

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.7.01

До захисту допущено:
Завідувач кафедри
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
«__» _____ 2025 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Розроблення зенітної ракети класу земля-повітря»

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-41мп
Дроботун Юрій Юрійович _____

Керівник:

Доцент кафедри, к.т.н.,
Бондаренко Олександр Миколайович _____

Рецензент:

проф. каф. СКЛА, д.ф.-м.н., проф.
Чепілко Микола Михайлович _____

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

Студент _____

Київ – 2025 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «**Літаки і вертольоти**»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
«__» _____ 2025 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Дроботуна Юрія Юрійовича

1. Тема дисертації «Розроблення зенітної ракети класу земля-повітря», науковий керівник дисертації Бондаренко Олександр Миколайович, к.т.н, доцент, затверджені наказом по університету від «31»10.2025 р. № 4717-с

2. Термін подання студентом дисертації 15 грудня 2025 р.

3. Об'єкт дослідження: Зенітна керована ракета (ЗКР) середнього радіуса дії.

4. Вихідні дані

4.1. Маса корисного навантаження, не менше 70 кг.

4.2. Загальна вага не більше 1000 кг.

4.3. Швидкість польоту, не менше 1700 м/с.

4.4. Дальність польоту, не менше 160 км.

4.5. Система наведення: командно-інерціальна та автоматична радіолокаційна головка самонаведення.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Огляд аналогів.

5.2. Вибір аеродинамічної схеми та компоновки ЗРК

5.3. Розрахунок динаміки польоту та аеродинамічних навантажень ЗРК

5.4. Розробка конструкції ЗРК.

5.5. Розрахунок міцності елементів ЗРК.

5.6. Технологія виготовлення ЗРК.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Вибір аналогів ЗРК.

6.2. Результати розрахунку динаміки та підбір складових ЗРК.

6.3. Конструкція ЗРК.

6.4. Результати розрахунку міцності елементів ЗРК.

6.5. Технологія виготовлення ЗРК.

7. Орієнтовний перелік публікацій

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

8. Дата видачі завдання 06.11. 2024 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд аналогів.	до 16.12.2024 р.	
2.	Вибір аеродинамічної схеми ЗРК.	до 15.03.2025 р.	
3.	Визначення основних геометричних характеристик та компоновки ЗРК.	до 10.04.2025 р.	
4.	Розрахунок динаміки польоту ЗРК.	до 24.05.2025 р.	
5.	Розрахунок аеродинамічних навантажень ЗРК.	до 24.06.2025 р.	
6.	Розробка конструкції ЗРК.	до 25.10.2025 р.	
7.	Розрахунок міцності елементів БПС.	до 25.11.2025 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2025 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 15.12.2025 р.	

Студент

Юрій ДРОБОТУН

Науковий керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

Реферат

Магістерська дисертація: «Розроблення зенітної ракети класу земля-повітря», 86 сторінок, 106 рисунків, 2 таблиці, 17 посилань.

Актуальність: Проектування сучасних зенітних ракетних систем, здатних досягати швидкостей порядку $M \approx 5$, вимагає фундаментального переосмислення підходів до оцінки аеродинамічного опору. Точне прогнозування сили опору є критичним для визначення дальності польоту та енергетичних вимог, оскільки класичні дозвукові моделі в умовах високих швидкостей та значних ефектів стисливості стають непридатними. **Мета роботи:** Розрахунок та аналіз аеродинамічних характеристик зенітної ракети класу «земля-повітря» в умовах надзвукового польоту. **Об'єкт дослідження:** Зенітна керована ракета

Предмет дослідження: Вплив геометричних параметрів конструювання та ефектів стисливості на складові аеродинамічного опору ракети.

Методи дослідження: Інженерний метод нарошування компонентів для синтезу загального коефіцієнта опору; напівемпіричний метод для розрахунку опору тертя з урахуванням стисливості; лінеаризована теорія надзвукової течії для визначення хвильового опору.

Наукова новизна отриманих результатів: Досліджено розподіл складових аеродинамічного опору ракети при числі Маха $M=5.76$, встановлено, що хвильовий опір є домінуючим ($\sim 40\%$), а опір тертя суттєво зменшується через термодинамічні ефекти; доведено необхідність врахування поправки на стисливість, ігнорування якої призводить до завищення оцінки опору тертя майже на 200%

Практичне значення отриманих результатів: Розроблено рекомендації щодо оптимізації аеродинамічного конструювання ракети, зокрема використання оживальних форм фон Кармана та тонких стабілізаторів ($t/c < 4\%$) для зменшення хвильового опору, а також застосування звуження кормової частини (boattail) для зниження донного опору

Ключові слова: Ракета, ЗКР, аеродинаміка, рулі, компоновка, двигун, динаміка, технологія

Abstract

Master's thesis: “Development of a ground-to-air anti-aircraft missile”, 86 pages, 106 figures, 2 tables, 17 references.

Relevance: The design of modern anti-aircraft missile systems capable of reaching speeds of $M \approx 5$ requires a fundamental rethinking of approaches to aerodynamic drag estimation. Accurate prediction of drag force is critical for determining flight range and energy requirements, as classical subsonic models become unsuitable under conditions of high speeds and significant compressibility effects.

Purpose of the study: Calculation and analysis of the aerodynamic characteristics of a ground-to-air missile under supersonic flight conditions.

The object of study: Surface to air guided missile.

Subject of research: The influence of geometric layout parameters and compressibility effects on the components of the missile's aerodynamic drag.

Methods of research: Engineering Component Buildup Method for synthesizing the total drag coefficient; semi-empirical method for calculating skin friction drag taking into account compressibility; linearized supersonic flow theory for determining wave drag

The results and their novelty: The distribution of missile aerodynamic drag components at Mach number $M=5.76$ was investigated, establishing that wave drag is dominant ($\sim 40\%$), while friction drag significantly decreases due to thermodynamic effects ; the necessity of accounting for compressibility correction is proven, as ignoring it leads to an overestimation of friction drag by almost 200%.

Recommendations for the use of work: Recommendations for optimizing the aerodynamic layout of the missile have been developed, in particular, the use of Von Karman ogive shapes and thin stabilizers ($t/c < 4\%$) to reduce wave drag, as well as the use of boattailing to reduce base drag.

Keywords: Missile, SAM, rocket, aerodynamics, rudder, engine, dynamics, technology

Зміст

ВСТУП.....	5
РОЗДІЛ 1. Огляд та аналіз конструктивно-технологічних рішень існуючих зенітних ракет	6
1.1 Актуальність теми	6
1.2 Огляд аналогів	7
Висновки до розділу	13
РОЗДІЛ 2. Вибір аеродинамічної схеми та компоновки ЗРК.....	14
Вступ до розділу	14
2.1. Варіанти аеродинамічних схем	14
2.2. Обґрунтування вибору	16
2.3. Розробка внутрішнього компонування	16
Висновки до розділу	17
РОЗДІЛ 3. Розрахунок динаміки польоту та аеродинамічних навантажень ЗРК	19
Вступ до розділу	19
3.1. Моделювання в системі ANSYS	19
3.2. Обробка результатів.....	35
3.3. Динаміка польоту зенітної керованої ракети	47
Висновки до розділу	59
РОЗДІЛ 4. Розрахунок міцності елементів ЗРК	61
4.1. Визначення жорсткості на кручення стабілізатора.....	61
Висновки до розділу	70
РОЗДІЛ 5. Технологія виготовлення елементів зенітної ракети.....	72
Висновки до розділу	77
РОЗДІЛ 6. Розрахунок двигуна	79
Висновки.....	80
Список використаних джерел	81

					АЛ41мп . 02 . 00 . 00 . 00 ПЗ			
Змін.	Арк.	№ документ.	Підпис	Дат	Розроблення зенітної ракети земля - повітря			
Розроб.	Дроботун Ю.Ю.							
Перевірив.	Бондаренко О.М.							
Н. кон.	Поваров С.А.							
Затв.	Лук'янов П.В.				Літ. Аркуш Аркушів			
					86			
					КПІ ім. Ігоря Сікорського			
					Каф.АРБ Гр.АЛ-41мп			

ВСТУП

Сучасний етап розвитку воєнних конфліктів характеризується зростаючою роллю повітряного простору як одного з ключових театрів бойових дій. Активне застосування бойової авіації, крилатих і балістичних ракет, а також безпілотних літальних апаратів різного призначення істотно підвищує загрозу як для військових об'єктів, так і для цивільної інфраструктури. У цих умовах ефективна система протиповітряної оборони стає критично важливим елементом національної безпеки будь-якої держави.

