$$

G – вага агрегату, кгс;

J_x, J_y, J_z - власні осьові моменти інерції агрегату, кгс·м·с²;

f - коефіцієнт безпеки.

Розрахункові аеродинамічні навантаження і моменти, що діють на гондолу відносно центру ваги установки двигуна та на пілон відносно центру тяжіння пілона, визначені за формулами:

$$P_y^P = c_y \cdot q \cdot S_{nl} \cdot f;$$

$$P_z^P = c_z \cdot q \cdot S_{бок} \cdot f;$$

$$M_x^P = m_x \cdot q \cdot S_{бок} \cdot h \cdot f + P_z^P \cdot y';$$

$$M_y^P = m_y \cdot q \cdot S_{бок} \cdot l \cdot f - P_z^P \cdot x';$$

$$M_z^P = m_z \cdot q \cdot S_{nl} \cdot l \cdot f + P_y^P \cdot x';$$

де c_y, c_z, m_x, m_y, m_z – коефіцієнти аеродинамічних сил та моментів, що діють на гондолу (пілон);

q – швидкісний напір потоку, кгс/м²;

$S_{nl}, S_{бок}$ - площа в плані та площа бічної проекції гондоли (пілона), м²;

l, h - довжина та висота гондоли (пілона), м²;

x', y' – координати центру тиску аеродинамічного навантаження на агрегат x_d, y_d щодо центру ваги установки двигуна (пілона) x_a, y_a , м:

$$x' = x_a - x_d;$$

$$y' = y_d - y_a;$$

f – коефіцієнт безпеки.

Розрахункові навантаження від тяги двигунів і розрахунковий крутний момент двигуна, що діють на установку двигуна в її центрі тяжіння, визначені за формулами:

$$P_{x_T}^P = T \cdot f ;$$

$$M_{x_R}^P = M_{x_R} \cdot f ;$$

$$M_{z_T}^P = -T \cdot (y_T - y_a) \cdot f ;$$

де T – тяга двигуна, кгс;

M_{x_R} – крутний момент двигуна, кгс·м;

$y_T - y_a$ – плече тяги щодо центру ваги УМД, м;

f – коефіцієнт безпеки.

Розрахункові гіроскопічні моменти, що діють на установку двигуна, визначені за формулами:

$$M_{y_{зур}}^P = -\omega_z \cdot L_0 \cdot f ;$$

$$M_{z_{зур}}^P = +\omega_y \cdot L_0 \cdot f ;$$

де ω_y, ω_z - кутові швидкості літака, $1/c$;

$L_0 = \frac{2\pi}{60} \cdot \sum_i n_i \cdot J_{x_i}$ – головний сумарний момент кількості руху, кгс·м·с;

n_i - частота обертання i -го ротора, об/хв;

J_{x_i} - момент інерції i -го ротора відносно його осі обертання, кгс·м·с²;

f – коефіцієнт безпеки.

Сумарні навантаження на установку двигуна дорівнюють сумі всіх навантажень, що діють на установку двигуна (інерційних навантажень на установку двигуна, аеродинамічних навантажень на гондолу, навантажень від тяги, крутного моменту двигуна, і гіроскопічних навантажень) і приведені до центру тяжкості установки двигуна.

Аналогічно, сумарні навантаження на пілон дорівнюють сумі всіх навантажень, що діють на пілон (інерційних та аеродинамічних) і приведені до центру тяжіння пілона.

3.2 Політ в неспокійному повітрі

Політ в неспокійному повітрі є одним з основних розрахункових випадків для визначення міцності при дії динамічних навантажень, особливо це відноситься до міцності крила, фюзеляжу і кріплення двигунів. У задачах міцності розглядаються два види поривів неспокійного повітря: дискретний порив і неперервна турбулентність. Екстремальні навантаження від однократного пориву використовують для визначення статичної міцності літака, тоді як навантаження від турбулентності використовують ще й для визначення ресурсу конструкції.

Загальний порядок розрахунку навантажень на літак при польоті в неспокійному повітрі наступний [1]:

1. Задається пружно-масова модель літака за допомогою: балочної схематизації, пружних дискретно підкріплених пластин, методу скінченних елементів (МСЕ) та їх комбінаціями;

2. Проводиться модальний аналіз конструкції де визначаються частоти і форми власних коливань, шляхом розв'язання спільної системи інтегральних і алгебраїчних рівнянь методами: послідовних наближень, Ланцоша чи Сімпсона.

3. Задається аеродинамічна модель, за допомогою тілесної, крилевої чи площинної аеродинаміки;

4. Визначаються аеродинамічні коефіцієнти, як для дозвукових так і надзвукових швидкостей польоту, з урахуванням чи без урахування ефектів нестационарності за допомогою методів: заданих циркуляцій, панельних, дискретних стаціонарних чи нестационарних вихорів, дипольної решітки (DLM) та постійних тисків (CPM);

5. Обчислюються прирости динамічних навантажень при польоті в неспокійному повітрі, та сумують з навантаженнями горизонтального польоту для отримання інтегральних сил, моментів та перевантажень.

Відповідно до вимог CS-25 [5], в роботі розглянуто пориви, що нормальні до траєкторії польоту та рівномірні за розмахом [10]. Випадкові пориви при безперервній турбулентності описуються спектральною щільністю (PSD) поривів, що запропонована Карманом [11]:

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 L / \pi \frac{1 + 8/3 \cdot (1.339 \cdot L\Omega)^2}{[1 + (1.339 \cdot L\Omega)^2]^{1/6}}$$

Де

Φ_w - спектральна щільність поривів, (м/с)²/(рад/м);

σ_w - середньоквадратичне значення істинної швидкості пориву, м/с;

Ω - просторова частота, рад/м;

L - масштаб турбулентності, м.

Значення експлуатаційного навантаження для силового фактора при навантаженні конструкції, що розглядається, визначається наступним виразом:

$$P_L = P_{L-1g} \pm \sigma_{\Delta y} / \sigma_w U_\sigma$$

де

P_{L-1g} - стаціонарне навантаження/перевантаження при горизонтальному польоті;

$\sigma_{\Delta y}$ середньоквадратичне значення (RMS) приросту динамічного навантаження;

U_σ нормована швидкість пориву.

Знання спектрів для всіх вихідних сигналів дозволяє визначити середньоквадратичні значення для всіх розглянутих навантажень/перевантажень:

$$\sigma_y = \sqrt{\int_0^{\infty} \Phi_w(\Omega) d\Omega} = \sqrt{\int_0^{\infty} \Phi_w(\Omega) |\Phi_{y/w}(j\Omega)|^2 d\Omega}$$

Як випливає з наведеного вище виразу, необхідне знання середньоквадратичних значень приростів динамічного навантаження відносно навантажень в горизонтальному польоті та власне самих навантажень при горизонтальному польоті.

Висновки по розділу

В даному розділі, на основі аналізу авіаційних стандартів різних країн і науково-технічної літератури, було вибрано та обгрунтовано методику навантажень установки двигуна при польоті з усталеним перевантаженням та при польоті в неспокійному повітрі.

4 Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) пілону та установки двигуна літака АН-178.

Досліджуваний двигун Д-436-148ФМ містить три співвісні ротори – вентилятора, компресора низького тиску (РНТ) та компресора високого тиску (РВТ). Ротори обертаються своїми турбінами і мають різні оптимальні їм частоти обертання і пов'язані між собою лише газодинамічним зв'язком.

Двигун Д-436-148ФМ виконаний за двоконтурною трьохвальною схемою з трьохвальним газогенератором без змішування потоків. Особливість тривальної схеми - реалізація трьох самостійних роторів, кожен з яких приводиться в обертання своєю турбіною. Двигун складається з одноступінчастого вентилятора з одним підпірним ступенем, осьового шестиступінчастого компресора низького тиску (КНТ), семиступінчастого компресора високого тиску (КВТ), кільцевої камери згоряння, одноступінчастої осьової турбіни високого тиску, одноступінчастої осьової турбіни низького тиску та реактивних сопел зовнішнього та внутрішнього контурів. Ротори мають різні оптимальні для них частоти обертання і пов'язані між собою лише газодинамічний зв'язок.

4.1. Розробка розрахункових моделей вальниць та вальничих опор

На ідентичних пружних опорах встановлені три ротори, які закріплені в статорі двигуна. Призначення пружно-демпферних опор - зниження загального рівня вібрацій роторів та всього двигуна в цілому та усунення небезпечних резонансних коливань з робочого діапазону чи зміщення їх на безпечні режими.

Передні опори всіх трьох роторів двигуна - кулькові вальниці, встановлені в пружних елементах "біляче колесо". Пружний елемент представляє собою втулку з великою кількістю прорізів. Втулку з однієї сторони прикріплюють за допомогою фланця до корпусу, а з іншої сторони в неї вставляють вальницю ротора.

Задні опори усіх трьох роторів - роликові вальниці з гідродинамічною масляною плівкою без пружних елементів. Основна перевага гідродинамічної опори - простота конструкції. Масляний шар є повністю несучим та демпфівальним.

Кульковий та роликовий вальниці моделюються жорсткими шарнірами. Така модель обґрунтована тим, що, по-перше, деформацією самої кулькової вальниці порівняно з деформаціями пружної опори можна знехтувати, по-друге, частота вільних коливань ротора на вальницях кочення без пружних опор відрізняється від частоти коливань ротора наявної конструкції в декілька разів.

4.2. Розробка розрахункових моделей роторів двигуна

Пружні опори усіх трьох роторів закріплені в статорі двигуна. Між валами немає пружних механічних зв'язків. Тому можна вважати, що коливання кожного ротора не впливають на коливання інших роторів.

Маси та моменти інерції роторів відносно осі обертання наведені в табл. 4.1.

Таблиця 4.1.

Інерційні характеристики вузлів двигуна

Вузол двигуна	Маса, кг	Координати центра ваги, м			Моменти інерції відносно центральных осей, кг * м ²		
	m	x_c	y_c	z_c	I_x	I_y	I_z
Статор	1464	0,92	0	0	445,6	991,2	1056,3
Ротор вентилятора	345	0,87	0	0	23	265	265
Ротор низького тиску	78	1,07	0	0	5,14	60	60
Ротор високого тиску	60	1,3	0	0	4	46	46

Ротор вентилятора (рис. 4.1.) моделюємо твердим тілом на підшипникових опорах, так як деформації деталей ротора малі порівняно з деформаціями підшипникових опор та нижча власна частота коливань як пружного тіла на порядок вище частоти коливань ротора на підшипникових опорах.

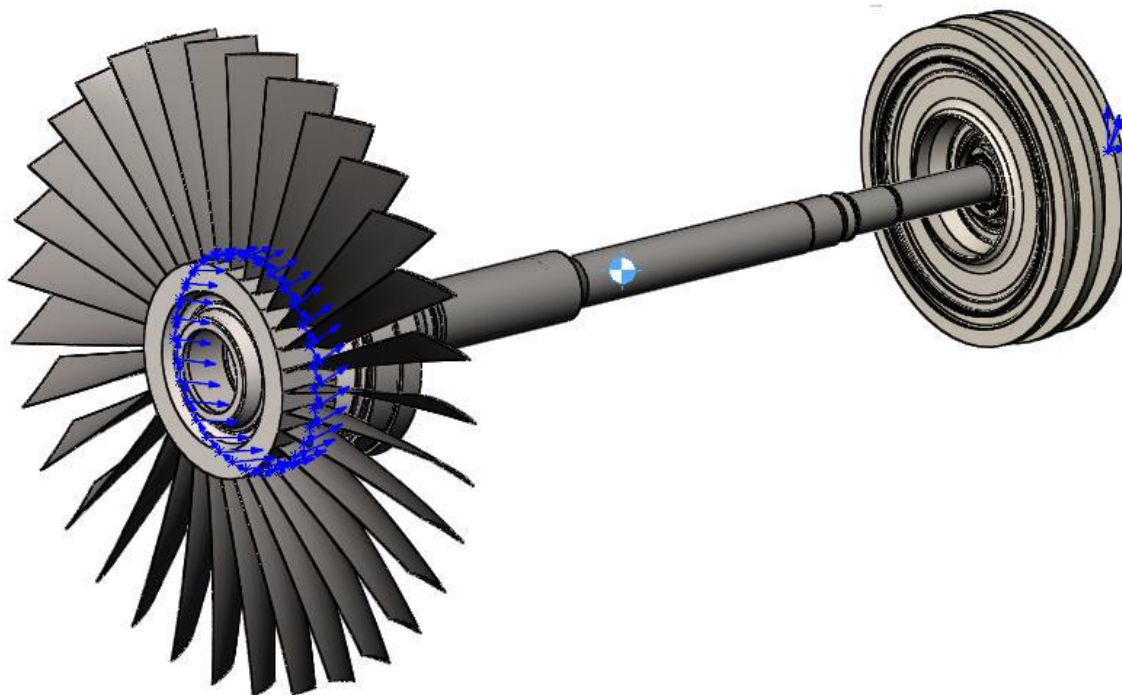


Рисунок 4.1. Модель ротора вентилятора

Ротори компресорів низького та високого тиску (РНТ та РВТ) моделюються твердими симетричними тілами на пружних опорах з підшипниками кочення.

4.3 Розрахунок розрахункової моделі корпусу двигуна

Статором двигуна називатимемо збірку його корпусів (або просто корпус) з усім, закріпленим на ньому обладнанням та мотогондолою. Статор двигуна моделюємо твердим тілом на пружній підвісці (рис. 4.2.).

Інерційні параметри вузлів двигуна Д-436-148ФМ дані в табл. 4.1. Корпус двигуна моделюється твердим тілом на пружній підвісці (рис. 4.2). Кінцеві елементи показані на рис. 4.3.

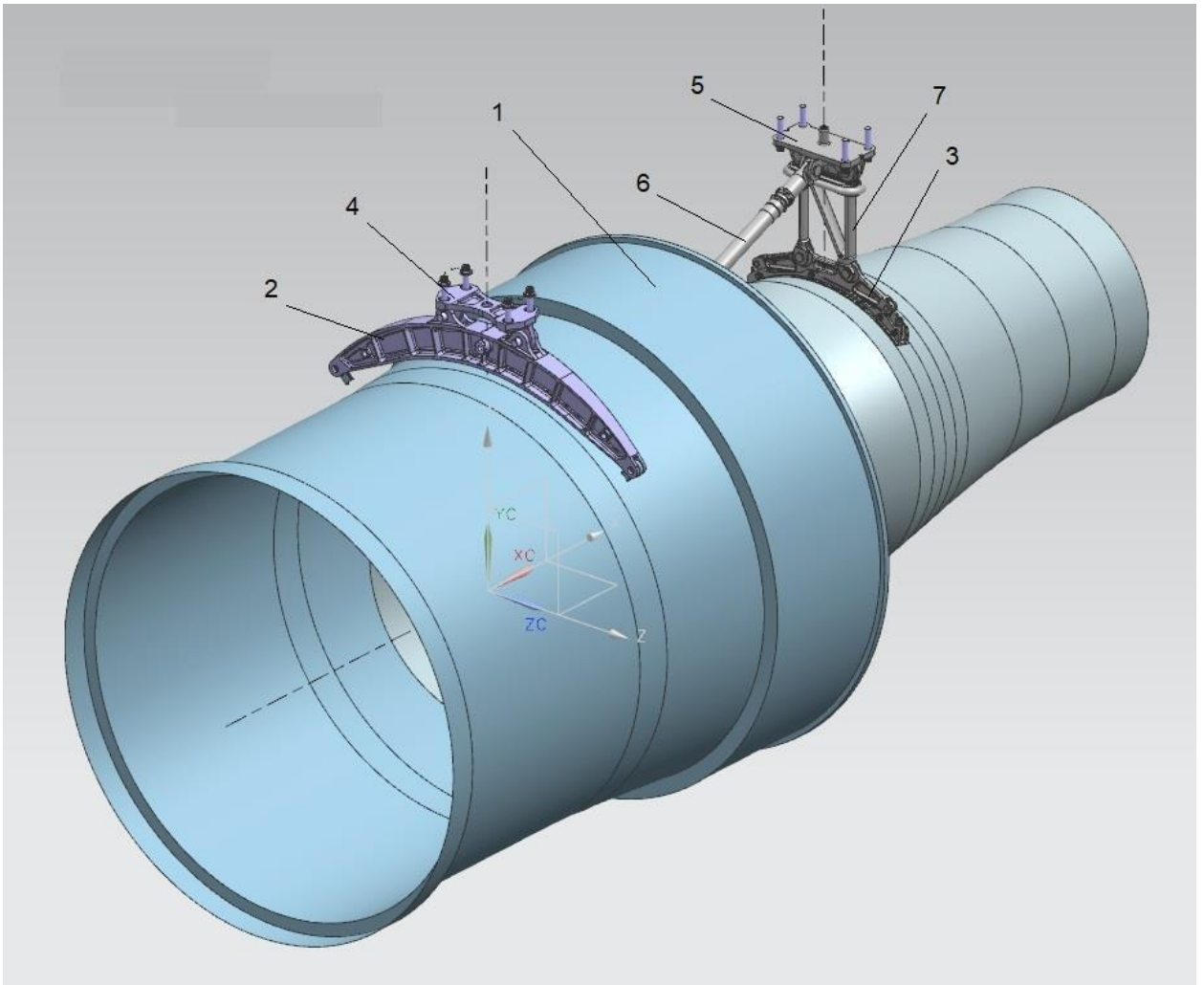


Рис. 4.2. Модель корпусу двигуна та вузлів його підвіски

На рис. 4.2. позначено: 1 – корпус двигуна, 2 – передня траверса, 3 – задня траверса, 4 – кронштейн передньої підвіски, 5 – кронштейн задньої підвіски, 6 – штанга знімання тяги, 7 – ферма заднього поясу кріплення.