Реалії повномасштабної війни в Україні наочно продемонстрували ключову роль зенітних ракетних комплексів у захисті повітряного простору. Масовані ракетні удари, атаки ударних безпілотників та застосування високоточної зброї противником вимагають наявності сучасних, надійних і адаптованих до реальних бойових умов засобів протиповітряної оборони. Особливої актуальності набуває розробка зенітних ракет класу «земля – повітря», здатних ефективно виявляти, супроводжувати та уражати широкий спектр повітряних цілей.

Розвиток вітчизняних зенітних ракетних систем дозволяє не лише підвищити обороноздатність держави, а й зменшити залежність від зовнішніх поставок озброєння, забезпечити оперативну модернізацію систем ППО відповідно до змін характеру загроз, а також врахувати специфіку національного театру бойових дій. У цьому контексті проектування та аналіз конструктивних і функціональних особливостей зенітної ракети є важливим науково-технічним завданням.

Метою даної дипломної роботи є розробка концепції зенітної ракети класу «земля – повітря» з урахуванням сучасних вимог до ефективності, надійності та бойового застосування. Для досягнення поставленої мети в роботі розглядаються основні принципи побудови зенітних ракет, аналізуються вимоги до їхніх тактико-технічних характеристик, а також обґрунтовуються ключові рішення, прийняті в процесі проектування. Результати роботи можуть бути використані в навчальних цілях та як теоретична основа для подальших досліджень у галузі ракетної техніки та протиповітряної оборони.

РОЗДІЛ 1. Огляд та аналіз конструктивно-технологічних рішень існуючих зенітних ракет

Вступ до розділу

Сучасний етап розвитку засобів повітряного нападу характеризується широким застосуванням високошвидкісних, маневрених та малопомітних цілей, що висуває нові вимоги до зенітних ракетних комплексів. Ефективна протидія таким загрозам вимагає від перехоплювачів поєднання високої швидкості та дальності польоту, точності наведення та оптимізованої масової ефективності. У цьому контексті критично важливим етапом проектування нового виробу є детальний аналіз конструктивно-технологічних рішень, реалізованих у передових світових зразках озброєння. Даний розділ присвячено огляду сучасних зенітних керованих ракет середнього та великого радіуса дії, які за своїми тактико-технічними характеристиками наближені до вимог технічного завдання. Особлива увага приділяється вивченню аеродинамічних схем, що забезпечують необхідну маневреність на високих швидкостях та великих кутах атаки. На основі проведеного аналізу буде сформовано технічний вигляд власної розробки, який забезпечить виконання вимог поставлених у ТЗ.

Для вибору оптимальної аеродинамічної схеми та конструктивно-компонувального рішення необхідно детально проаналізувати існуючі зразки озброєння, які за своїми характеристиками наближаються до заданих вимог.

1.1 Актуальність теми

В умовах повномасштабної збройної агресії проти України питання захисту повітряного простору набуло екзистенційного значення для збереження державності та життя громадян. Масовані ракетні удари по об'єктах критичної інфраструктури та житлових масивах виявили гостру потребу у створенні ешелонованої системи ППО, здатної ефективно перехоплювати різноманітні типи цілей. Наявні на озброєнні західні зразки, такі як Patriot PAC-3 MSE, демонструють високу ефективність, проте їх висока вартість та обмежена кількість поставок створюють стратегічні ризики. Розробка власного зенітного ракетного комплексу середнього радіуса дії дозволить Україні зменшити залежність від зовнішньої допомоги та забезпечити стале поповнення боєкомплекту. Створення ракети з дальністю понад 160 км дозволить відсунути рубежі перехоплення носіїв ворожих авіабомб (КАБ), що є критично важливим для захисту прифронтових міст. Крім того, розвиток національної

ракетобудівної галузі сприятиме технологічному суверенітету та посиленню експортного потенціалу країни у післявоєнний період. Таким чином, тема магістерської дисертації є надзвичайно актуальною, оскільки вона відповідає нагальним потребам оборони та спрямована на вирішення конкретних завдань щодо підвищення ефективності протиповітряного щита України.

1.2 Огляд аналогів

Серед наявних на озброєнні України або потенційно доступних комплексів та зенітних ракет земля – повітря було розглянуто наступні вироби:

C-125



Рис 1.2.1. Пускова установка зенітно-ракетного комплексу С-125 з чотирма встановленими ракетами 5В24

Радянський ЗРК малого радіуса дії, розроблений у 1960-х роках як доповнення до далекобійних систем для боротьби з цілями на малих висотах. Використовує двоступеневі твердопаливні ракети (швидкість до 700-850 м/с) з радіокомандним наведенням. Ефективний проти дозвукових крилатих ракет та авіації на дальності до 25 км.



Рис1.2.2. Компонировка ракеты 5B21, яка є частиною комплексу С-200

Радянський стаціонарний комплекс дальньої дії, створений для знищення стратегічних бомбардувальників та літаків-розвідників на великих відстанях. Ракета має величезні габарити (понад 10 м), використовує рідке паливо та напіваактивну головку самонаведення. Призначений для оборони великих площ, маючи дальність ураження до 250–300 км. Має бойову частину вагою понад 200 кг.

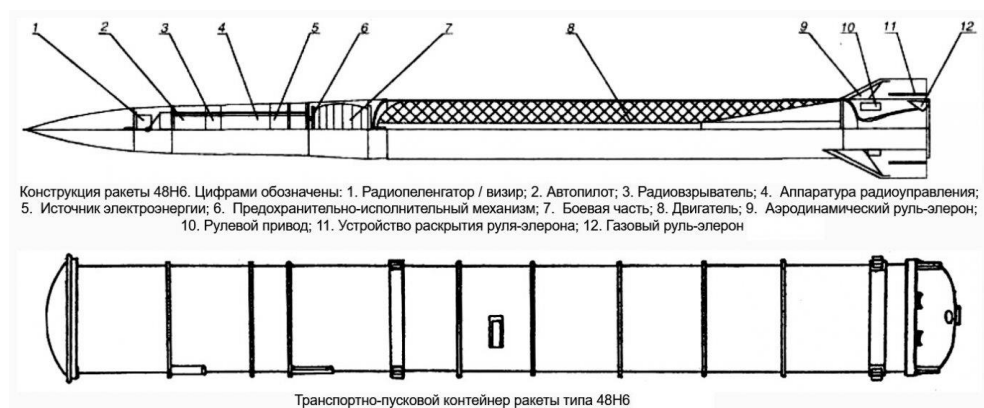


Рис1.2.3. Компонировка ракеты 48Н6Е, що є складовою комплексу С-300 різних модифікацій

PAC-3 MSE



Рис1. 2.4 Основні складові ракети PAC-3 MSE

Найсучасніша модифікація американського ЗРК Patriot, спеціалізована на протиракетній обороні (знищення балістичних ракет). Головна особливість — використання кінетичного перехоплювача (hit-to-kill), який знищує ціль прямим влучанням, а не уламками. Ракета компактніша за попередників, має активну радіолокаційну головку самонаведення. Забезпечує захист на відстані до 160 км (по аеродинамічних цілях) та високу точність проти балістики.

SAMP-T

Aster 30 / Sea Viper Missile

(Simplified general arrangement)

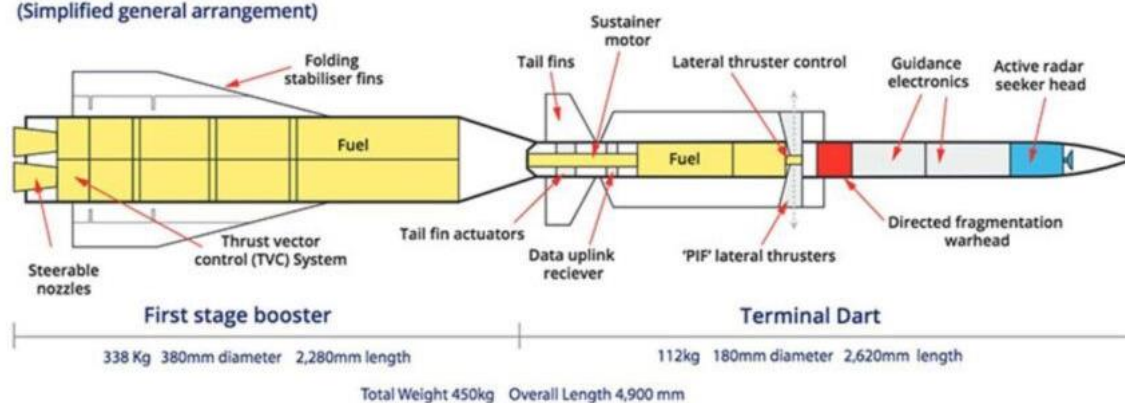


Рис1. 2.5. Компоновка ракети Aster-30

Сучасний франко-італійський комплекс ППО/ПРО, оснащений ракетами Aster 30. Призначений для кругового захисту важливих об'єктів від масованих атак літаків, крилатих та балістичних ракет. Ракети мають активну ГСН та систему газодинамічного управління для надвисокої маневреності.

THAAD

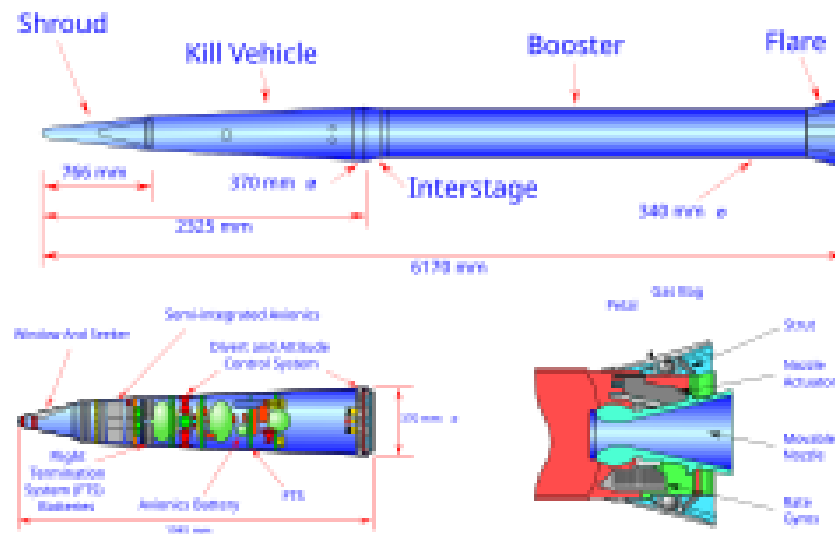


Рис 1.2.6. Компонівка ракети THAAD

Американський рухомий комплекс для висотного заатмосферного перехоплення балістичних ракет середньої дальності. Не несе вибухової бойової частини, знищуючи цілі виключно кінетичною енергією прямого удару на великій швидкості (2800 м/с). Призначений для організації протиракетної оборони на театрі воєнних дій. Має потужний радар і дальність дії до 150–200 км.

NASAMS

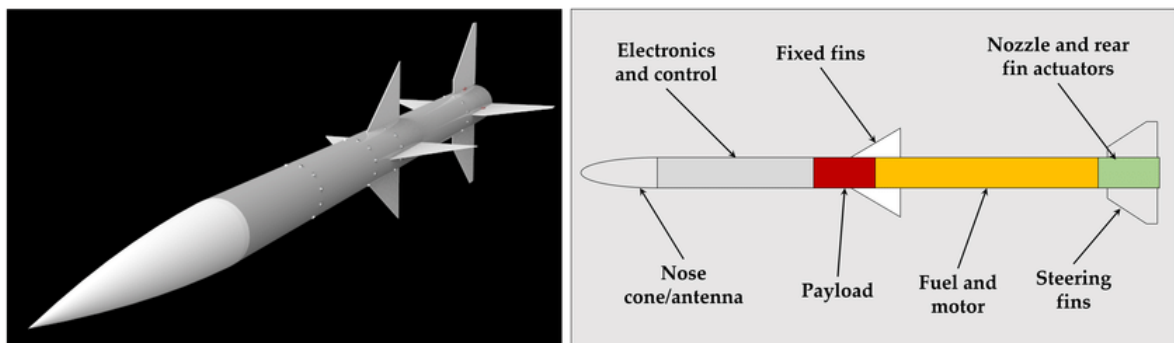


Рис 1. 2.7. Компонівка ракети AIM-120 AMRAAM

Норвезько-американський ЗРК, який адаптував найпоширеніші авіаційні ракети AIM-120 (AMRAAM) для запуску із землі. Призначений для боротьби з аеродинамічними цілями, крилатими ракетами та дронами на малих і середніх дистанціях. Головні переваги — активне самонаведення ракет та можливість

об'єднання в єдину мережу. Дальність ураження становить від 20 до понад 40км залежно від типу ракети.

Бук



Рис 1. 2.8. ЗРК БУК М1

Самохідний ЗРК середньої дальності, створений для прикриття сухопутних військ та об'єктів. Використовує твердопаливні ракети з напівактивним наведенням і радіокорекцією. Здатний вражати літаки, вертольоти та крилаті ракети на дальності до 30–40 км.

Тор



Рис 1. 2.9. Ракета 9М330

Всепогодний тактичний ЗРК малої дальності, призначений для безпосереднього прикриття військ ("останній рубіж оборони"). Спеціалізується на знищенні високоточної зброї, керованих авіабомб, безпілотників та ракет на дистанції до 12–15 км. Відрізняється повною автоматизацією процесу стрільби та вертикальним стартом ракет. Може вести вогонь під час короткої зупинки або в русі (в нових версіях).

Таблиця 1. Порівняння зенітних ракет класу земля-повітря, розглянутих в рамках огляду аналогів.

Параметри	C-125	C-200	C-300	PAC-3	SAMP-T	THAAD	NASAMS	Бук	Тор
Швидкість польоту, м/с	700–850	1200	2100	1700	1400	2800	1000	550	500
Кількість ступенів	2	1	2	2	1	1	1	1	1
Тип палива	Тверде	Рідке	Тверде	Тверде	Тверде	Тверде	Тверде	Тверде	Тверде
Довжина, м	6,1	10,8	7,5	5,31	4,9	6,17	3,05	5,1	3,4
Маса, кг	953–980	50	1800	912–916	450	900	275	450	180
Дальність польоту, км	25	40	150	160	25	150	16	30	12
Маса БЧ, кг	72	217	143	73	15	-	22	70	15
Система наведення	Радіолок. м.	Напівактивна	Напівактивна	Командно-інт. + АРГСН	АРГСН	ІЧ + автон.	Напівактивна	Активне РЛ	ІЧ та РЛС

Висновки до розділу

Даний розділ був присвячений аналізу наявних світових зразків зенітного озброєння. Проведене дослідження охопило конструктивно-технологічні рішення систем протиповітряної оборони різного радіуса дії. Актуальність роботи підкреслена нагальною потребою України у створенні власного, високотехнологічного засобу перехоплення повітряних цілей. Особлива увага приділялася зразкам, здатним протидіяти високошвидкісним і маневреним загрозам на великих відстанях. Розглянуто як традиційні комплекси, що використовують уламкові бойові частини, так і передові системи кінетичного перехоплення. Детально вивчено особливості застосування напівактивного, активного та командного методів наведення у різних типах перехоплювачів. Аналіз включав вивчення компоновальних схем, типів рушійних установок та аеродинамічних рішень, що забезпечують високу маневреність. Зокрема, було порівняно досвід використання авіаційних засобів класу "повітря-повітря", адаптованих для наземного запуску. Результати огляду дозволили чітко ідентифікувати ключові вимоги та технологічні виклики для розробки перспективного вітчизняного виробу. Таким чином, зібрана інформація слугує надійною базою для формування оптимального технічного вигляду власної розробки зенітного призначення.

РОЗДІЛ 2. Вибір аеродинамічної схеми та компоновки ЗРК

Вступ до розділу

Процес формування зовнішнього вигляду та внутрішньої архітектури зенітної керованої ракети (ЗКР) є одним з найбільш відповідальних етапів проектування, оскільки прийняті на цьому етапі рішення визначають граничні тактико-технічні характеристики виробу. Враховуючи вимоги технічного завдання, яке передбачає досягнення швидкості польоту понад 1700 м/с (близько 5 Махів) та дальності ураження не менше 160 км, перед розробником постає складне інженерне протиріччя між необхідністю забезпечення низького аеродинамічного опору та високої маневреності. Гіперзвуковий режим польоту накладає жорсткі обмеження на геометрію несучих поверхонь через інтенсивний аеродинамічний нагрів кромek та значне зміщення аеродинамічного фокусу, що впливає на статичну стійкість. Крім того, вимога щодо транспортування важкої бойової частини (70 кг) при обмеженні стартової маси до 1000 кг вимагає високої вагової досконалості конструкції та щільного компонування внутрішніх агрегатів. Особливу увагу необхідно приділити інтеграції дводимпульсного твердопаливного двигуна, який змінює центрування ракети в процесі вигорання палива, та системи газодинамічного управління, необхідної для перехоплення цілей у розріджених шарах атмосфери. У даному розділі проводиться порівняльний аналіз класичних аеродинамічних схем («нормальна», «качка», «несучий корпус») у контексті заданих режимів польоту. На основі аналізу аналогів (РАС-3 MSE, Aster 30, 9М96Е2) та розрахункових оцінок здійснюється вибір оптимальної конфігурації планера. Кінцевим результатом розділу є затвердження аеродинамічної схеми та повздовжнього компонування, що забезпечують виконання вимог щодо енергетики, стійкості та керованості на всій траєкторії польоту.