Така модель дозволяє перейти до скінченно-елементного подання корпусу у вигляді абсолютно твердого невагомго каркасу, масово-інерційні характеристики якого задаються одним кінцевим елементом "Structural Mass", розміщеним в центрі мас корпусу (2 на рис. 4.2.).

Каркас кріпиться до пружних елементів підвіски - передньою та задньою траверсами та штанги тяги (2, 3, 6 на рис. 4.2.). Усередині каркасу за допомогою нелінійно пружних кінцевих елементів, моделюючих пружні опори підшипників (3 та 4 на рис. 4.3.), закріплений ротор вентилятора.

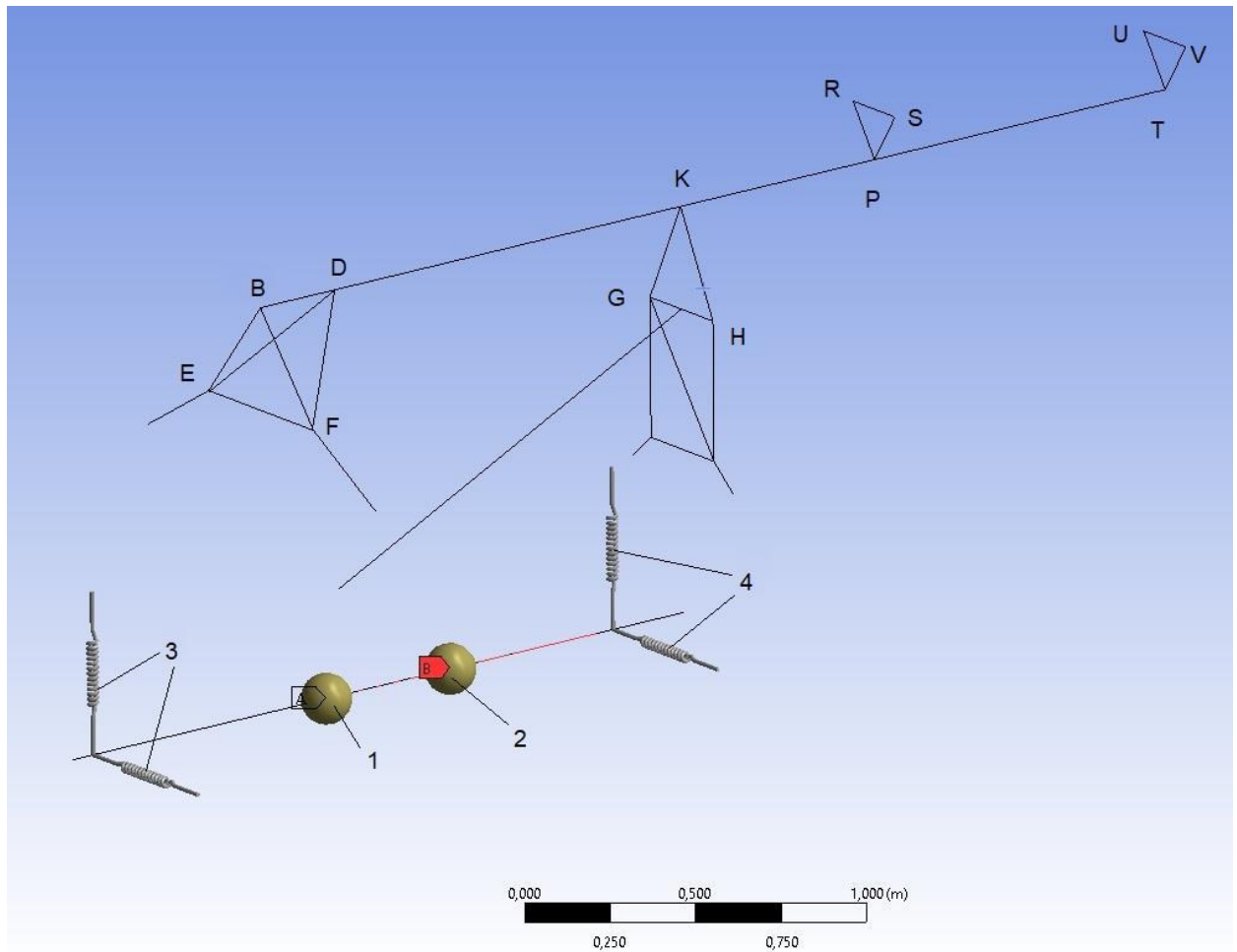


Рис 4.3. Кінцеві елементи моделі двигуна

Ротор вентилятора також моделюється твердим тілом. Його скінченно-елементна модель представляє собою абсолютно твердий невагомий стрижень масово-інерційні характеристики якого задаються одним кінцевим елементом "Structural Mass" розміщеним в центрі мас ротора (1 на рис. 4.3.).

4.4 Розробка розрахункових моделей вузлів кріплення двигуна

Кріплення двигуна до пілона двигуна під крилом Ан-178 зображено на рис. 4.4. Двигун кріпиться до пілона в п`яти точках: дві точки кріплення до передньої траверси (позначені цифрами 1 та 2) та дві точки кріплення до задньої траверси (позначені цифрами 3 та 4) це - шарніри з осями паралельними осі двигуна; п`ята точка (позначена цифрою 5) це - шарнір з віссю перпендикулярною вертикальній площині, який кріпиться до штанги.

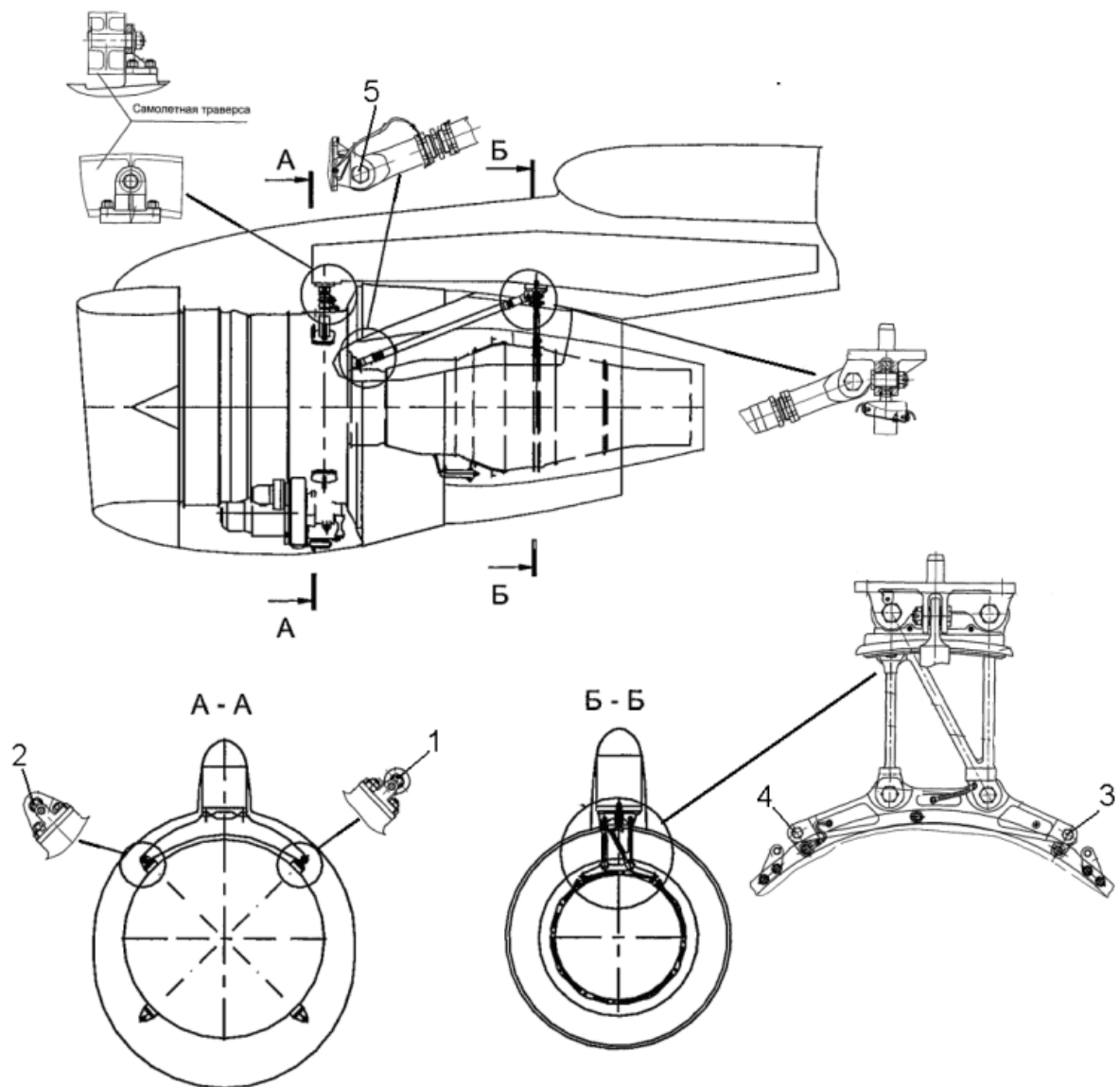


Рис. 4.4. Кріплення двигуна до пілону

Траверси моделюємо пружними балками змінного перерізу, що працює на згин. Штангу тяги моделюємо пружним стрижнем, що працює на розтяг (рис. 4.4.)

Передня траверса кріпиться до кронштейна передньої підвіски двома болтами, які моделюються шарнірами з осями, паралельними до осі двигуна. Шарніри передають зусилля у площині, перпендикулярній осі двигуна.

N-подібна ферма заднього поясу кріплення кріпиться до кронштейна задньої підвіски також двома болтами, які моделюються шарнірами з осями, паралельними до осі двигуна. До цього ж кронштейну кріпиться штанга знімання тяги шарніром із віссю перпендикулярної вертикальної площини.

4.5 Розробка розрахункових моделей пілона двигуна та вузлів стику пілона з крилом

Силевим елементом пілона двигуна є кесон. До кесона кріпиться двигун, мотогондола, носок пілона, обтічники, носова та хвостова частини пілона, обтічник пілона (рис. 4.5.).

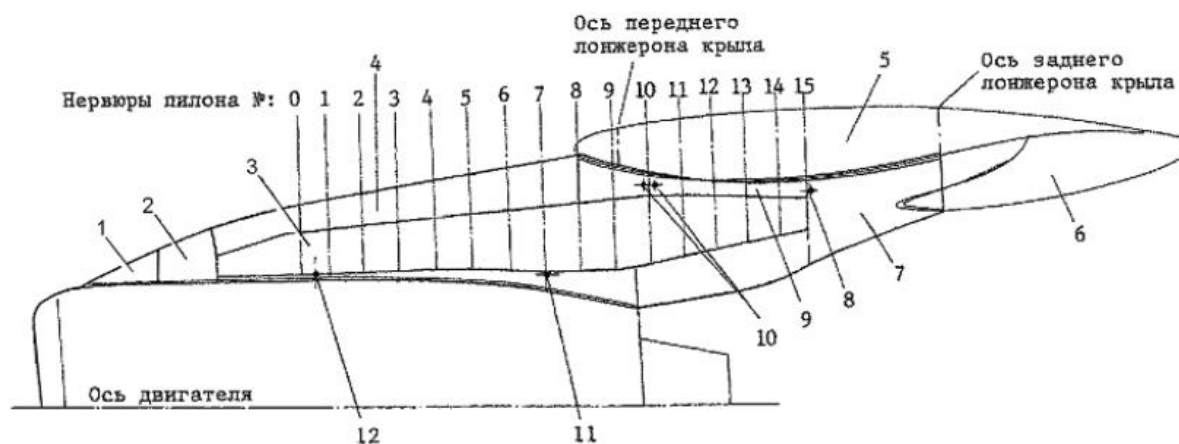


Рис. 4.5.Схема пілона

Кесон моделюється брусом змінного перерізу, що працює одночасно на розтяг, кручення та вигин. Скінченно-елементна модель кесона зображена на рис. 4.6.

Піраміда DEFV та трикутник KGH - абсолютно тверді невагомні тіла, моделюючі зв'язок балочної моделі кесона з вузлами підвіски двигуна. Трикутник PRS та TUV - абсолютно тверді невагомні тіла, моделюючі зв'язки балочної моделі кесона з вузлами кріплення до крила. Точки В та D знаходяться на 0-й та 1-й нервюрах пілона, точка К - на 7-й нервюрі, точки Р та Т на 10-й та 15-й нервюрах.

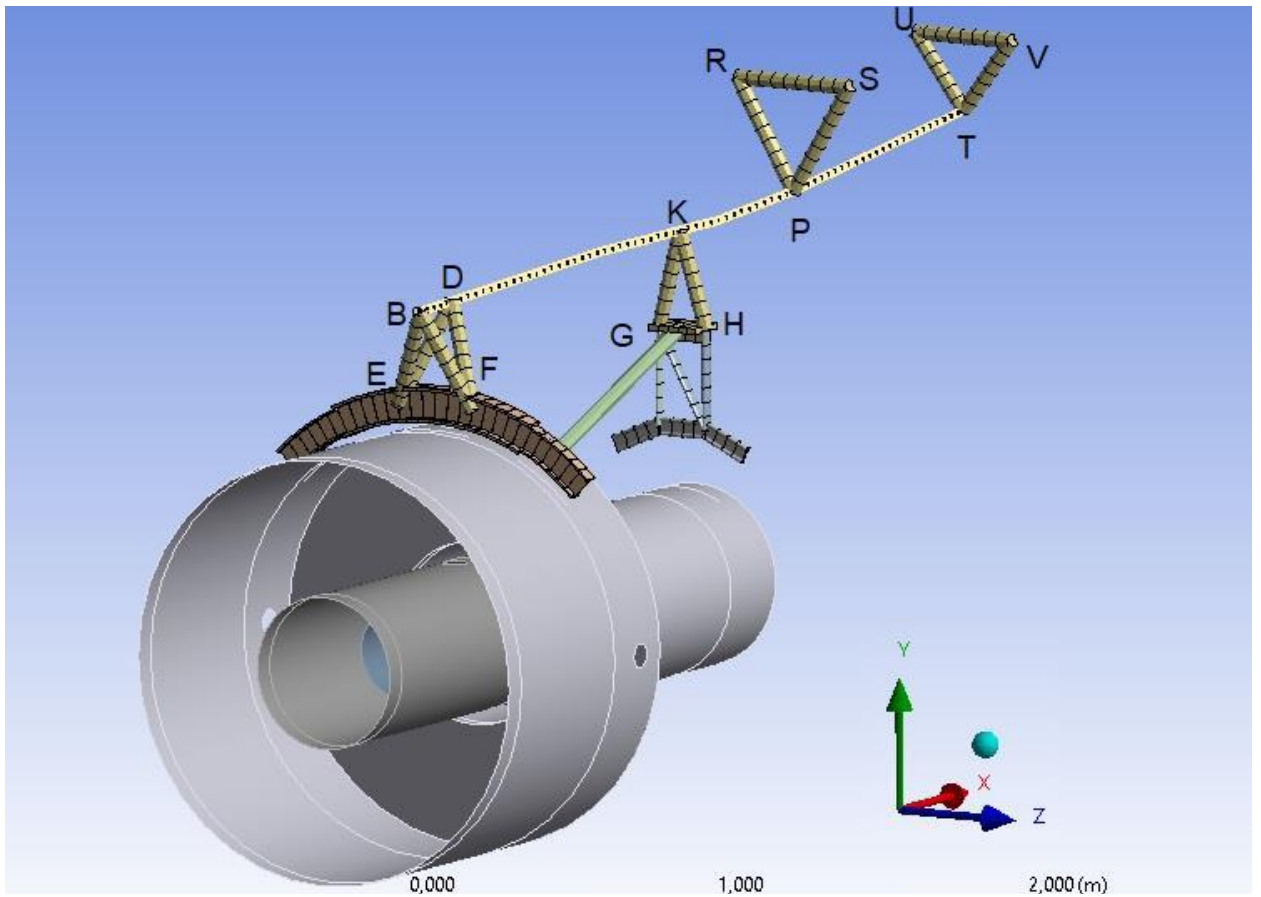


Рис. 4.6. Скінченно-елементна модель підвіски двигуна

Пілон стикується з крилом чотирма шарнірами, як показано на рис. 4.7. Шарніри 1 та 3 передають сили в площині паралельній площині симетрії двигуна, шарніри 2 та 4 передають сили в площині перпендикулярній осі двигуна.