2.1. Варіанти аеродинамічних схем

Для зенітних ракет, що працюють у діапазоні високих надзвукових та гіперзвукових швидкостей ($M > 4.0$), вибір аеродинамічної схеми базується на мінімізації хвильового опору та забезпеченні достатньої нормальної перегрузки (n_y) на кінцевій ділянці польоту.

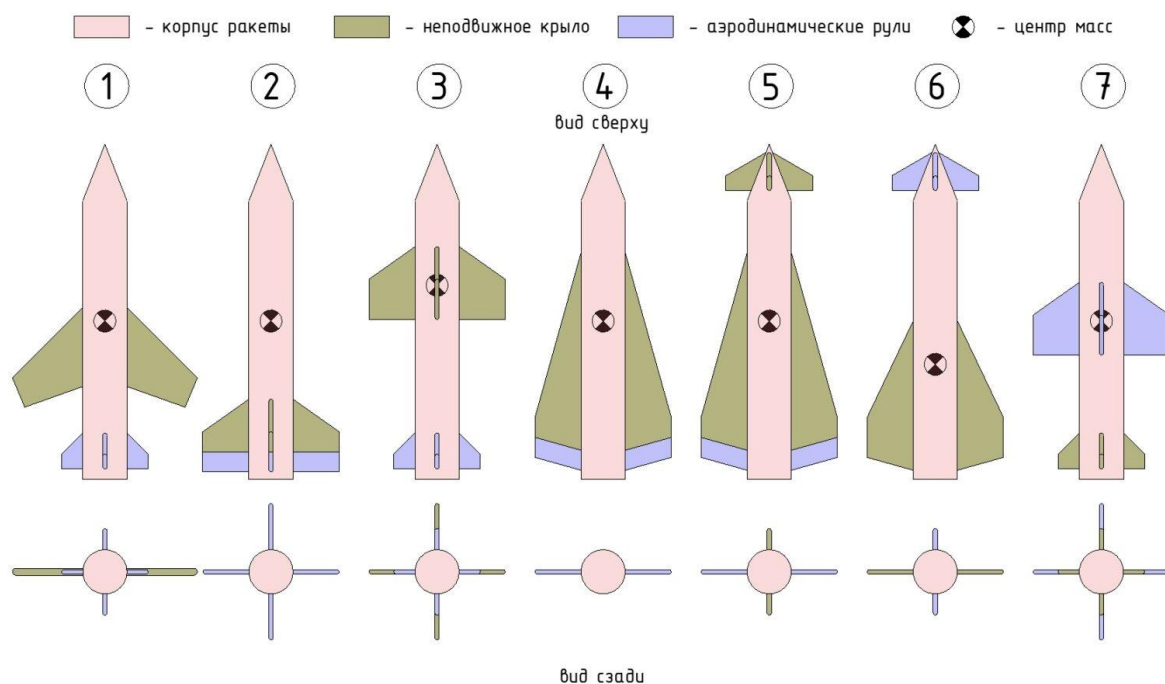


Рис2.1.1. Аеродинамічні схеми ракет

Схема «Качка» (Canard)

У цій схемі аеродинамічні рулі розташовані в носовій частині, попереду центру мас (ЦМ), а стабілізатори — у хвостовій. Така схема реалізована в ракетах 9М96Е2. Висока маневреність завдяки швидкому створенню кута атаки (підйомна сила рулів додається до підйомної сили корпусу). При швидкостях $M \sim 5.0$ носові рулі працюють у найбільш напруженому тепловому режимі, що вимагає використання жароміцних сплавів (титан, сталь) та ускладнює конструкцію приводів. Крім того, вихровий слід від передніх рулів може негативно впливати на хвостові стабілізатори (інтерференція), викликаючи нелінійні моменти крену.

Безкрила схема (Lifting Body)

Ракета являє собою тіло обертання з хвостовими рулями, де підйомна сила створюється виключно за рахунок корпусу при великих кутах атаки. Приклад — кінетичний перехоплювач РАС-3 MSE (має лише рудиментарні крила-пластини). Мінімальний аеродинамічний опір (C_x), що критично важливо для досягнення дальності 160 км при збереженні кінетичної енергії. Мала маса конструкції. Низька аеродинамічна якість ($K = C_L/C_D$). Для створення необхідної перегрузки потрібні дуже великі кути атаки, які важко забезпечити лише аеродинамічними рулями на великих висотах. Нормальна схема з крилами малого подовження.

Класичне розташування

Крила (або довгі кореневі напливи) розташовані поблизу ЦМ, рулі — у хвостовій частині. Приклади: SM-2, SM-6, Aster 30. Висока аеродинамічна стабільність, а крила малого подовження створюють додаткову підйомну силу та зміщують аеродинамічний фокус (ЦТ — центр тиску) назад, що забезпечує запас статичної стійкості при зміщенні ЦМ вперед під час вигорання палива. Дещо більший опір порівняно з безкрилою схемою, що компенсується кращими несучими властивостями на маршовій ділянці (планерування).

2.2. Обґрунтування вибору

Для проектованої ракети обирається нормальна аеродинамічна схема з хвостовими рулями та розвиненими боковими смугами (крилами малого подовження). Дальність 160 км вимагає від ракети здатності ефективно планувати в розрідженій атмосфері після вигорання двигуна. Чистий корпус (безкрила схема) швидко втратить висоту, тоді як наявність крил малого подовження збільшує аеродинамічну якість. Хвостове розташування рулів знімає проблему їх інтенсивного нагріву, оскільки вони знаходяться в аеродинамічній тіні корпусу та крил. При вигоранні палива центр мас ракети суттєво зміщується. Нормальна схема з довгими хордами крил забезпечує мінімальне зміщення аеродинамічного фокусу, гарантуючи стабільність керування як на старті, так і на фініші.

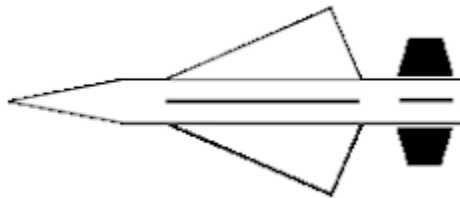


Рис 2.2.1. ЗКР з нормальною аеродинамічною схемою

2.3. Розробка внутрішнього компонування

Внутрішнє компонування ракети підпорядковане двом головним факторам: центруванню (положення ЦМ має бути попереду ЦТ) та функціональним зв'язкам між блоками.

Загальні габарити (оціночні):

Довжина: ~5200–5500 мм.

Діаметр корпусу: 300–400 мм (збільшений діаметр необхідний для розміщення 70 кг БЧ та великого запасу палива в одному ступені).

Повздовжнє розташування відсіків (від носа до хвоста):

Радіопрозорий обтічник виготовлений з термостійкої кераміки (сітал), оптимізованої форми для мінімізації хвильового опору.

Відсік ГСН та електроніки з активною радіолокаційною головкою самонаведення (АРГСН) на карданному підвісі.

Блок навігації та бортовий комп'ютер. Розміщення тут найважчих електронних компонентів сприяє передньому центронуванню.

Бойова частина (БЧ) з масою 70+ кг. Тип: осколково-фугасна спрямованої дії. Розташування БЧ перед двигуном є критичним для забезпечення стабільності: після вигорання палива важка носова частина утримує ЦМ попереду, зберігаючи запас стійкості.

Двигун та тверде паливо, що займають загалом до 60% довжини ракети.

Включає вузол розділення зарядів (PSD) — еластичну мембрану, що відокремлює стартовий заряд від маршового.

Хвостовий відсік з електричними приводами аеродинамічних рулів (розміщуються навколо сопла для економії довжини).

Сопловий блок двигуна.

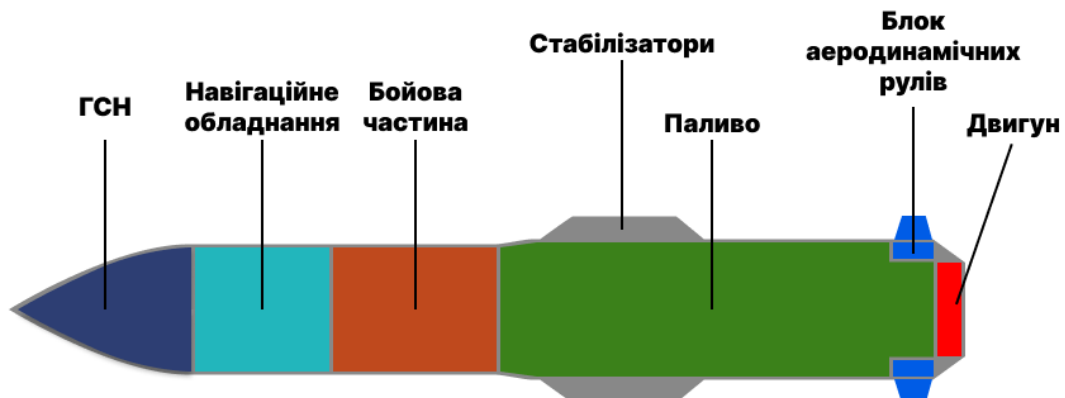


Рис 2.3.1. Обрана компоновка ЗКР

Висновки до розділу

На основі аналізу тактико-технічних вимог (дальність >160 км, швидкість ~5М) для розробки обрано нормальну аеродинамічну схему з розвиненими

боковими аеродинамічними поверхнями малого подовження. Ця схема забезпечує оптимальний баланс між низьким опором на розгінній ділянці та достатньою підйомною силою на маршовій ділянці для польоту в розрідженій атмосфері.