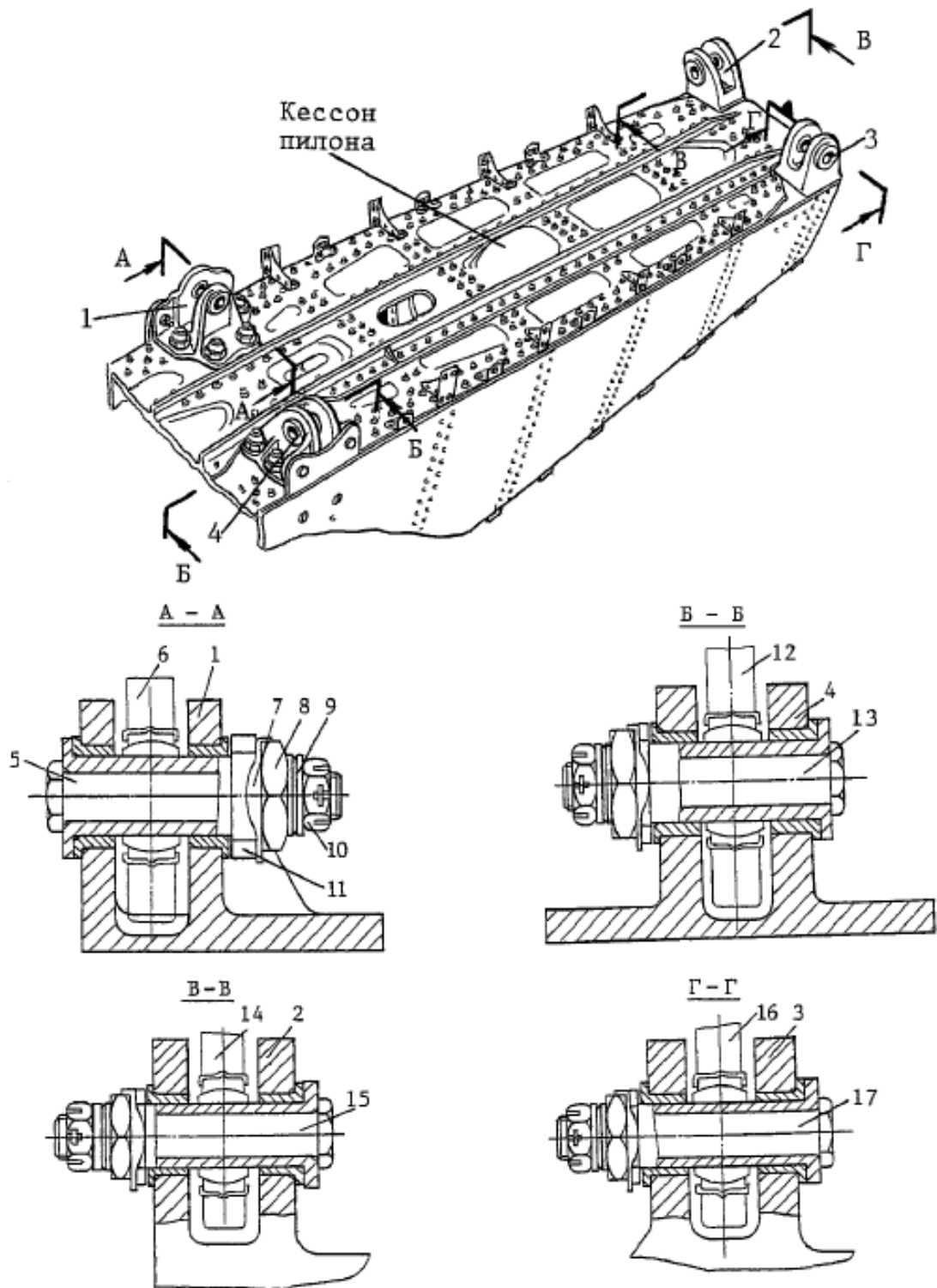


Рис. 4.7. Вузли кріплення пілона до крила

На рис. 1.8 позначено: 1, 4 – кронштейни пілона, 2, 3 – вушко силової нервюри, 15, 5 – болт, 6 – кронштейн крила, 7 – шайба, 8 – гайка, 9 – шайба, 10 – гайка, 12 – кронштейн крила, 13 – болт, 14 – кронштейн крила, 15 – болт, 16 – кронштейн крила, 17 – болт.

4.6 Розробка розрахункової моделі двигуна

Частини мотогондולי закріплені на двигуні. Тому мотогондолу моделюємо точковою масою (кінцевим елементом "Structural Mass"), закріпленим на кесоні разом з двигуном (рис. 4.8.).

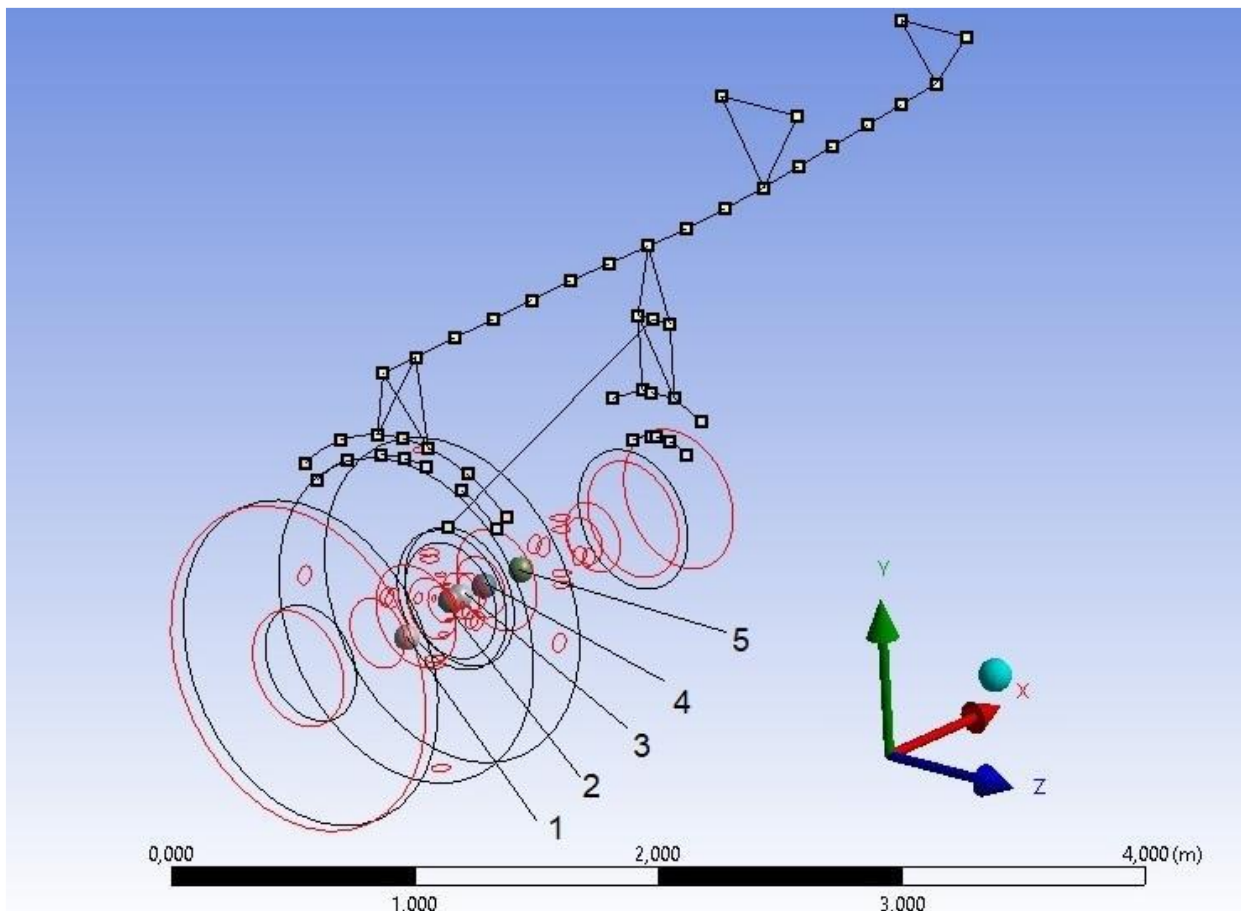


Рисунок 4.8. Інерційні кінцеві елементи двигуна та мотогондולי

На рис. 4.8 позначено: 1, 2, 3, 4, 5 – кінцеві елементи відповідно до мотогондולי, ротора вентилятора, корпусу, РНТ, РВТ.

Висновки по розділу

В даному розділі було проаналізовано конструкцію досліджуваного двигуна. Розроблено СЕМ пілону та установки двигуна літака в програмному забезпеченні ANSYS.

5 Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті з усталеним перевантаженням

Згідно з методикою описаною у пункті 3.1 розраховано навантаження та моменти у центрах мас УМД та пілона. Результати наведено у табл. 5.1.

Таблиця 5.1.

Навантаження в центрі мас двигуна та пілону						
Розрахунковий випадок	$R_x(p)$ Н	$R_y(p)$ Н	$R_z(p)$ Н	$M_x(p)$ Н*м	$M_y(p)$ Н*м	$M_z(p)$ Н*м
FAR25.331(b)	Установка маршевого двигуна					
	98647	-93278	-2386	1244	1622	-13404
пумах, т.D, VD	Пілон					
	6	-12380	-6911	169	7977	0
FAR25.331(b)	Установка маршевого двигуна					
	99038	37193	-1412	1244	-5577	2795
пумін, т.Н	Пілон					
	31	4965	-114	-31	3122	0
FAR25.361(a)(1)(ii)	Установка маршевого двигуна					
	98560	-92529	0	1244	0	0
	Пілон					
FAR25.363	Установка маршевого двигуна					
	0	0	-49225	0	0	0
	Пілон					
	0	0	-6588	0	0	0

У програмному пакеті ANSYS створюємо розрахунковий модуль «Static Structural» завантажуюємо СЕМ (рис. 5.1.) та додаємо усі розрахункові умови (рис. 5.2).

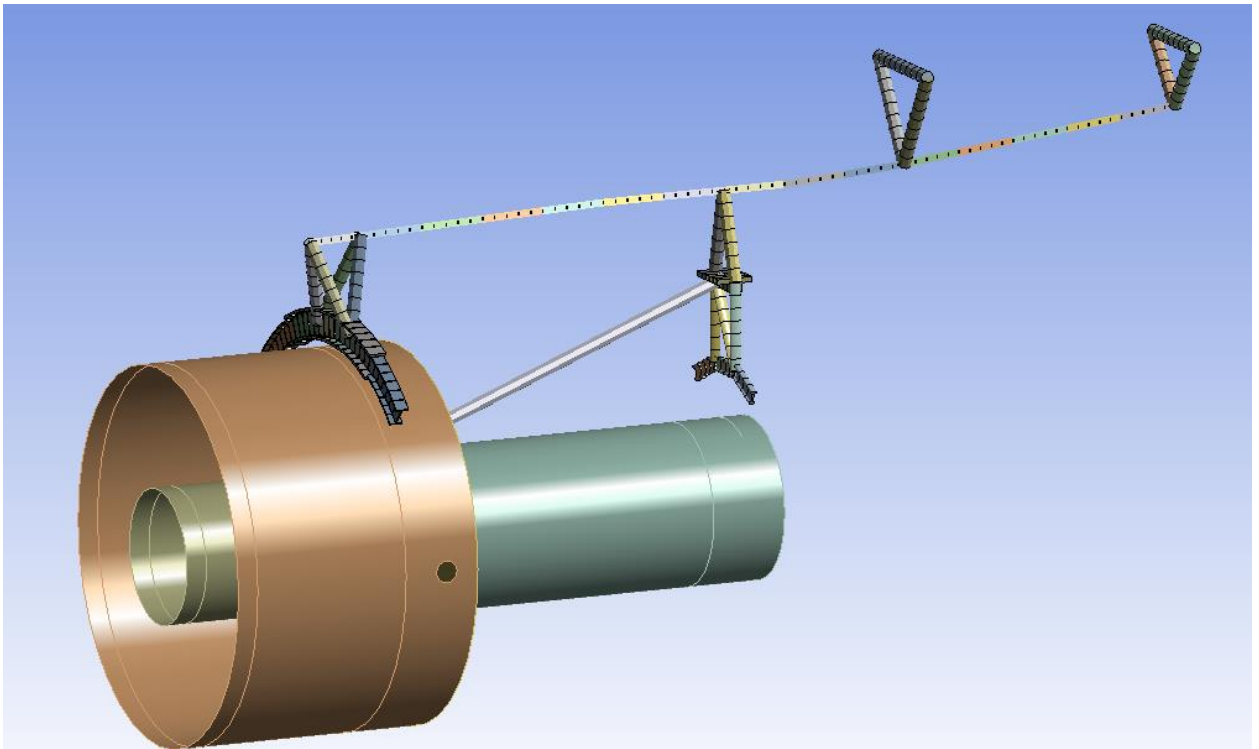


Рис. 5.1. Скінченно-елементна модель

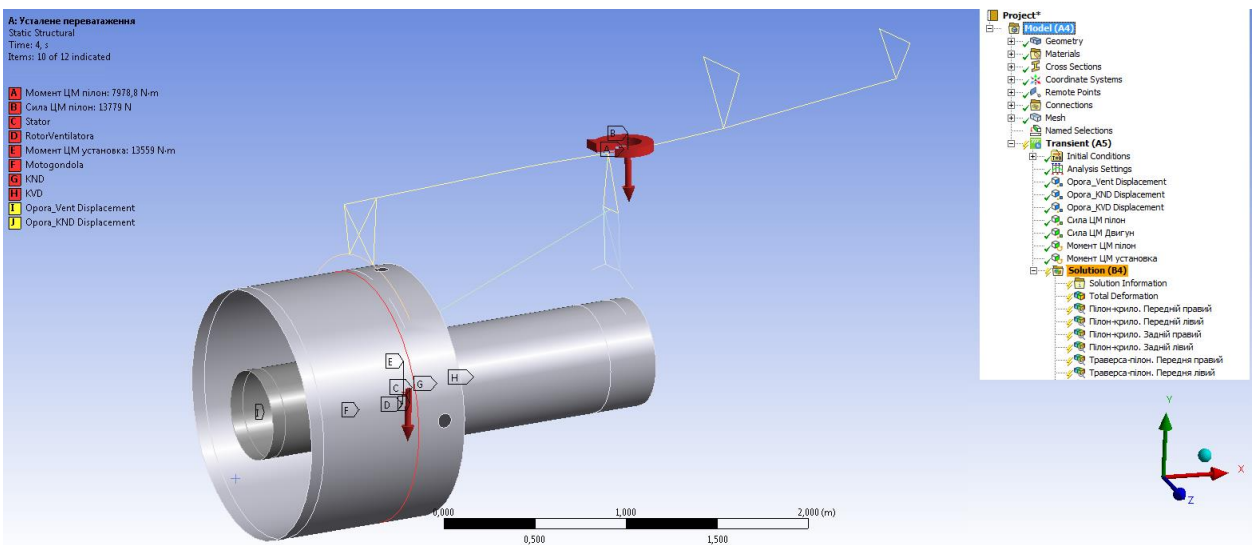


Рис. 5.2. Розрахункові умови моделювання ANSYS

Створивши розрахункові умови для усіх випадків (табл 5.1.) проводимо розрахунок. Визначаємо деформації конструкції та навантаження у вузлах кріплення пілона до крила та траверси до пілона. Вузли зображено на рис. 5.3.

Результати розрахункових випадків з максимальним навантаженням у вузлах надано у таблицях 5.3-5.6 та відповідні деформації зображено на рисунках 5.4.-5.7.

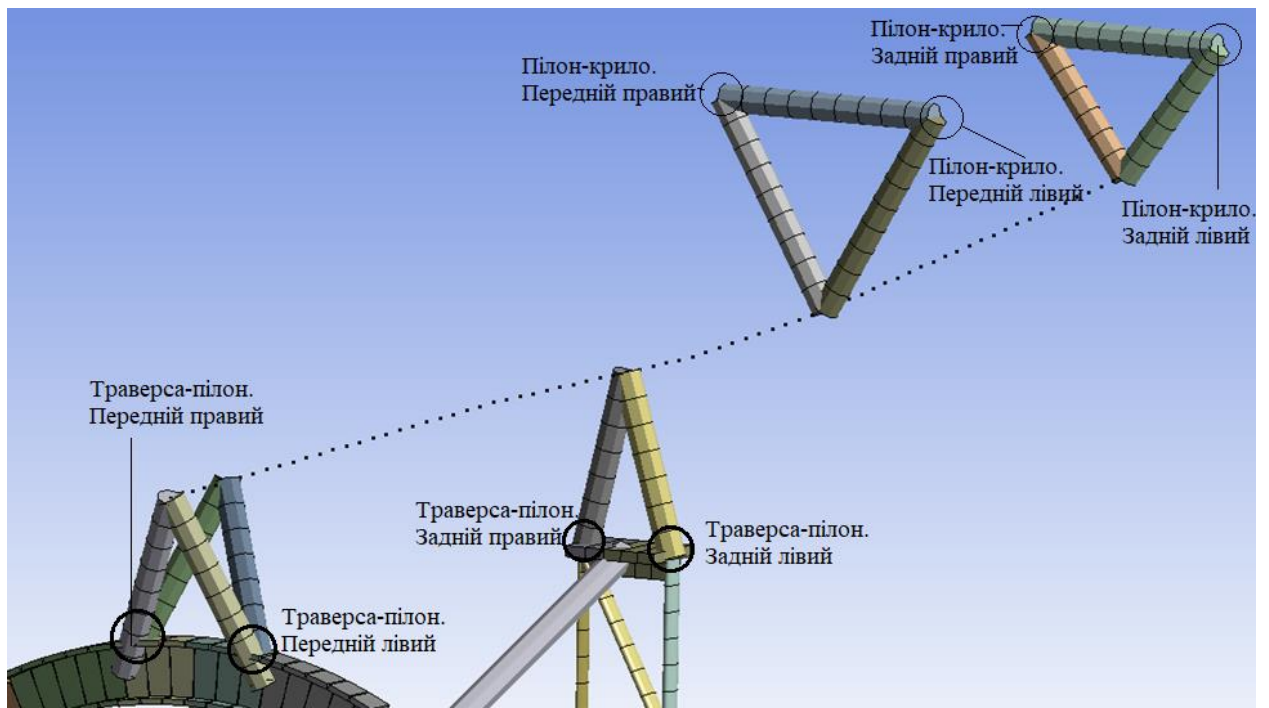


Рис. 5.3 Вузли кріплень

Навантаження у вузлах. нумах, т.D, VD

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	-24779	188890	0	190500
Пілон-крило. Передній лівий	0	215260	9962	215490
Пілон-крило. Задній правий	0	-145120	-665	154120
Пілон-крило. Задній лівий	-73874	-144370	0	162170
Траверса-пілон. Передній правий	0	55724	55589	78710
Траверса-пілон. Передній лівий	0	65264	-54839	85245
Траверса-пілон. Задній правий	0	-464	1614	4914
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-14856	0,57	14856

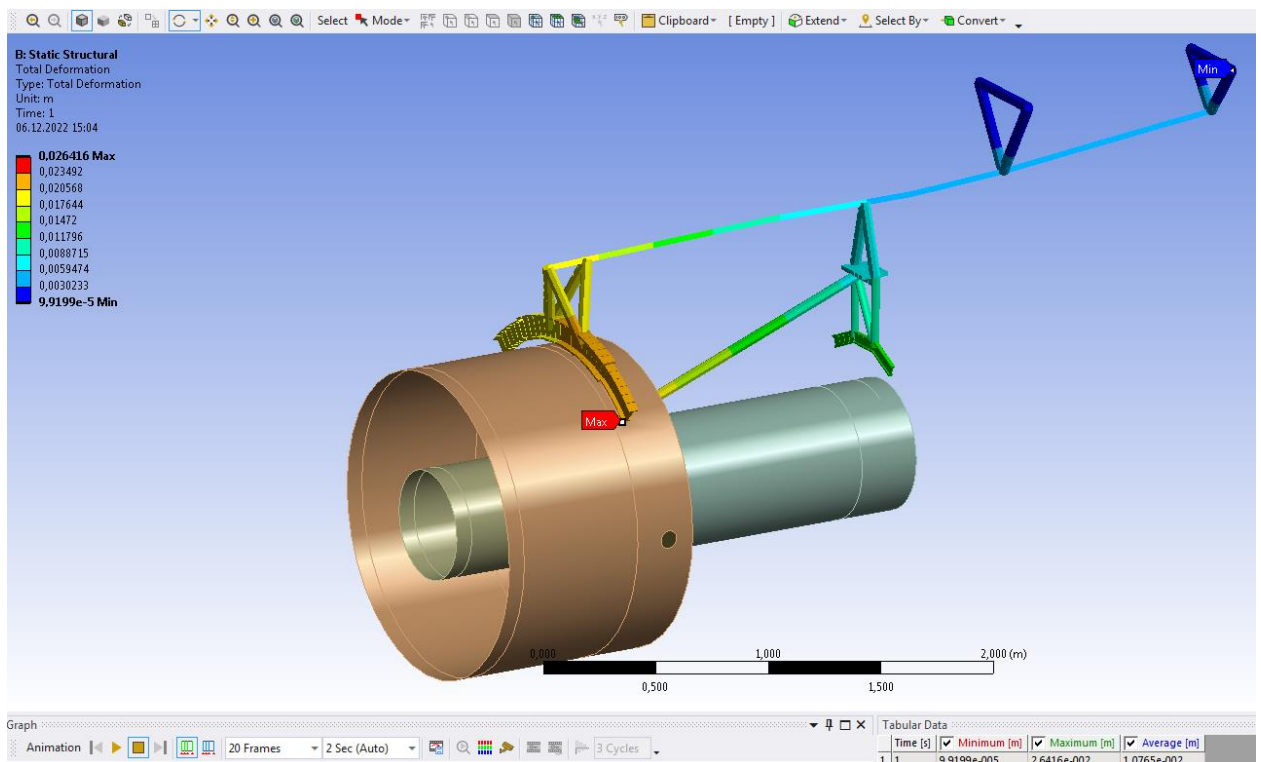
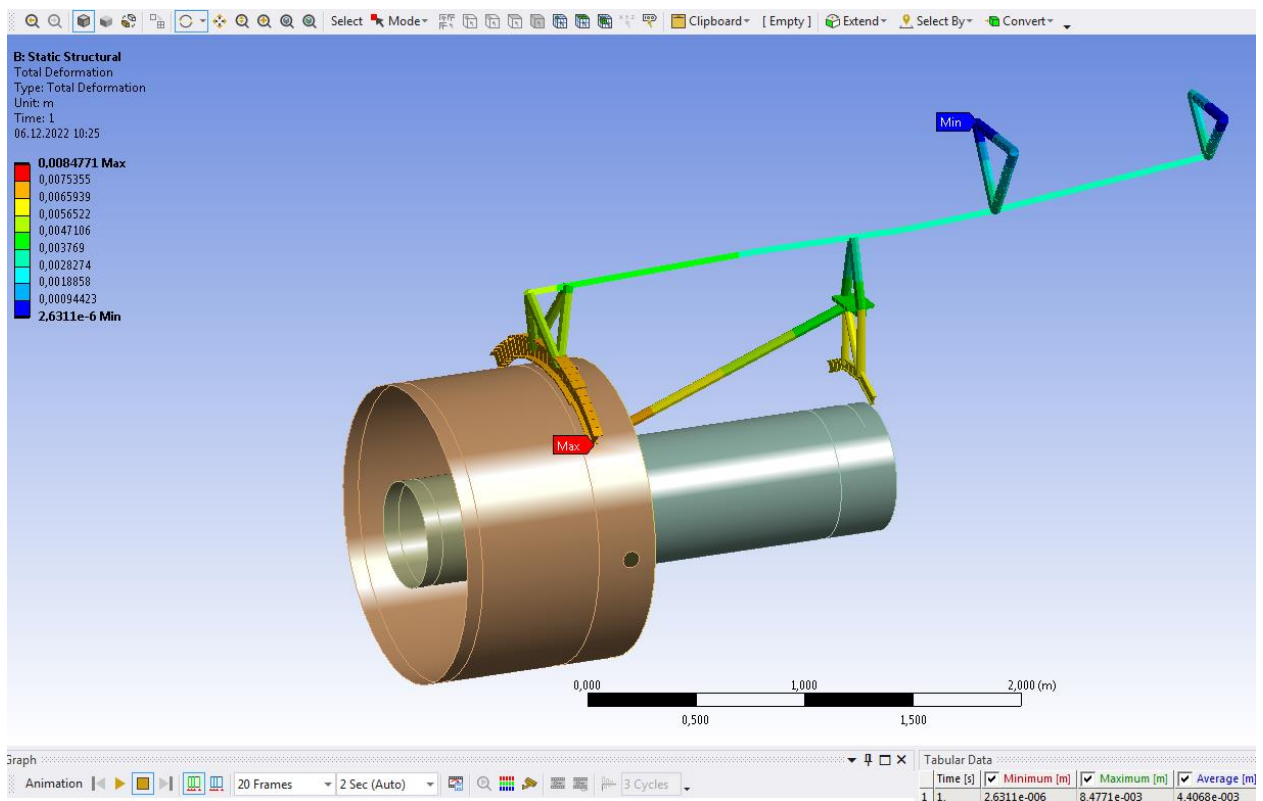


Рис. 5.4 Деформації конструкції. нумах, т.D, VD

Навантаження у вузлах. н\,м\,и\,н , т.Н

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	-30260	938,36	0	30275
Пілон-крило. Передній лівий	0	19544	7457,7	20919
Пілон-крило. Задній правий	0	-30600	-5931	31170
Пілон-крило. Задній лівий	-68809	-32040	0	75903
Траверса-пілон. Передній правий	0	8310	13035	15459
Траверса-пілон. Передній лівий	0	15384	-8592,7	17621
Траверса-пілон. Задній правий	0	-19404	-3062,5	19644
Траверса-пілон. Задній лівий	0	3409	1	3409

Рис. 5.5 Деформації конструкції. н\,м\,и\,н , т.Н

Навантаження у вузлах. FAR25.361(a)(1)(ii)

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	-24508	205870	0	207320
Пілон-крило. Передній лівий	0	208048	1232	208480
Пілон-крило. Задній правий	0	-153590	-1232	153590
Пілон-крило. Задній лівий	-74052	-155850	0	172550
Траверса-пілон. Передній правий	0	62179	58826	95597
Траверса-пілон. Передній лівий	0	66817	-58911	89079
Траверса-пілон. Задній правий	0	-2577	77,6	278,2
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-4000	-0,03	4000

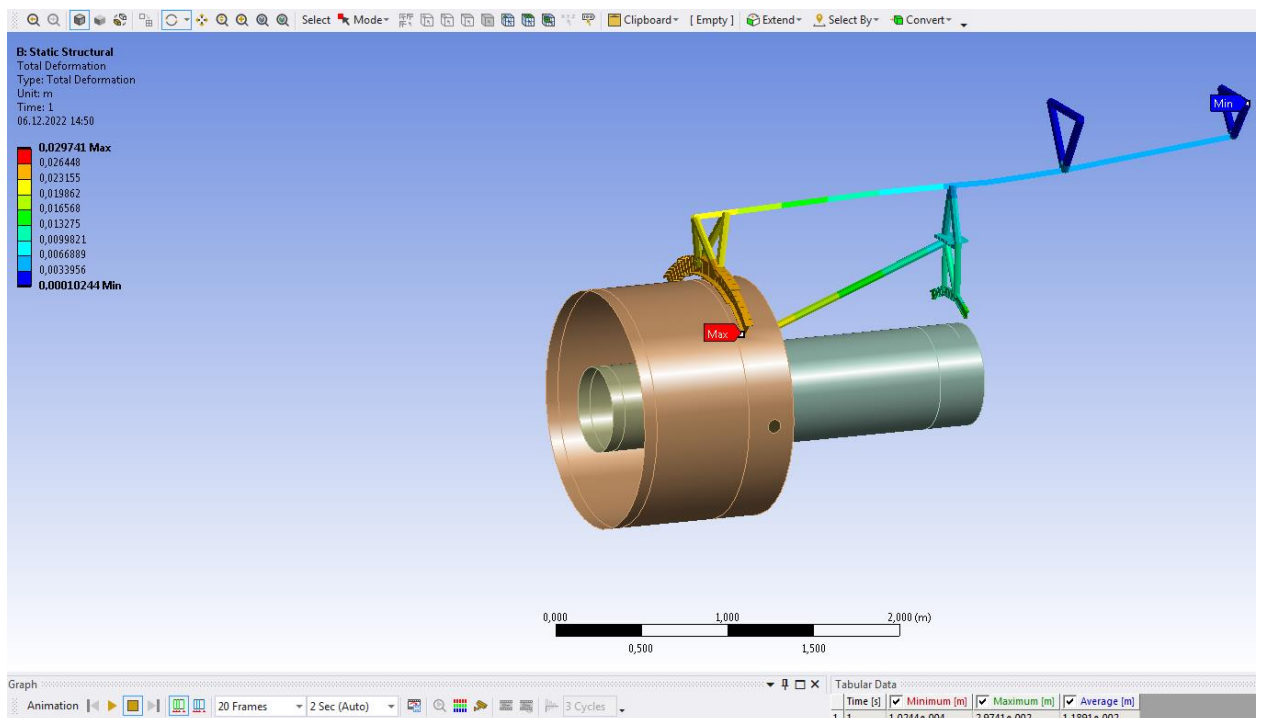


Рис. 5.6 Деформації конструкції. FAR25.361(a)(1)(ii)

Навантаження у вузлах. FAR25.361(a)(1)(ii)

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	222,85	-192810	0	192810
Пілон-крило. Передній лівий	0	192990	151760	245510
Пілон-крило. Задній правий	0	-15878	-95943	97248
Пілон-крило. Задній лівий	-222,85	15701	0	15702
Траверса-пілон. Передній правий	0	-49380	18978	52901
Траверса-пілон. Передній лівий	0	49421	18941	52926
Траверса-пілон. Задній правий	0	-139530	10917	139950
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-139480	-3,8	139480

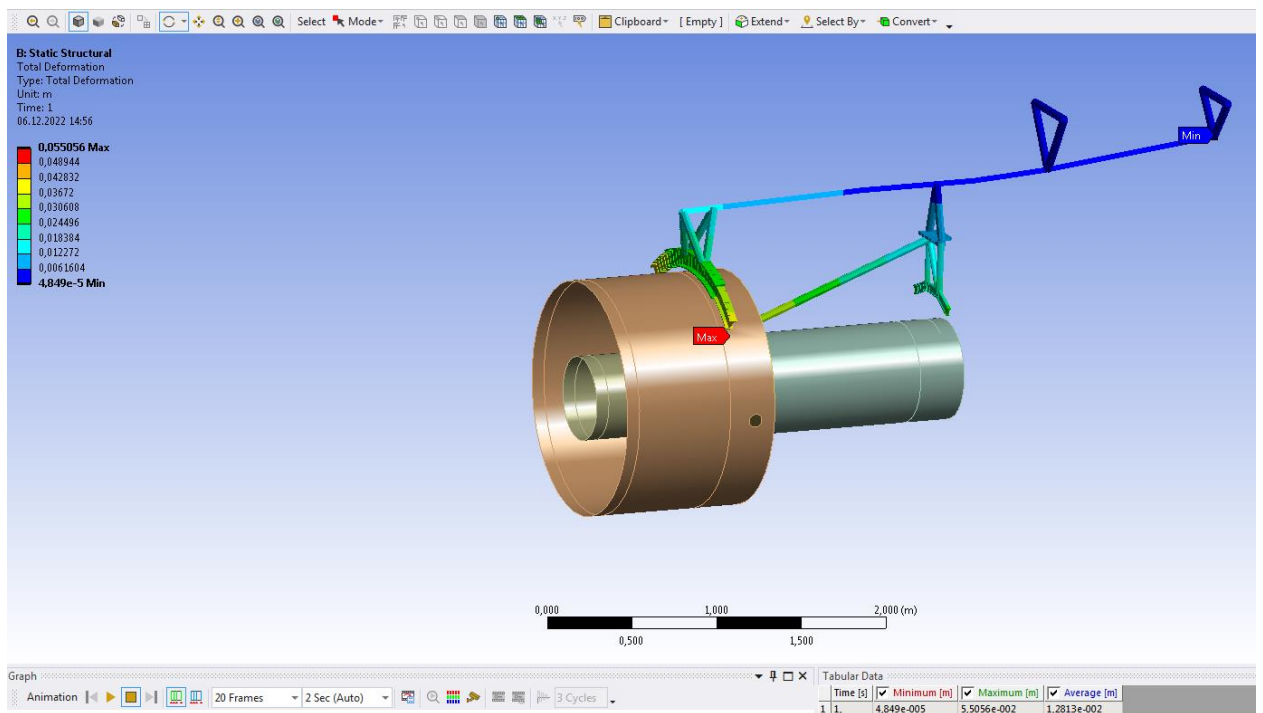


Рис. 5.7 Деформації конструкції. FAR25.361(a)(1)(ii)

Отримані навантаження прикладаємо до СЕМ пілону (рис 5.8.) в програмному пакеті Siemens NX. Визначаємо напруження та деформації конструкції (рис. 5.9-5.12).