Від схеми «качка» відмова через високі теплові навантаження на передні рулі та складність забезпечення стійкості при широкому діапазоні центрувань.

Сформовано компоувальну схему виробу зі стартовою масою до 1000 кг та діаметром 300-400 мм. Ключовою особливістю компоування є розміщення важкої бойової частини (70 кг) та блоку газодинамічного керування перед двигуном, що забезпечує необхідний запас статичної стійкості (10-15% САХ) протягом усього часу роботи дводимпульсного двигуна.

РОЗДІЛ 3. Розрахунок динаміки польоту та аеродинамічних навантажень ЗРК

Вступ до розділу

Сучасна аерокосмічна галузь переживає фундаментальний зсув парадигми проектування, переходячи від екстенсивних натурних випробувань до інтенсивного використання цифрових двійників та високоточного моделювання. Обчислювальна гідрогазодинаміка (Computational Fluid Dynamics — CFD) дозволяє інженерам заглянути в суть фізичних процесів, які раніше були доступні лише через дорогі експерименти в аеродинамічних трубах. У цьому розділі проводиться аналіз методології налаштування та розрахунку аеродинамічних характеристик ЗРК на надзвуковому режимі польоту (1700м/с), що було виконано в середовищі ANSYS Fluent.

3.1. Моделювання в системі ANSYS

Відкрити програму ANSYS Workbench і в панелі інструментів Toolbox двічі клікнути мишею по інструменту Fluid Flow (Fluent) (рис. 3.1.1).

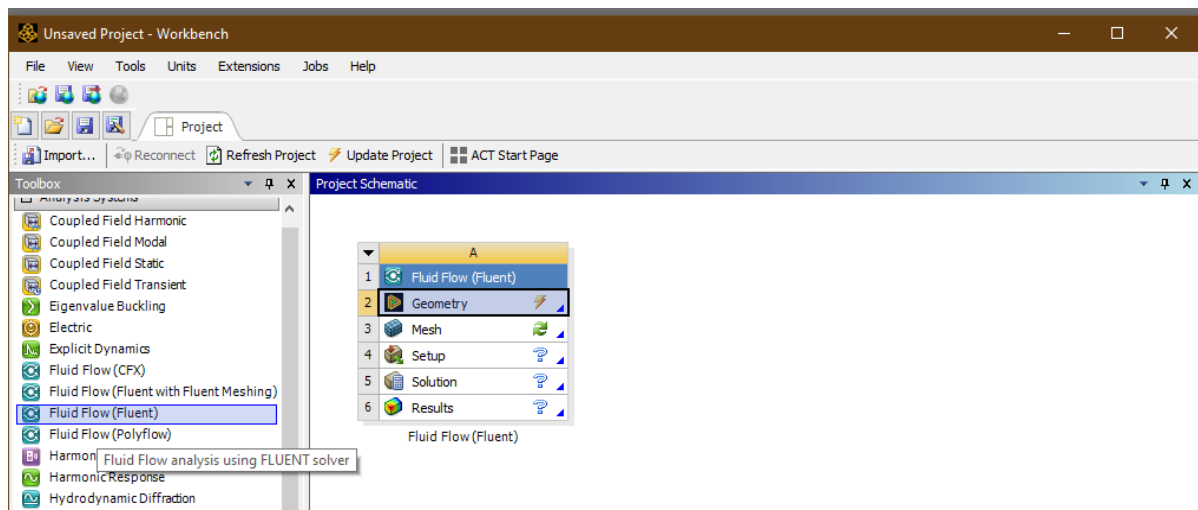


Рис. 3.1.1 Відкриття програми ANSYS Workbench

Має з'явитись панель інструментів Fluid Flow (Fluent). Змінюємо назву сеансу розрахунку - замість Fluid Flow (Fluent) запишемо іншу назву, близьку до мети розрахунку

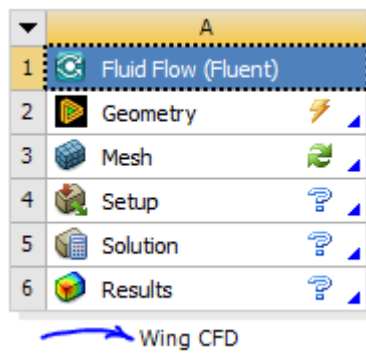
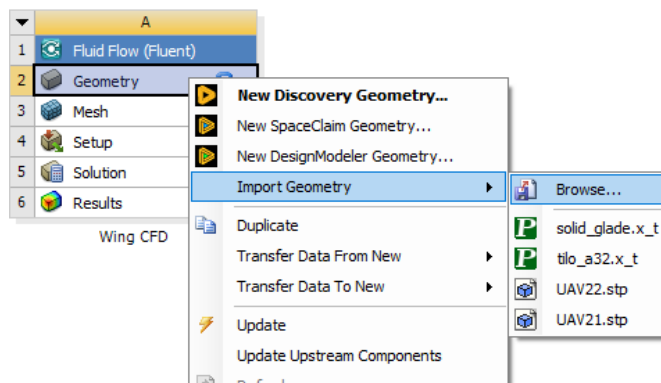
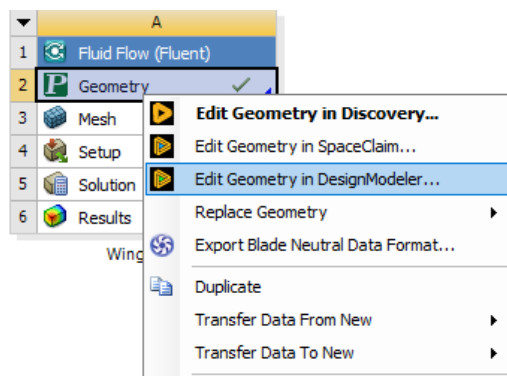


Рис. 3.1.2 Вибір режиму

Клікаємо лівою і потім правою кнопкою по пункту Geometry, оберемо в випадаючому списку підпункт Import Geometry -> Browse (рис. 3.1.3) і далі у провіднику вибрати CAD – модель, яка «обдуватиметься» в Fluid Flow (Fluent). До вибору пропонується низка доступних розширень файлів, зокрема ***.x_t. На рис. 3.1.3, а це файл із твердотільною моделлю ракети solid_glade.x_t. Зміна індикатора після пункту Geometry на галочку означатиме, що модель для обдувки програмою визначена (рис. 3.1.3, б).



а)



б)

Рис. 3.1.3 Процес задання геометрії

Далі аналогічно, після кліку правою кнопкою по пункту Geometry, із випадаючого списку запускаємо DesignModelerGeometry (рис. 3.1.3, б) для роботи із обраною для обдувки моделлю.

В відкритому вікні середовища DesignModeler послідовним натисненням в дереві моделі на елемент Import (рис.3.1.4) та на панелі Generate активуємо в робочому полі модель ракети для обдувки.

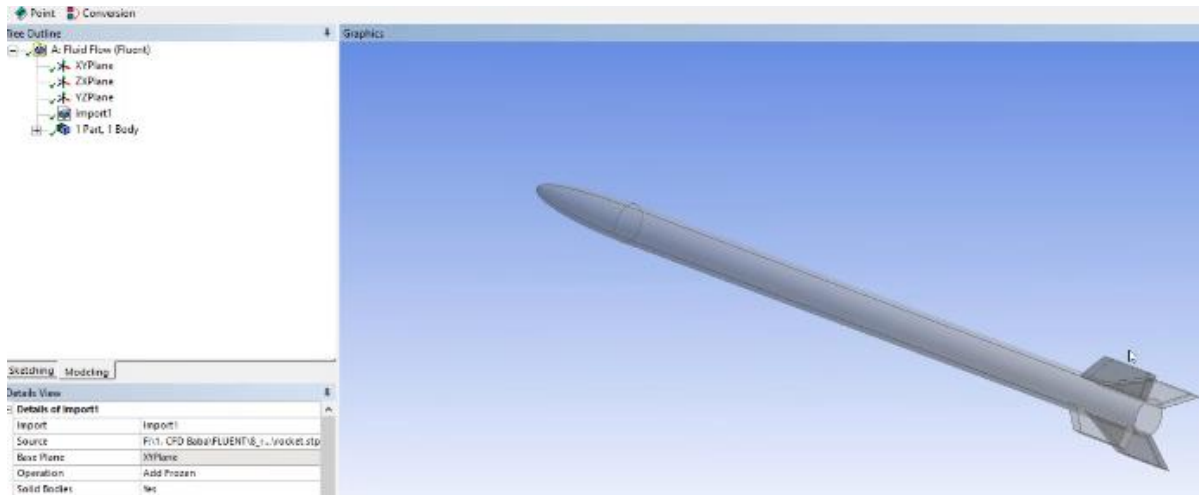


Рис. 3.1.4 Активація моделі

Перевіряємо одиниці вимірювання в пункті головного меню Unit та встановлюємо мм.