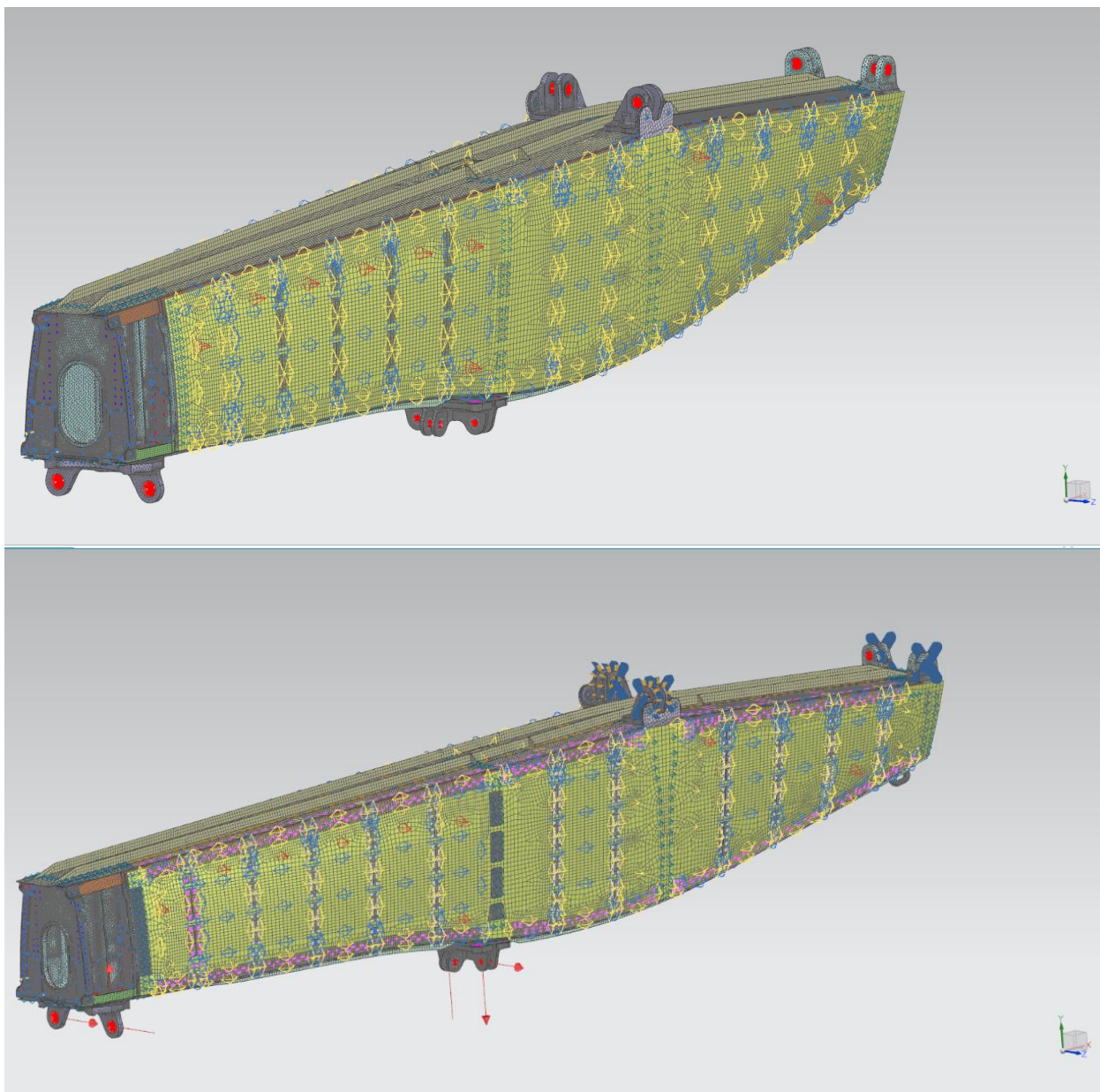


Рис. 5.8 СЕМ в програмному пакеті Siemens NX

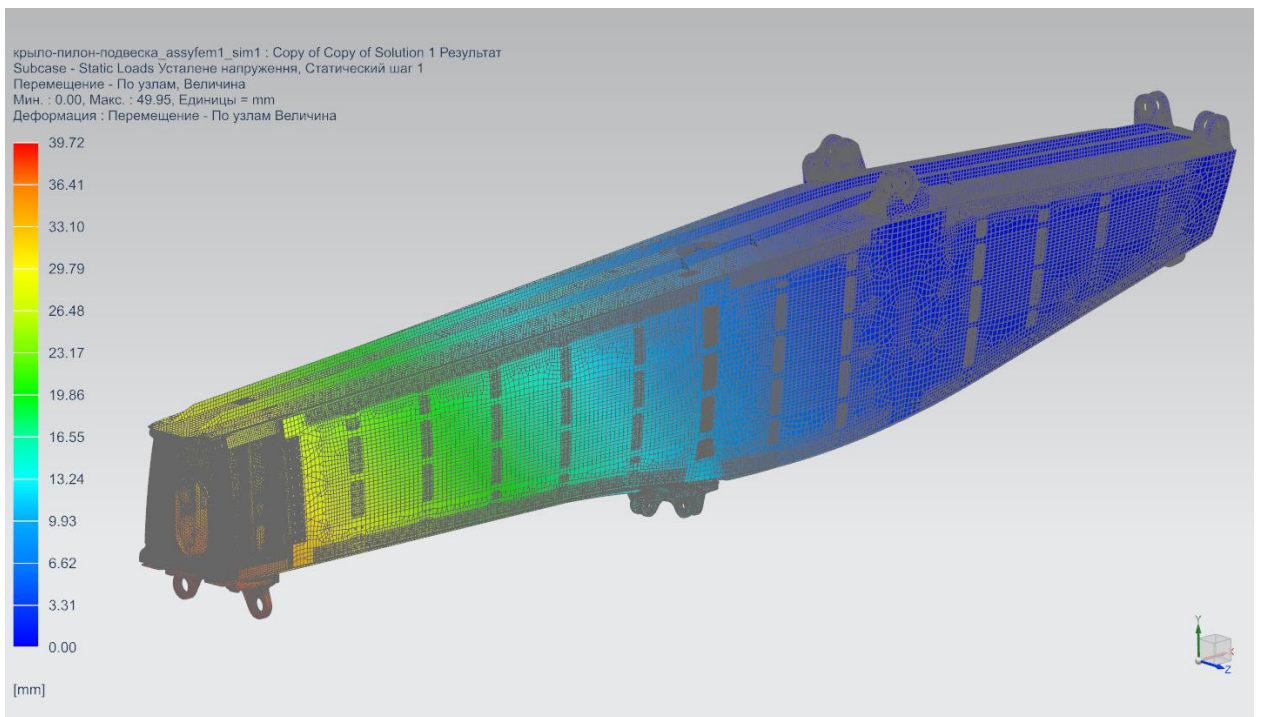


Рис. 5.9 Деформації конструкції в програмному пакеті Siemens NX

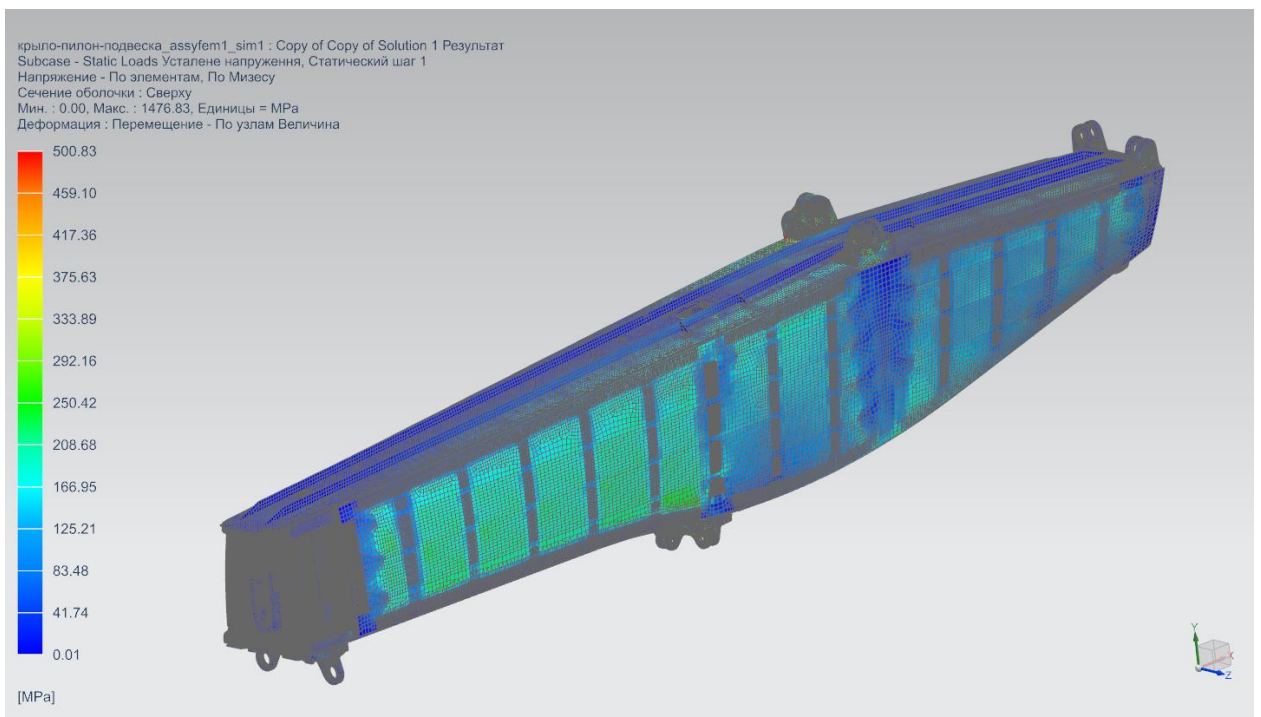


Рис. 5.10 Напруження в конструкції в програмному пакеті Siemens NX

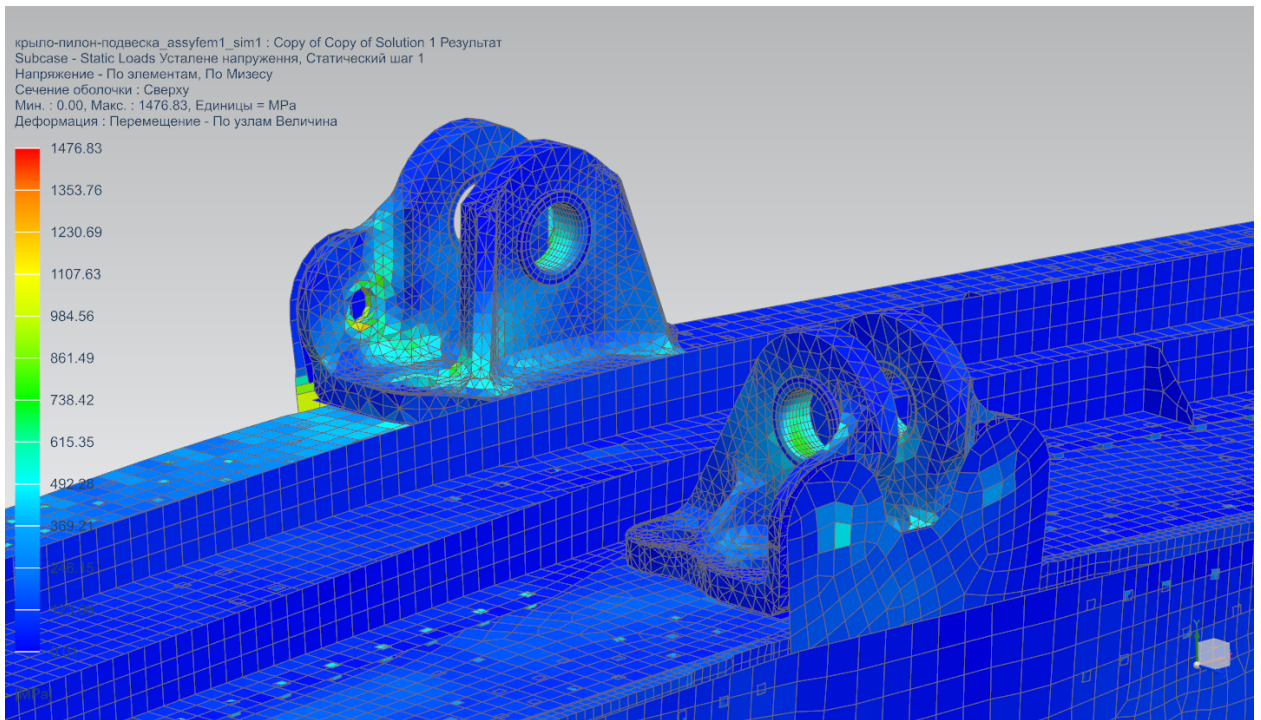


Рис. 5.11 Напряжения у вузлах кріплення пілону до крила (нервюра №9)

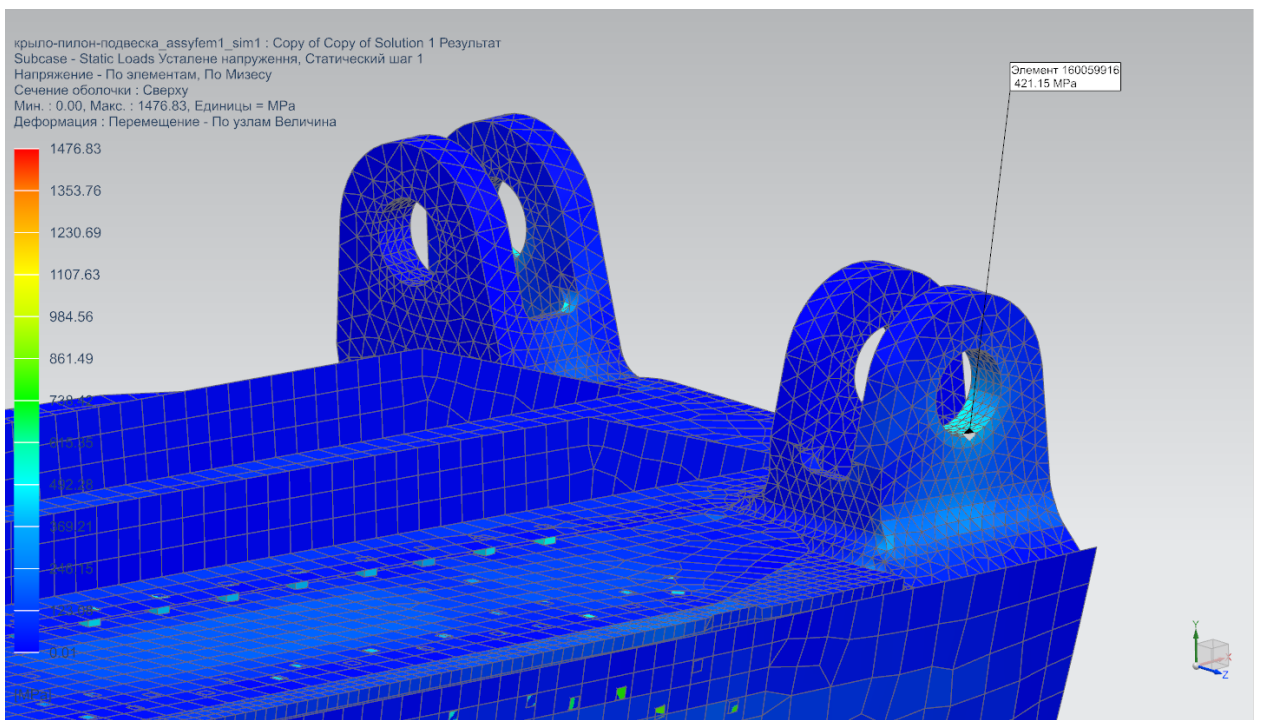


Рис. 5.12 Напряжения у вузлах кріплення пілону до крила (нервюра №15)

Висновки по розділу

На основі визначених розрахункових умов навантажень та за обраною методикою було створено розрахункову модель для розрахунку при усталеному перевантаженні. Обчислено навантаження та деформації конструкції за розрахунковими випадками.

6 Розрахунок навантажень на пілон та установку двигуна при польоті в неспокійному повітрі.

Для визначення навантажень при польоті в турбулентному повітрі на пілон та установку двигуна транспортного турбореактивного літака в програмному комплексі IMAD створено відповідну повну аеродинамічну та пружно-масову модель літака. Основні агрегати такі, як крило, фюзеляж, киль, стабілізатор, пілон та двигун змодельовані окремими підконструкціями [17]. Дані підконструкції представлені у вигляді пружних балок (ERB), допускають всі типи деформацій: розтяг, згин в двох площинах і кручення. Пружна балка використовується для моделювання фюзеляжу, крила, аеродинамічних органів, що відхиляються, двигунів, пілонів, горизонтального (ГО) та вертикального (ВО) оперення (рис.6.1). Кожна ERB характеризується розподілами жорсткості і мас. Також для балок допускається прикріплення зосереджених мас, які дозволяють моделювати негабаритні, але важкі агрегати, а також корисний вантаж.

Тони власних коливань конструкції визначаються на основі парціальних тонів підконструкцій за допомогою алгоритму модального синтезу, використовуюваного в IMAD [18,19]. Для забезпечення необхідної точності модального аналізу конструкції було розраховано по 40 перших тонів симетричних та антисиметричних коливань.

Особливістю підконструкцій також є те, що вони можуть використовуватися для аеродинамічного моделювання конструкції літака. Для опису фюзеляжу використовується тілесна аеродинамічна модель, крила та оперення – крилева, гондоли двигунів – площинна (рис. 6.2.).

Для визначення аеродинамічних сил, використовується метод дипольної решітки та постійних тисків (DLM/CPM) [12,20]. В цьому методі аеродинамічна поверхня літака моделюється панелями. При дозвукових режимах застосовується метод диполів (DLM),. В цьому випадку у нестационарному потоці використовуються коливні диполі для крилевих

аеродинамічних моделей і коливні точкові джерела для тілесних аеродинамічних моделей.

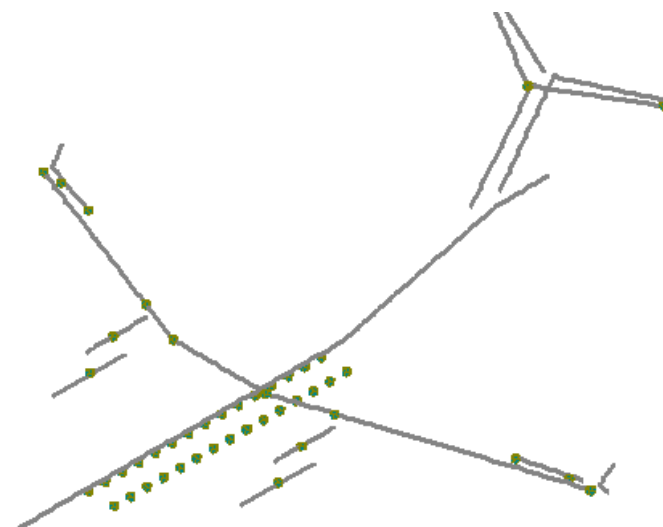


Рис. 6.1. Пружно-масова балкова модель літака задана у IMAD

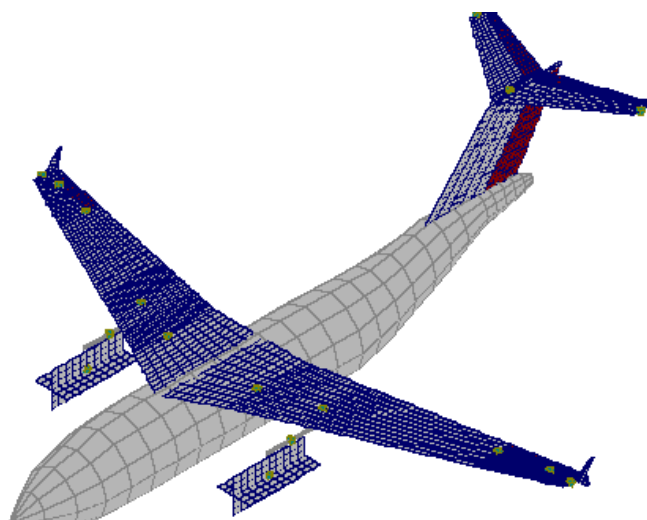


Рис. 6.2. Аеродинамічна модель літака задана у IMAD.

Розраховано навантаження від вертикальних поривів на пілон та установку двигуна за допомогою IMAD.

В таблиці 6.1. наведено розраховані максимальні перевантаження в центрі мас двигуна та пілону при польоті в неспокійному повітрі та їх кореляцію.

В таблиці 6.2. наведено розраховані навантаження, що діють в центрі мас двигуна та пілону при польоті в турбулентному повітрі з урахуванням коефіцієнту безпеки $f=1.5$ та їх кореляцію.

Таблиця 6.1.

Корельовані перевантаження в центрі мас двигуна та пілону

	Pilon			Engine		
Максимальні	n_x	n_y	n_z	n_x	n_y	n_z
ny_cg_max	-0.037	2.73	0.0616	-0.144	2.65	0.000606
nx_p_max	1.39	2.28	-0.557	-0.418	1.54	-0.0909
ny_p_max	0.629	3.82	-0.362	-0.619	3.67	-0.187
nz_p_max	-0.307	0.627	2.07	0.443	0.809	0.504
nx_e_max	-0.245	0.242	0.377	2.19	1.57	0.0693
ny_e_max	0.235	3.31	-0.194	0.368	4.27	-0.13
nz_e_max	-0.0165	0.798	0.673	0.162	0.864	1.57
Мінімальні						
ny_cg_min	0.136	-0.536	-0.0692	0.247	-0.446	-0.0259
nx_p_min	-1.29	-0.0823	0.549	0.522	0.66	0.0656
ny_p_min	-0.53	-1.63	0.355	0.723	-1.47	0.162
nz_p_min	0.406	1.57	-2.08	-0.34	1.39	-0.529
nx_e_min	0.344	1.95	-0.384	-2.08	0.631	-0.0946
ny_e_min	-0.136	-1.11	0.187	-0.264	-2.07	0.105
nz_e_min	0.116	1.4	-0.681	-0.059	1.34	-1.6

Таблиця 6.2.

Корельовані навантаження в центрі мас двигуна та пілону

	Pilon			Engine		
Максимальні	P_x, H	P_y, H	P_z, H	P_x, H	P_y, H	P_z, H
ny_cg_max	-187	-13774	311	-5346	-98389	22
nx_p_max	7013	-11504	-2810	-15519	-57177	-3375
ny_p_max	3174	-19274	-1826	-22982	-136260	-6943
nz_p_max	-1549	-3164	10444	16448	-30037	18713
nx_e_max	-1236	-1221	1902	81310	-58291	2573
ny_e_max	1186	-16701	-979	13663	-158536	-4827
nz_e_max	-83	-4026	3396	6015	-32079	58291
Мінімальні						
ny_cg_min	686	2704	-349	9171	16559	-962
nx_p_min	-6509	415	2770	19381	-24504	2436
ny_p_min	-2674	8224	1791	26844	54578	6015
nz_p_min	2048	-7921	-10495	-12624	-51608	-19641
nx_e_min	1736	-9839	-1937	-77226	-23428	-3512
ny_e_min	-686	5601	944	-9802	76855	3898
nz_e_min	585	-7064	-3436	-2191	-49751	-59405

У програмному пакеті ANSYS створюємо розрахунковий модуль «Static Structural» завантажуюємо СЕМ (рис. 5.2) та додаємо усі розрахункові умови (рис. 6.4).

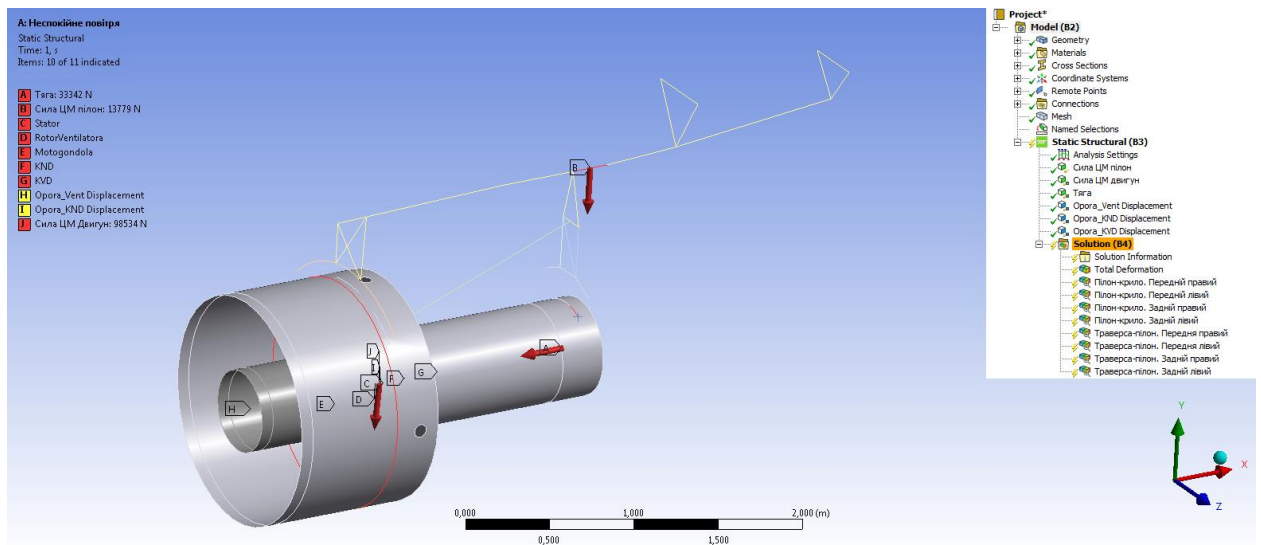


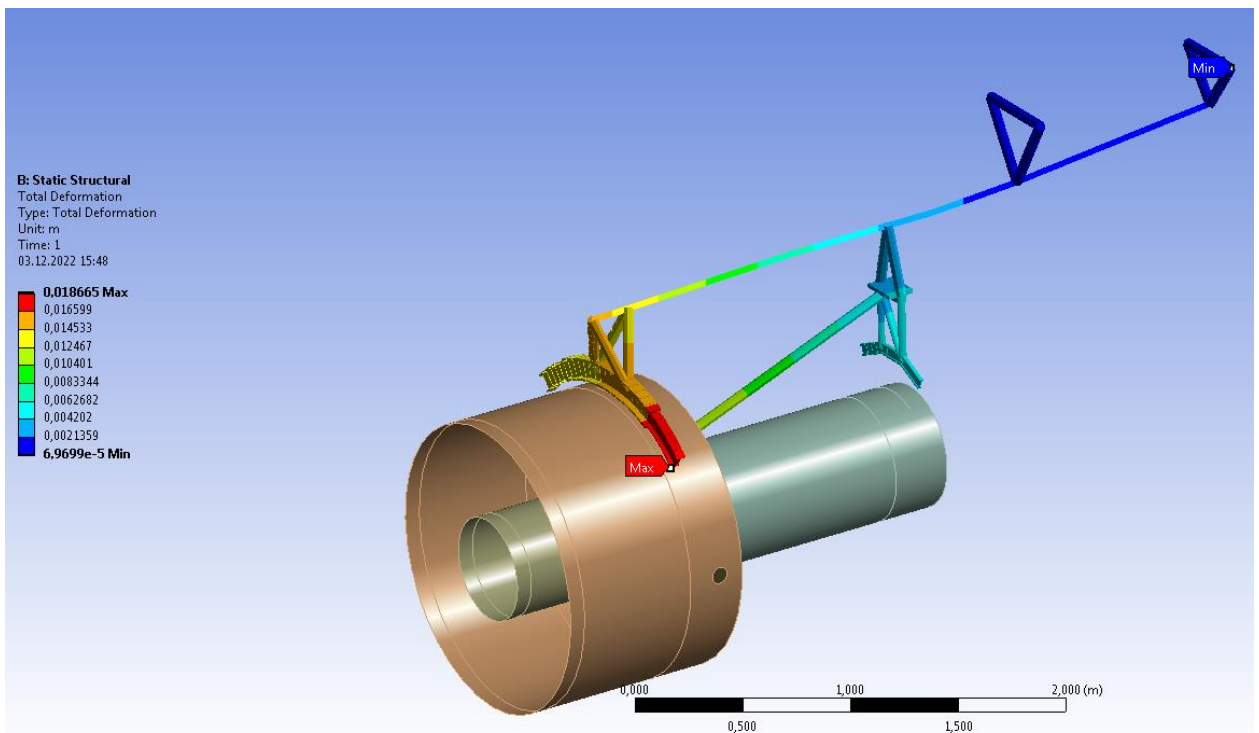
Рис. 6.4 Розрахункові умови моделювання ANSYS

Створивши розрахункові умови для усіх випадків (табл 6.2) проводимо розрахунок. Визначаємо деформації конструкції та навантаження у вузлах кріплення пілона до крила та траверси до пілона. Вузли зображено на рис. 5.3.

Результати розрахункових випадків з максимальним навантаженням у вузлах надано у таблицях 6.3-6.6 та відповідні деформації зображено на рисунках 6.6-6.9. Результати усіх розрахункових результатів наведено у додатку 1.

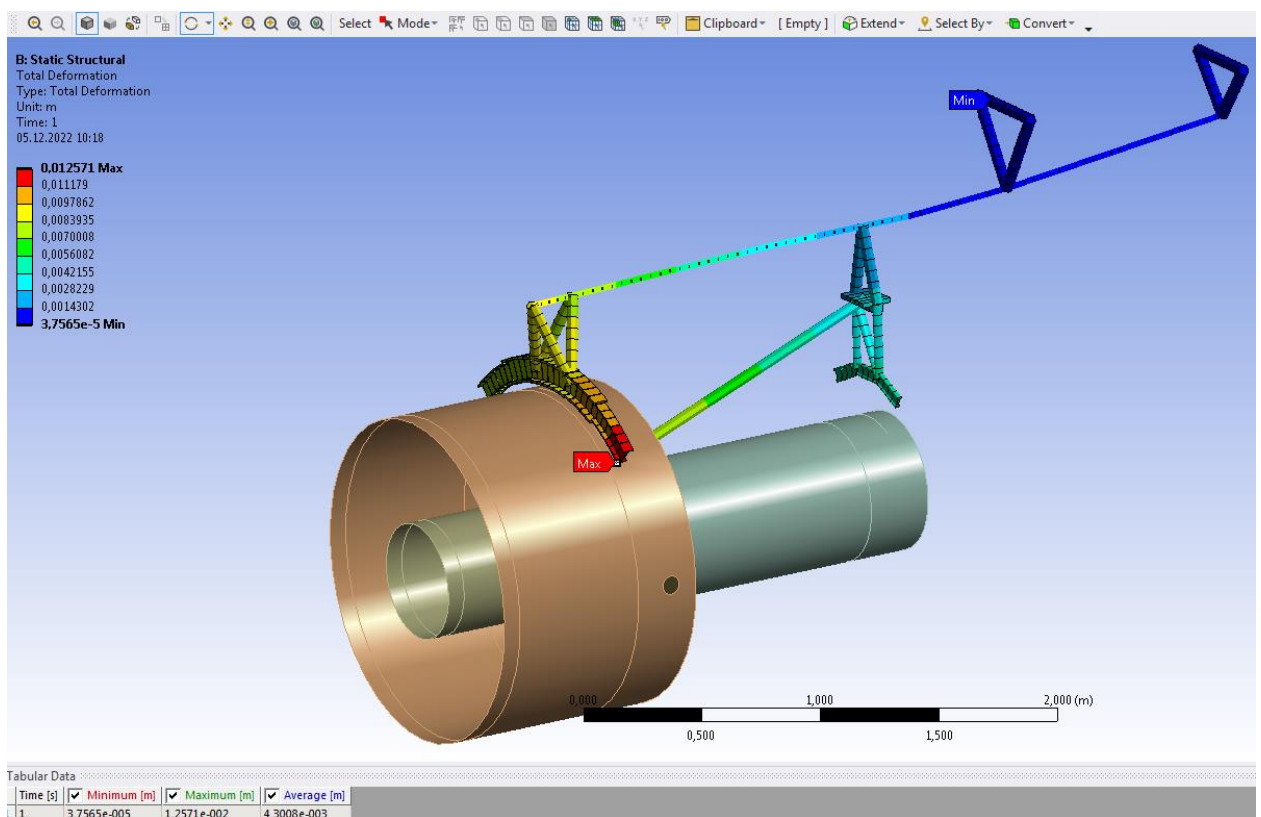
Навантаження у вузлах. $n_{y_p_max}$

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	21324	145320	0	146870
Пілон-крило. Передній лівий	0	199420	22548	200690
Пілон-крило. Задній правий	0	-95409	-13779	96399
Пілон-крило. Задній лівий	31827	-93796	0	99049
Траверса-пілон. Передній правий	0	34485	40514	53203
Траверса-пілон. Передній лівий	0	48349	-35088	59739
Траверса-пілон. Задній правий	0	-2015,7	1458	2487,7
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-33789	-0,49275	33789