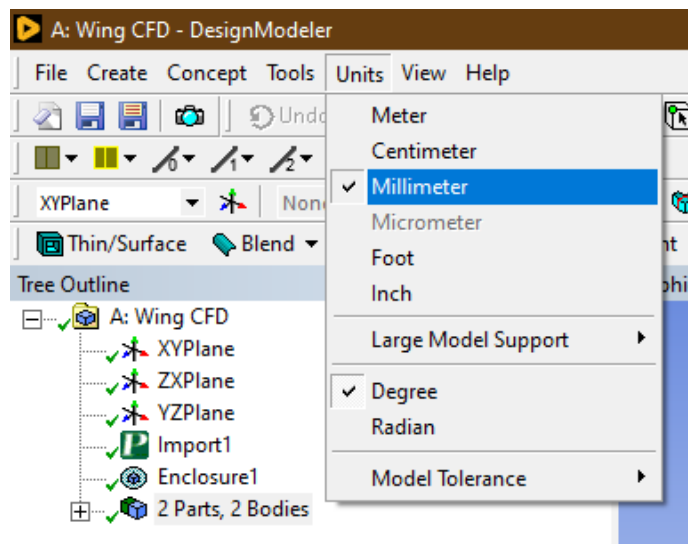


Рис. 3.1.5. Налаштування одиниць вимірювання

В пункті головного меню Tools обираємо Enclosure (рис.3.1.6, а).

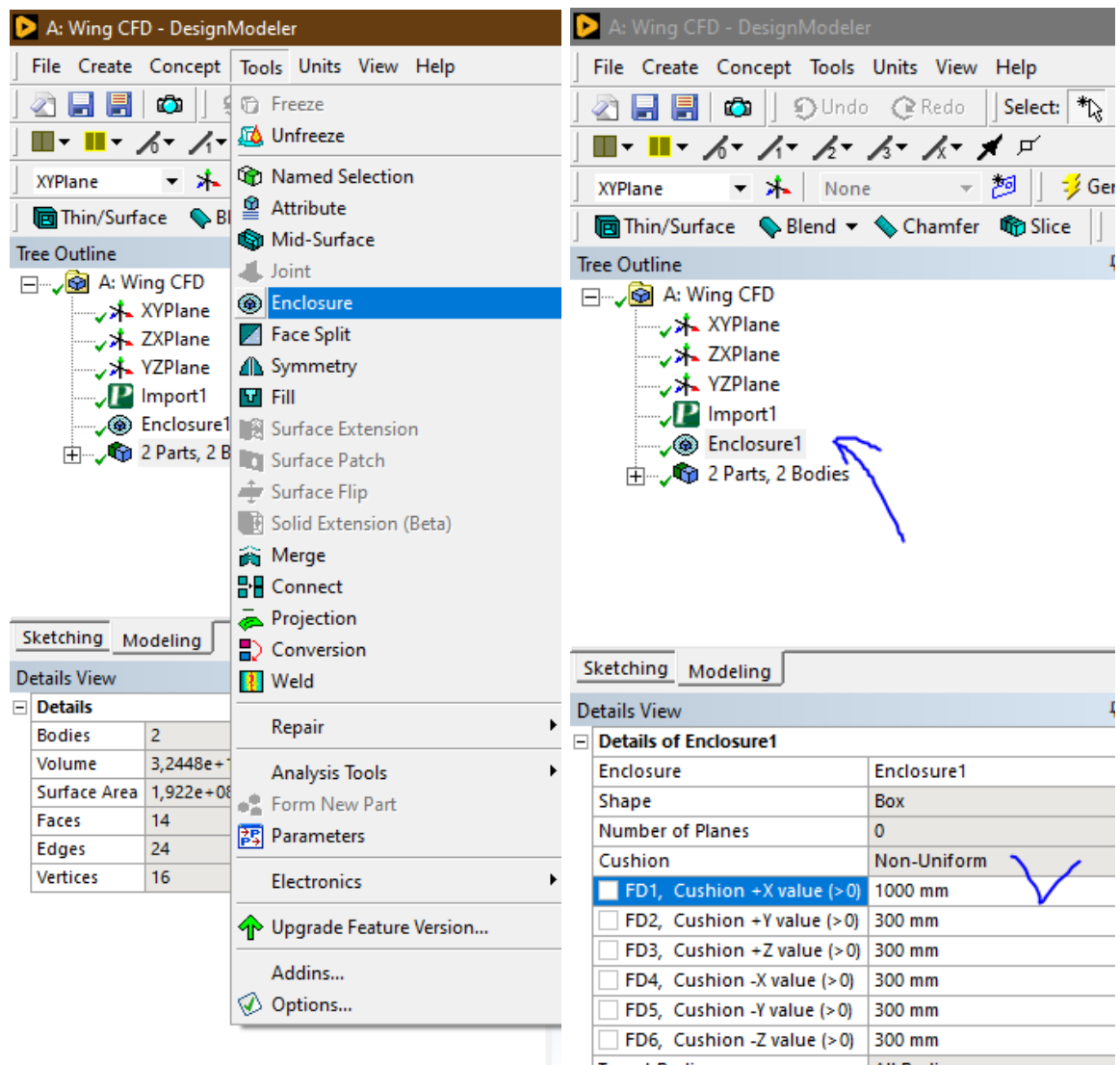


Рис. 3.1.6 Налаштування відстаней від края ракети до моделі

Це має створити обсяг повітря навколо моделі ракети (рис. 3.1.7), але перед тим можна налаштувати відстань від края літака до моделі по трьом осям з усіх шести боків (рис. 3.1.6, б).

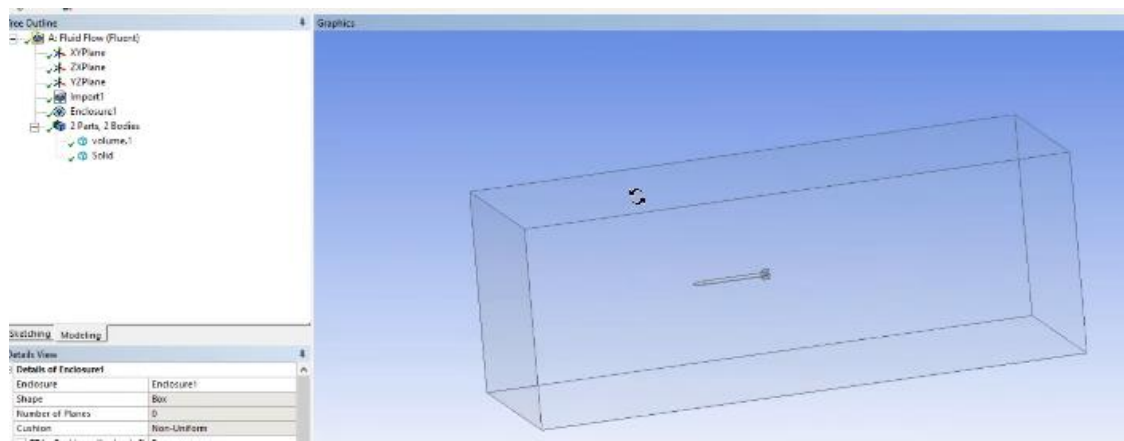


Рис. 3.1.7 Готова модель

Для орієнтування, в яких напрямках додавати відстань для повітря, в нижньому куту робочого простору є система координат. Зокрема, для спутного струменю позаду ракути можна виділити більший простір повітря.