Рис. 6.6 Деформації конструкції. $n_{y_p_max}$

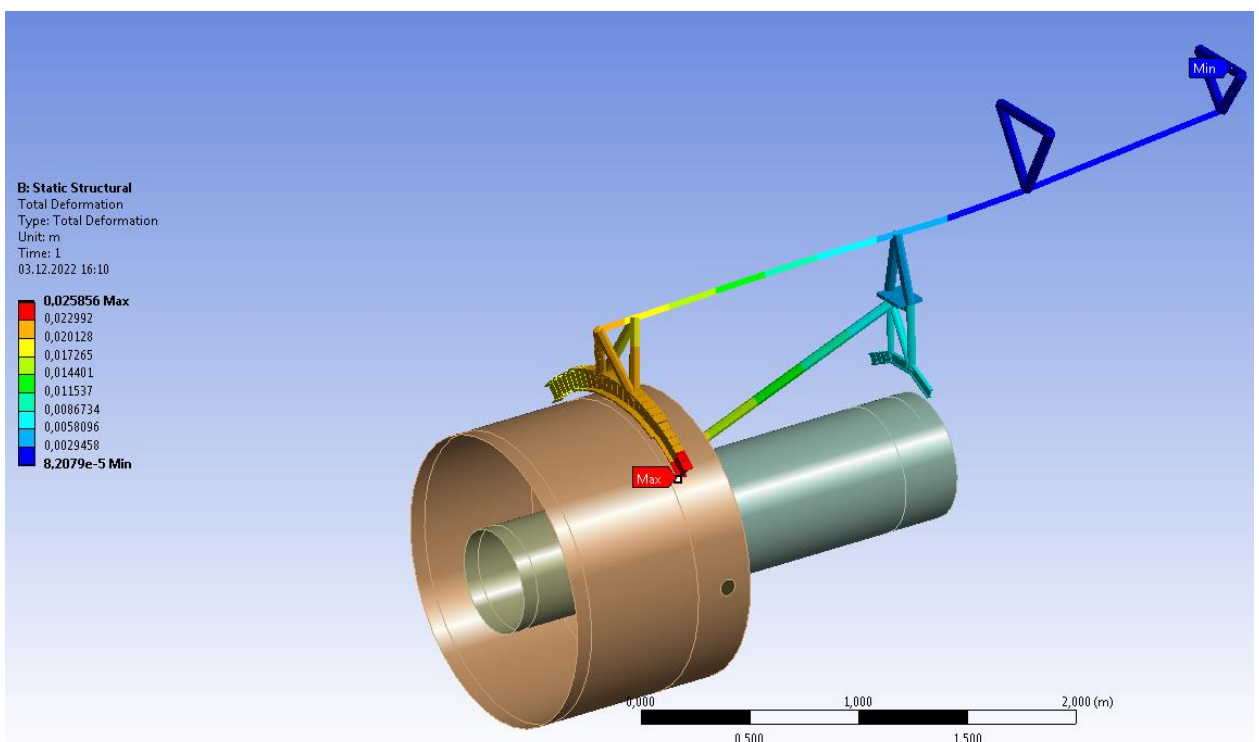
Навантаження у вузлах. $n_{y_p_min}$

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	297,67	-64559	0	64560
Пілон-крило. Передній лівий	0	-113340	-20277	115140
Пілон-крило. Задній правий	0	58106	12471	59430
Пілон-крило. Задній лівий	8878,5	56995	0	57682
Траверса-пілон. Передній правий	0	-18291	-24524	30594
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-30343	19865	36268
Траверса-пілон. Задній правий	0	12352	-1307,3	12421
Траверса-пілон. Задній лівий	0	20794	0,45	20794

Рис. 6.7 Деформації конструкції. $n_{y_p_min}$

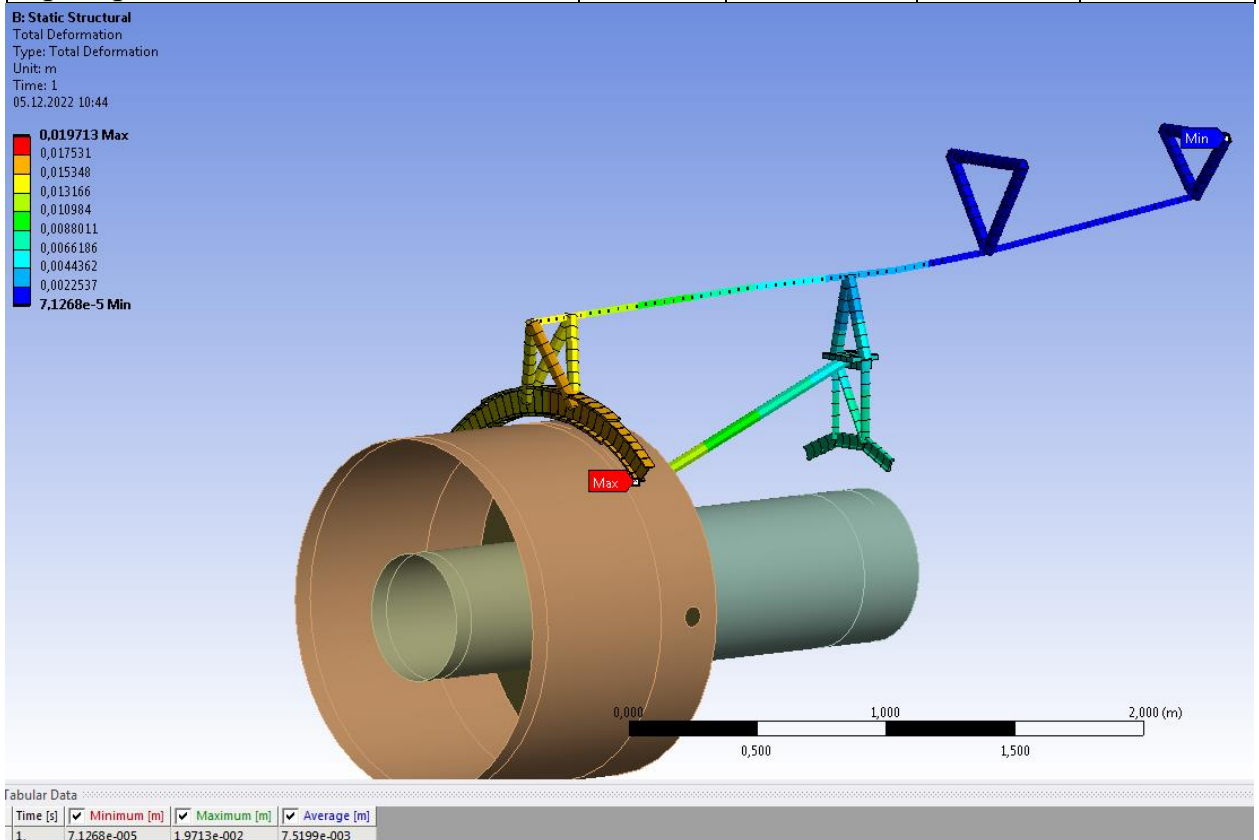
Навантаження у вузлах. $n_{y_e_max}$

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	12226	208250	0	208610
Пілон-крило. Передній лівий	0	244240	15544	244740
Пілон-крило. Задній правий	0	-138030	-9738,6	138370
Пілон-крило. Задній лівий	6267,9	-139230	0	139370
Траверса-пілон. Передній правий	0	5569	57007	79610
Траверса-пілон. Передній лівий	0	65187	-53207	84145
Траверса-пілон. Задній правий	0	3117,9	984,93	3269,8
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-27097	-0,32892	27097

Рис. 6.8 Деформації конструкції. $n_{y_e_max}$

Навантаження у вузлах. $n_{y_e_min}$

	x,Н	y,Н	z,Н	t,Н
Пілон-крило. Передній правий	9396	-127460	0	127800
Пілон-крило. Передній лівий	0	-158130	-13272	158680
Пілон-крило. Задній правий	0	100710	8430	101060
Пілон-крило. Задній лівий	34434	102420	0	108050
Траверса-пілон. Передній правий	0	-39376	-41017	56858
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-47182	37986	60572
Траверса-пілон. Задній правий	0	7216	-834	7264
Траверса-пілон. Задній лівий	0	14101	0,3	14101

Рис. 6.9 Деформації конструкції. $n_{y_e_min}$

Висновки по розділу

На основі визначених розрахункових умов навантажень та за обраною методикою було створено розрахункову модель для розрахнку при польоті в неспокійному повітрі. Обчислено навантаження та деформації конструкції за розрахунковими випадками.

7 Розробка стартап-проекту.

7.1 Описання ідеї проекту

Для створення стартап-проекту потрібно передусім визначитися з напрямком діяльності, переліком товарів чи послуг, які майбутня компанія буде надавати. Орієнтуючись на тему магістерської дисертації за основу для проекту було взято надання консультаційних та інжинірингових послуг в галузі міцнісних розрахунків конструкції літальних апаратів.

Детальний опис запропонованої ідеї представлено в таблиці 7.1.

Табл. 7.1.

Зміст ідеї	Напрями застосування	Вигода для користувача
Консультаційні та інжинірингові послуги в галузі Проведення міцнісних розрахунків конструкції літальних апаратів за допомогою програмних засобів.	1. Конструкторська робота в авіабудуванні	1. Скорочення ресурсних затрат на перевірку впливу конструкторських рішень
	2. Міцнісні розрахунки	2. Комплексний аналіз аеродинамічних характеристик літального апарату

Через специфіку досліджень, виконаних в цій роботі, ідея створення компанії є досить спеціалізованою. Це може бути суттєвим недоліком у розширенні потенційних користувачів послуг компанії, але суттєвою перевагою в цьому випадку є невеликий перелік конкурентів на ринку цих послуг.

7.2 Визначення сильних та слабких сторін проекту

На даний момент майже не існує компаній, що б здійснювали надання консультаційних та інжинірингових послуг в галузі міцнісних розрахунків конструкції літальних апаратів.

Потенційно ці послуги можуть надавати великі конструкторські бюро, такі як Прогрестех, або великі науково-дослідні інститути, такі як ХАІ. Тому цих трьох конкурентів було включено для подальшого аналізу, який

представлений у таблиці 7.2. Символи в таблиці відповідають таким значенням: N - нейтральне значення, W - слабка сторона, S - сильна сторона.

Табл 7.2.

№ п/п	Техніко економічні характеристики ідеї	Мій проєкт	Прогрестех	ХАІ	Приватна особа
1	Ціна послуг	N	W	W	S
2	Довіра до наданих результатів	N	S	S	W
3	Комплексний аналіз питання	S	S	S	N
4	Матеріально-технічна база для проведення альтернативних методів розрахунку	W	S	S	W
5	Підтримка взаємозв'язку із замовником	S	N	N	N
6	Час на проведення робіт/ рівень завантаженості іншими завданнями	S	W	W	S

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту

7.3 Технологічний аудит ідеї проєкту

Для визначення основних потреб перед початком реалізації ідеї, технологічний аудит є необхідним. Він включає аналіз стану доступності технологій, що використовуватимуться у процесі надання послуг, та рівня їх доступності для компанії на даному етапі. Результати цього аналізу представлені в таблиці 7.3.

Табл 7.3.

№ п/п	Ідея проєкту	Технологія реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Розрахунок навантажень на силову установку та міцності відповідної конструкції ЛА	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Необхідна покупка ліцензійного ПЗ
2	Створення технологічної документації	Спеціальне програмне забезпечення	Створено	Доступні програми для безкоштовного використання
3	Перевірка результатів на випробувальних стендах	Випробувальний стенд. Виготовлення моделей. Спеціальне програмне забезпечення.	Створено Створено Створено	Допускається проведення випробувань на матеріально технічній базі замовника. Також можна виступати посередником між замовником та тими у кого є потрібна матеріально технічна база.

У процесі аналізу ми дійшли висновку, що буде досить складно розпочати проєкт самостійно без значного фінансового впливання зацікавлених сторін. Перший спосіб вирішення цієї проблеми - укладання договорів із зацікавленими сторонами, щоб вони дозволили нам використовувати свої засоби та програмне забезпечення для надання послуг.

7.4 Аналіз ринкових можливостей по запуску проєкту

Цей етап аналізу ідеї важливий, так як він всебічно аналізує можливість виходу на ринок нашої компанії з можливістю вкорінитися на ньому. У таблиці 7.4 наведено результати аналізу потенційного ринку. Оскільки авіаційний ринок є дуже перспективним і постійно розширюється, його вибір є доцільним.

Табл. 7.4.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, ум.од	Залежить від проекту
3	Динаміка ринку	Постійно зростає
4	Наявність обмежень для входу	Дороге прикладне програмне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	20

Щоб визначити своє місце на ринку, проведемо аналіз груп потенційних клієнтів, що користуватимуться нашими послугами. Цей етап дослідження важливий, оскільки визначення цільової аудиторії сприяє більш точному формуванню клієнтської бази та визначенню основних маркетингових стратегій та реалізації компанії. Таблиця 7.5 визначає потенційні групи споживачів та формує орієнтовний перелік вимог до продукції для кожної групи.

Табл. 7.5.

Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги споживачів до послуги
Проведення міцнісних розрахунків пілонів та установок двигунів літальних апаратів	ДП «Антонов»	Розрахунок навантажень на конструкцію та оцінка міцності конструкції літака. Рекомендації щодо перепроєктування конструкції літака. Забезпечення інженерної консультації за тематикою підприємства на всьому циклі проєктування літака.

З метою визначення загроз та можливостей проекту на ринку проводиться додатковий аналіз із передбаченням цих подій та можливими реакціями компанії на них. Результати цього аналізу показано у таблицях 7.6 та 7.7. Основними загрозами були визначені відсутність клієнтської бази,

потенційних споживачів, а також складність встановлення оптимальних робочих процесів на ранніх етапах реалізації проєкту.

Табл. 7.6.

Фактори загрози

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку	Підняття медійності компанії. Надання більш вигідних умов для створення бази замовників.
2	Великі затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої.	Робота з готовими СЕМ замовника.

Табл.7.7.

Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід на міжнародний ринок	Розширення бази клієнтів великою кількістю авіаційних підприємств закордоном.	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи.

Наступним важливим кроком є проведення аналізу конкуренції у вибраній проектній галузі. Хід аналізу конкуренції в галузі за М. Портером представлено в таблиці 7.8

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти	Потенційні конкуренти	Поставники	Клієнти
	Великі конструкторські бюро та інститути	Профільні інститути та нові компанії	Компанія ANSYS, SIEMENS, як компанії по наданню ПЗ.	Малі авіабудівні компанії
Висновки:	Велика конкурентна боротьба	Відсутність потенційних конкурентів на даний момент	Формують ціни на ПЗ та їх функціонал	Формують час на виконання роботи.

Передостаннім етапом аналізу ринкових можливостей стартап-проекту є аналіз прямих конкурентів. Цей аналіз також представлений у вигляді таблиці, яка відображає порівняння факторів конкурентоспроможності. У таблиці 7.9 представлений аналіз сильних та слабких сторін стартапу у порівнянні з ХАІ.

Табл. 7.9.

Порівняльний аналіз сторін проекту відносно ХАІ

№	Фактори конкурентоспроможності	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з ХАІ						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Ціна						+	
2	Довіра до наданих результатів		+					
3	Комплексний аналіз питання		+					
4	Матеріально-технічна база для проведення альтернативних методів розрахунку	+						
5	Підтримка взаємозв'язку							+
6	Час на проведення робіт							+

Завершальним етапом проведення аналізу ринку стартап-проекту є складання SWOT-аналізу. Цей аналіз являє собою матрицю, що вказує на сильні та слабкі сторони проекту, перелічує основні можливості і загрози для проекту. SWOT-аналіз представлений в таблиці 7.10.