Додаємо об'єднаний простір Boolean із використанням пункту Create в головному меню (рис. 3.1.8)

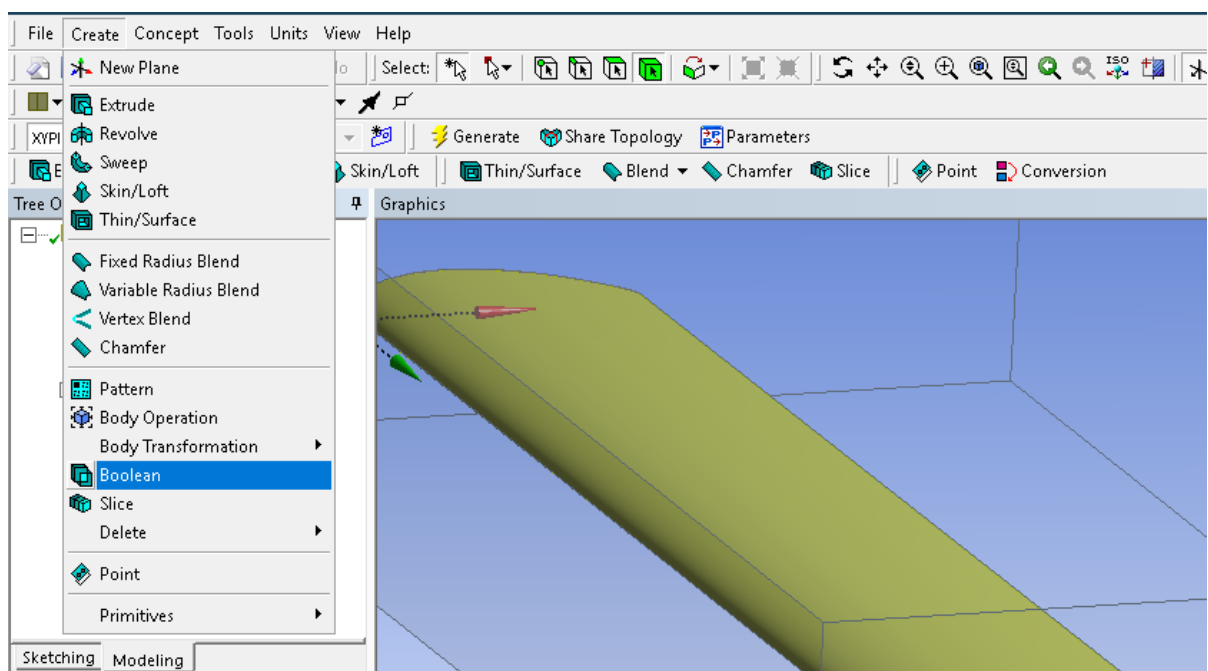


Рис. 3.1.8 Додаємо об'єднаний простір Boolean із використанням пункту Create в головному меню

Обираємо як Target Body (рис. 3.1.10) зовнішній обсяг повітря, а в якості Tool Body (тіла, яке видалятиметься із тіла повітря) модель елемента ЛА (крила). Виконуємо генерацію булевого простору натисканням кнопки Generate на панелі інструментів. Завдяки цьому в дереві подудови залишиться лише одне тіло (рис.

3.1.9), а також елемент ЛА втратить колір, ставши вилученням із тіла повітря. Тіло повітря матиме властивість рідини (fluid).

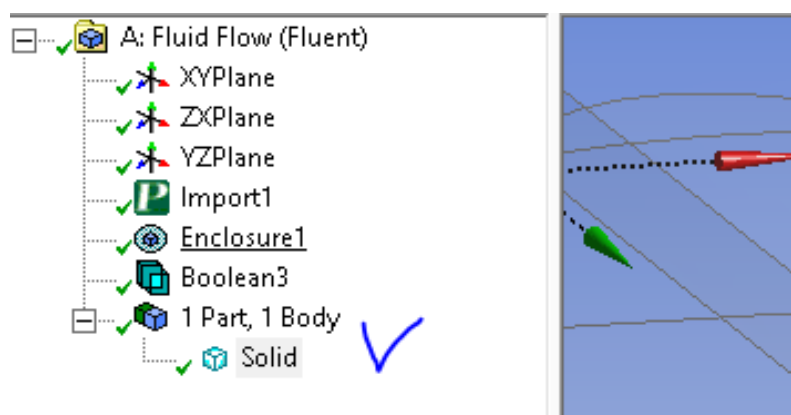


Рис. 3.1.9 Залишається лише одне тіло в дереві побудови

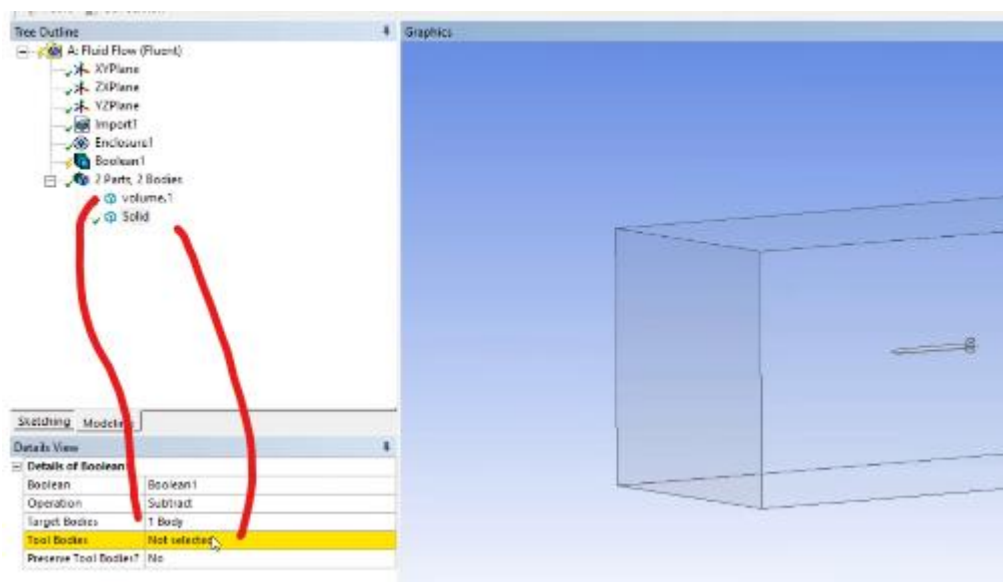


Рис. 3.1.10 Підготовка до генерації булевого простору

Побудова розрахункової сітки

Закриваємо вікно моделювання конструкції Design Modeler та відкриваємо вікно редактора сітки, вибравши із випадаючого списку кліку правої кнопки миші по пункту Mesh в меню Fluid Fluent. В режимі вибору поверхонь (рис. 3.1.11) Face на передній і задній стінках обсягу повітря створюємо іменовані крайові умови Input та Output відповідно, на бокових стінках – Wall (рис. 3.1.12), клікнувши правою кнопкою миші по відповідним стінкам та вибравши із випадаючого списку Create Named Selection. Одночасно виділити декілька стінок можна лівою кнопкою із утриманням клавіші Ctrl.