Табл. 7.10.

SWOT аналіз проекту

Сильні сторони: Ціна виконання; Підтримка взаємозв'язку із замовником; Час на проведення робіт/рівень завантаженості іншими завданнями.	Слабкі сторони: Матеріально-технічна база для проведення альтернативних методів розрахунку і комплексний аналіз питання
Можливості: Вихід на міжнародний ринок; Співпраця із великими компаніями.	Загрози: Відсутність замовлень; Великі затрати.

7.5 Розроблення ринкової стратегії проєкту

Для визначення ринкової стратегії необхідно чітко описати цільові групи потенційних споживачів. У таблиці 7.11 представлений аналіз цих груп потенційних споживачів.

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Авіабудівні компанії малої та середньої авіації	Висока	Високий	Низька	Низька
2	Інші компанії, що потребують проведення розрахунків навантажень на конструкцію	Низька	Низька	Висока	Висока

Оскільки спектр послуг, які буде надавати компанія, досить вузький і спеціалізується на певній діяльності, найкращою стратегією розвитку буде стратегія спеціалізації, мета якої полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлений в таблиці 7.12.

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ з/п	Чи є проєкт першопрохідцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні	Пошук нових споживачів	Частково	Стратегія заняття конкурентної ніші

Вузька спеціалізація та високий поріг для виходу потенційних конкурентів на ринок змушують притримуватися стратегії зайняття конкурентної ніші серед усіх інших стратегій конкурентної поведінки. У такому разі завданням нашої компанії є постійне піклування про підтримку та розвиток своїх конкурентних переваг, завойовувати прихильність споживачів, підтримувати вхідні бар'єри.

7.6 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Щоб визначити маркетингову програму стартап-проекту, наведемо нижче основні переваги, які отримає клієнт, якщо обере послуги нашої компанії. (табл. 7.13).

Наступним кроком є визначення тривірневої моделі збуту товару. Проводиться додаткове уточнення ідеї послуг та особливостей їх надання замовнику. Цей аналіз представлений у таблиці 7.14.

Вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Проведення розрахунків навантажень на конструкцію та міцності конструкції	Швидке, та недороге проведення комплексного аналізу та розрахунку навантажень на установку двигуна	Час реалізації, технічна підтримка
2	Консультаційна підтримка підприємств	Аналіз відповідності отриманих результатів до норм міжнародної сертифікації літаків.	Попередня оцінка сертифікаційної документації. Рекомендації щодо змін в конструкції

Опис трьох рівнів моделі товару

Різні товари	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Проведення попередніх розрахунків, для скорочення часу на проектування літака.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Ор
	1. Якість проведення всіх розрахунків	М	В/Тх/Тл/О
	2. Консультаційна робота із	М	В/Тх/Тл

	відповідності до стандартів сертифікації літака		
III. Товар з підкріпленням	Особиста увага до покупця, технічне обслуговування		
За рахунок чого товар буде захищено від копіювання: унікальність отриманих результатів для кожного замовника.			

Висновки по розділу

Під час роботи над стартап проектом проведено аналіз концепції створення компанії для надання інженерних послуг, пов'язаних з розрахунком навантажень та міцнісних характеристик літаків.

Охарактеризована ідея проєкту, визначено її сильні та слабкі сторони. Щоб мати змогу в подальшому реалізувати ідею, було проведено аналіз технічного аудиту проєкту. Аналіз показав, що проєкт буде складно втілити у життя без стороннього фінансування.

Провели аналіз потенційних ринкових можливостей для запуску проєкту. Визначено слабкі та сильні сторони проєкту у порівнянні з потенційними конкурентами у цій ніші.

Проведений аналіз ринку проєкту, який зможе надати максимальну перспективу для розвитку. Провели маркетинговий аналіз проєкту. Для потенційного запуску проєкту було обрано стратегію зайняття вузької ніші у спеціалізації проєкту та розширенні бази клієнтів шляхом задоволення потреб замовників.

Висновки

Дана магістерська робота присвячена визначенню навантажень на пілон та установку двигуна. В ній описані сучасні методики визначення і врахування навантажень елементів систем кріплення двигуна літального апарату в розрахункових умовах експлуатації. Розглянуто можливості моделювання напруженого і деформованого стану елементів систем кріплення двигуна методом скінченних елементів і сучасних програмних комплексів. Зокрема отримано наступні наукові результати:

1. Проведено аналіз сучасних методів визначення навантажень на пілон та установку двигуна літального апарату з урахуванням різних варіантів розміщення силової установки.

2. Обрано та обґрунтовано методику визначення навантажень, визначено розрахункові умови для моделювання навантаження установки двигуна: при польоті з усталеним перевантаженням; при польоті в неспокійному повітрі.

3. З використанням програмного комплексу ANSYS розроблено скінченно-елементну модель пілону та установки двигуна регіонального турбореактивного транспортного літака.

4. У програмному комплексі IMAD створено аеродинамічну та пружно-масову балкову модель літака для розрахунку навантажень, що виникають при польоті в турбулентному повітрі та використання в моделі елементів силової установки.

5. Проведено перевірочний розрахунок з використанням скінченно-елементної моделі більш високого порядку, отримано високу збіжність результатів: 1%÷5% для реакцій опор та 5%-10% для переміщень.

6. Запропоновано методику визначення навантажень та визначено навантаження, що діють на пілон та установку двигуна транспортного літака при польоті з усталеним перевантаженням та при польоті в безперервній

турбулентності. Показано можливість застосування спрощених скінченно-елементних моделей складних агрегатів літака.

7. Застосовані в даній роботі теоретичні відомості використані для методології створення стартап-проєкту, де прописані всі можливі ризики, а також основні переваги продукту.

Результати дисертаційних досліджень отримані та використані в процесі розробки сучасної авіаційної техніки державного підприємства “АНТОНОВ” (Акт впровадження додається).

Список використаних джерел

1. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов / Г.И. И. Житомирский. – Москва, 1991. – 500 с.
2. Шульженко М. Н. Курс конструкции самолетом / М. Н. Шульженко, А. С. Мостовой. – Москва: Машиностроение, 1965. – 562 с.
3. Aeroengine Safety Institute of Thermal Turbomachinery and Machine Dynamics Graz University of Technology Engine Mounts [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <https://aeroenginesafety.tugraz.at/doku.php?id=10:10#prettyPhoto>.
4. Проектирование систем силовых установок самолётов / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко. – Харьков: Харьковский авиационный институт, 2011. – 512 с.
5. EASA CS-25 Certification Specification for Large Aeroplanes.
6. Ivanov I. 6. Study of dynamic loads dependence on aircraft engine mount variant after fan blade-out event / I. Ivanov, V. Myasnikov, B. Blinnik. // : 46th International JVE Conference. – 2019.
7. CFR Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes
8. Авиационные правила часть 25 (АПУ-25). Нормы летной годности самолетов транспортной категории;
9. Гевко Б.А. Алгоритм визначення навантажень при польоті в неспокійному повітрі / Б.А. Гевко, Ю.І. Бондар // Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку: наук.-практ. конф., 9-10 груд. 2019р.:тези допов. – Київ, 2019. – С.7;
10. Authorities. Certification specifications and acceptable means of compliance for large Aeroplanes CS-25, Amendment 24, 2020;
11. Hoblit, F. M. (1988). Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications. AIAA education series, doi:10.2514/4.861888

12. Гевко Б.А. Методи визначення аеродинамічних навантажень під час польоту у безперервній турбулентності / Б.А. Гевко, Ю.І. Бондар // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – №38.– С. 60–69.
13. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КРЫЛО САМОЛЕТА ПРИ ОТРЫВЕ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА / С. В.ФИЛИПКОВСКИЙ, В. С. ЧИГРИН, А. А. СОБОЛЕВ, Л. А. ФИЛИПКОВСКАЯ. // АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА І ТЕХНОЛОГІЯ. – 2021.
14. Наседкин. А. В. КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ОСНОВЕ ANSYS / А. В. Наседкин.. – Ростов-на-Дону: Ростовский государственный университет, 2011. – 332 с.
15. ANSYS Mechanical APDL Structural Analysis Guide, 2013.
16. Данилов Ю. Практическое использование NX / Ю. Данилов, И. Артамонов., 2011. – 332 с.
17. Ивантеев В. И. Интерактивное многодисциплинное проектирование летательных аппаратов / В. И. Ивантеев, Т. В. Снисаренко, В. Д. Чубань., 2004.
18. Ивантеев В. И. Методы расчета собственных форм и частот колебаний самолета на основе интегральных уравнений движения / В. И. Ивантеев, М. А. Стеба., 1988.
19. Евсеев Д. Д. Алгоритм расчета матриц податливости конструкций летательных аппаратов методом подконструкций применительно к задачам аэроупругости / Д. Д. Евсеев, А. А. Рыбаков., 1981. – 139 с.
20. Albano E., Rodden W.P. A doublet-lattice method for calculating lift distribution on oscillating surfaces in subsonic flow. - AIAA Journal, Vol.7, N2, February 1969.
21. Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей Київ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» 2016.
22. Повітряний кодекс України.

23. Лось А.В. Создание среднего военно-транспортного самолета АН 178 на базе пассажирского варианта АН-148 путем реализации глубоких модификационных изменений. – Кр.: Вісник КрНУ імені Михайла Остроградського. Вип. 6/2019(119). – С.140-145.

Додатки

Додаток А

Навантаження у вузлах при максимальних перевантаженнях

ny_cg_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	15577	126740	0	127690
Пілон-крило. Передній лівий	0	123920	-726,3	123920
Пілон-крило. Задній правий	0	-68593	393	68594
Пілон-крило. Задній лівий	23299	0	-69896	73677
Траверса-пілон. Передній правий	0	30478	27793	41248
Траверса-пілон. Передній лівий	0	30382	-27754	41151
Траверса-пілон. Задній правий	0	12656	-63,67	12656
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-9999	0,0037	9999
nx_p_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	14519	43384	0	45749
Пілон-крило. Передній лівий	0	74567	13755	75825
Пілон-крило. Задній правий	0	-24698	7570,1	25832
Пілон-крило. Задній лівий	27330	-24572	0	36752
Траверса-пілон. Передній правий	0	7303,5	11059	13253
Траверса-пілон. Передній лівий	0	14040	-8421	16372
Траверса-пілон. Задній правий	0	-89,484	708,85	714,48
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-17139	-0,23751	17139
ny_p_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	21324	145320	0	146870
Пілон-крило. Передній лівий	0	199420	22548	200690
Пілон-крило. Задній правий	0	-95409	-13779	96399
Пілон-крило. Задній лівий	31827	-93796	0	99049
Траверса-пілон. Передній правий	0	34485	40514	53203
Траверса-пілон. Передній лівий	0	48349	-35088	59739
Траверса-пілон. Задній правий	0	-2015,7	1458	2487,7
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-33789	-0,49275	33789
nz_p_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	6596,9	117460	0	117640
Пілон-крило. Передній лівий	0	-49793	-70111	85993
Пілон-крило. Задній правий	0	-14371	40954	43402
Пілон-крило. Задній лівий	11847	-20092	0	23325
Траверса-пілон. Передній правий	0	26718	39,807	26718
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-10857	-14436	18063
Траверса-пілон. Задній правий	0	57300	-4169,2	57451
Траверса-пілон. Задній лівий	0	49619	1,4741	49619

Продовження додаток А

nx_e_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	-11056	128190	0	128660
Пілон-крило. Передній лівий	0	103490	-9754,6	103950
Пілон-крило. Задній правий	0	-84184	5279,5	84349
Пілон-крило. Задній лівий	-35676	-87979	0	94937
Траверса-пілон. Передній правий	0	39463	32676	51235
Траверса-пілон. Передній лівий	0	34289	-34639	48740
Траверса-пілон. Задній правий	0	8951,7	-590,47	8971,2
Траверса-пілон. Задній лівий	0	5972,1	0,20714	5972,1
ny_e_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	12226	208250	0	208610
Пілон-крило. Передній лівий	0	244240	15544	244740
Пілон-крило. Задній правий	0	-138030	-9738,6	138370
Пілон-крило. Задній лівий	6267,9	-139230	0	139370
Траверса-пілон. Передній правий	0	5569	57007	79610
Траверса-пілон. Передній лівий	0	65187	-53207	84145
Траверса-пілон. Задній правий	0	3117,9	984,93	3269,8
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-27097	-0,32892	27097
nz_e_max	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	9080,4	25850	0	254010
Пілон-крило. Передній лівий	0	-192620	-173090	258970
Пілон-крило. Задній правий	0	7932	111400	111680
Пілон-крило. Задній лівий	18331	-33047	0	37790
Траверса-пілон. Передній правий	0	64494	-16978	66691
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-52524	-27903	59476
Траверса-пілон. Задній правий	0	170530	-12950	171020
Траверса-пілон. Задній лівий	0	160930	4,5694	160930
ny_cg_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	6062,6	-45819	0	46219
Пілон-крило. Передній лівий	0	-37593	3033,5	37716
Пілон-крило. Задній правий	0	31171	-1722,7	31219
Пілон-крило. Задній лівий	17423	32978	0	37298
Траверса-пілон. Передній правий	0	-14244	-11752	18466
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-12315	12489	17539
Траверса-пілон. Задній правий	0	-2333,8	216,68	2343,9
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-3040,9	-0,074	3040,9

Продовження додаток А

nx_p_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	7102,4	37355	0	38024
Пілон-крило. Передній лівий	0	11589	-11444	16287
Пілон-крило. Задній правий	0	-12617	6238,7	14075
Пілон-крило. Задній лівий	13369	-12237	0	18124
Траверса-пілон. Передній правий	0	8878,6	4935,6	10158
Траверса-пілон. Передній лівий	0	3976,2	-6796,9	7874,5
Траверса-пілон. Задній правий	0	10394	-555,71	10409
Траверса-пілон. Задній лівий	0	4111,9	0,2	4111,9
ny_p_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	297,67	-64559	0	64560
Пілон-крило. Передній лівий	0	-113340	-20277	115140
Пілон-крило. Задній правий	0	58106	12471	59430
Пілон-крило. Задній лівий	8878,5	56995	0	57682
Траверса-пілон. Передній правий	0	-18291	-24524	30594
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-30343	19865	36268
Траверса-пілон. Задній правий	0	12352	-1307,3	12421
Траверса-пілон. Задній лівий	0	20794	0,45	20794
nz_p_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	15035	-36771	0	39726
Пілон-крило. Передній лівий	0	135840	72406	153930
Пілон-крило. Задній правий	0	-22877	-42270	48064
Пілон-крило. Задній лівий	28883	-16664	0	33346
Траверса-пілон. Передній правий	0	-10550	15927	19105
Траверса-пілон. Передній лівий	0	28838	-763	28848
Траверса-пілон. Задній правий	0	-46965	4319,9	47164
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-62615	-1,5	62615
nx_e_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	32615	-47261	0	57422
Пілон-крило. Передній лівий	0	-17160	12059	20973
Пілон-крило. Задній правий	0	46696	-6609,5	47161
Пілон-крило. Задній лівий	76218	50992	0	91702
Траверса-пілон. Передній правий	0	-23205	-16613	28538
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-16198	19352	25237
Траверса-пілон. Задній правий	0	1338,8	743,57	1531
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-18986	-0,2	18986

Продовження додаток А

ny_e_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	9396	-127460	0	127800
Пілон-крило. Передній лівий	0	-158130	-13272	158680
Пілон-крило. Задній правий	0	100710	8430	101060
Пілон-крило. Задній лівий	34434	102420	0	108050
Траверса-пілон. Передній правий	0	-39376	-41017	56858
Траверса-пілон. Передній лівий	0	-47182	37986	60572
Траверса-пілон. Задній правий	0	7216	-834	7264
Траверса-пілон. Задній лівий	0	14101	0,3	14101
nz_e_min	x	y	z	t
Пілон-крило. Передній правий	12559	-173570	0	174030
Пілон-крило. Передній лівий	0	279620	175900	330350
Пілон-крило. Задній правий	0	-45425	-113060	121840
Пілон-крило. Задній лівий	22389	-3811	0	22711
Траверса-пілон. Передній правий	0	-48435	33087	58658
Траверса-пілон. Передній лівий	0	70767	12705	71899
Траверса-пілон. Задній правий	0	-160710	13142	161240
Траверса-пілон. Задній лівий	0	-174460	-4,6	174460