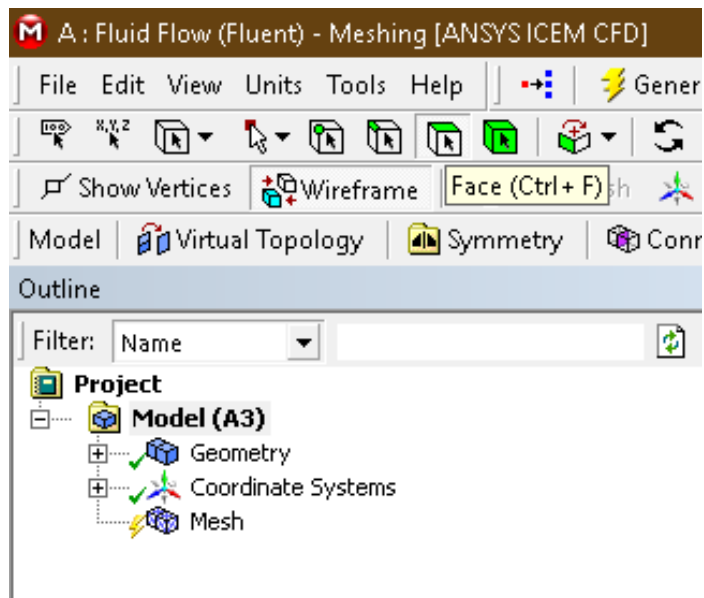


Рис. 3.1.11 Режим вибору поверхонь

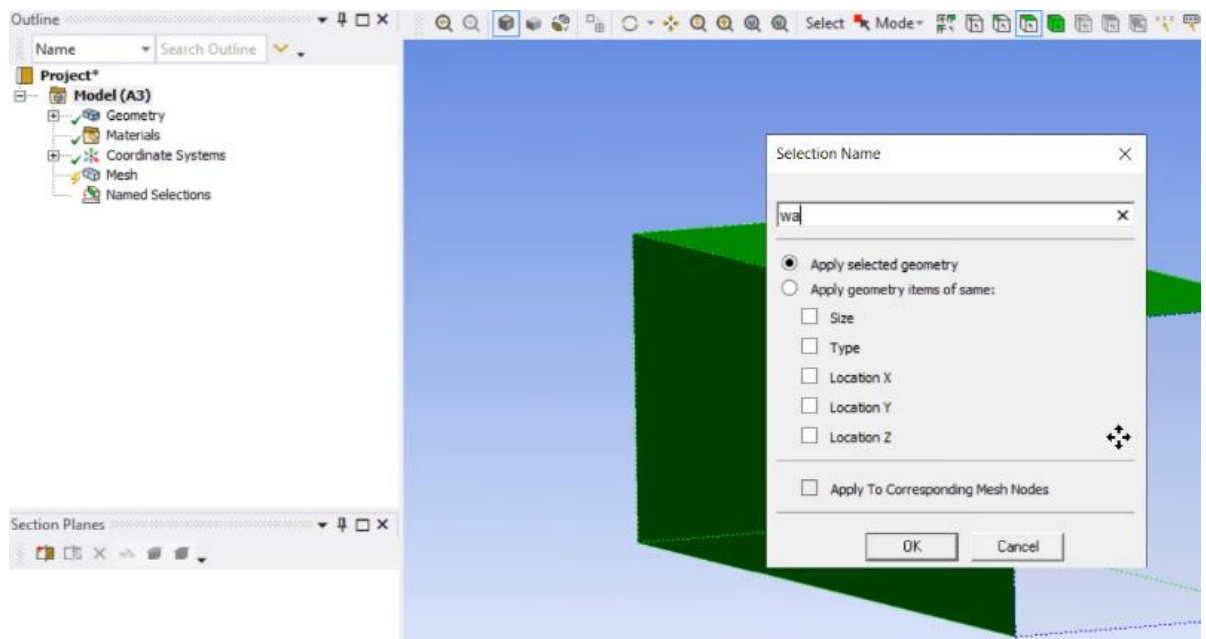
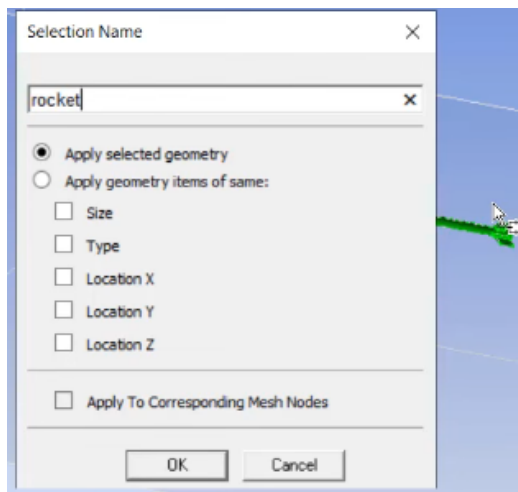
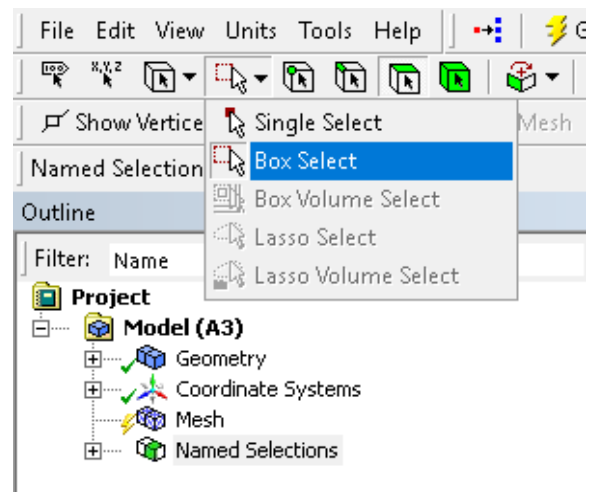


Рис. 3.1.12 Обрані поверхні

Для виділення внутрішніх поверхонь простору, видаленого булевим інструментом (рис. 3.1.13, а, нижній), активуємо виділення поверхонь (рис. 3.1.13, а, верхній), також активуємо виділення прямокутником Box Selected (рис. 3.1.13, б).



а)

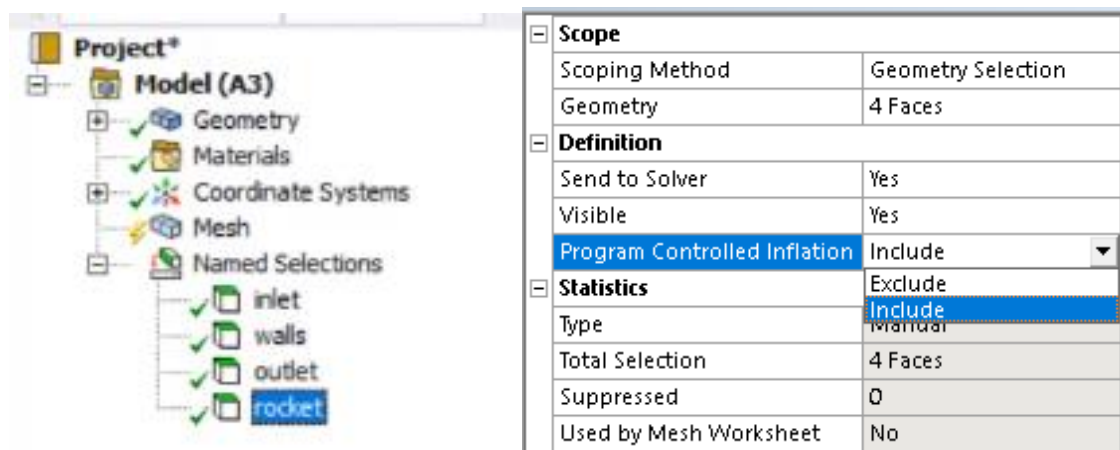


б)

Рис. 3.1.13 Активація виділення поверхонь прямокутником Box Selected

Для зручності виділення можна повернути обсяг повітря в профіль (рис. 3.1.13,а) за допомогою утримування середньої кнопки миші в робочому просторі або вказавши лівою кнопкою миші вісь, яка буде перпендикулярна до площі екрану. Назовемо внутрішні поверхні як елементи ЛА (наприклад, Wing).

Налаштовуємо параметри сітки у панелі Details of “Mesh” (рис. 3.1.14). Зокрема, встановлюємо необхідність примежевого шару і встановлюємо його товщину, зазначаємо максимальну кількість шарів та автоматичну розбивку. Включаємо опцію Include в налаштуваннях крайових умов крила (Wing). Далі виділяємо в дереві побудови сітку та запускаємо її генерацію, отримуємо розбивку (рис. 3.1.15).



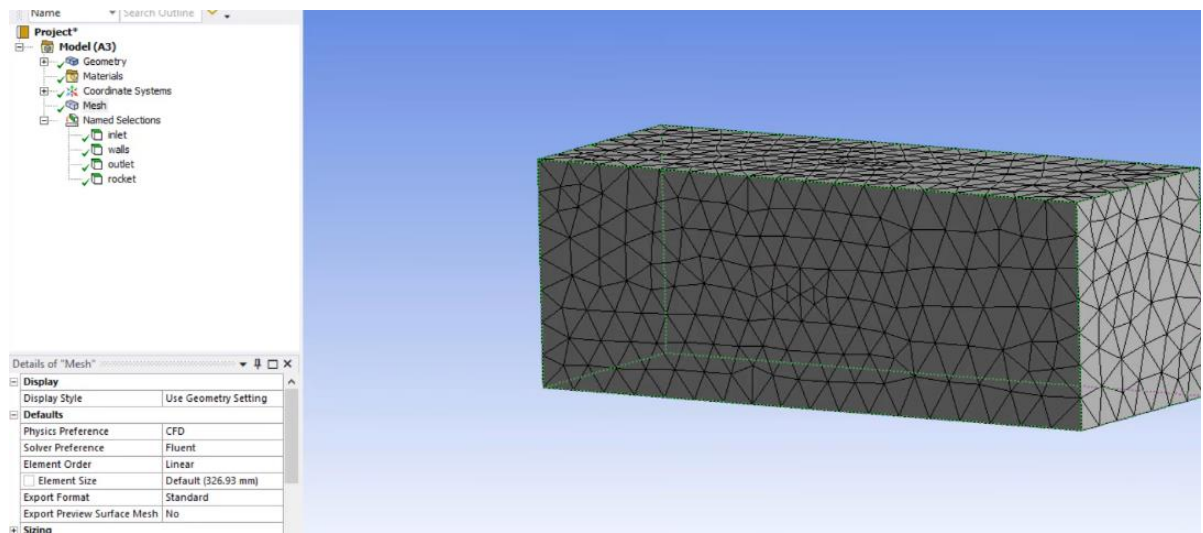


Рис. 3.1.14 Налаштування параметрів сітки

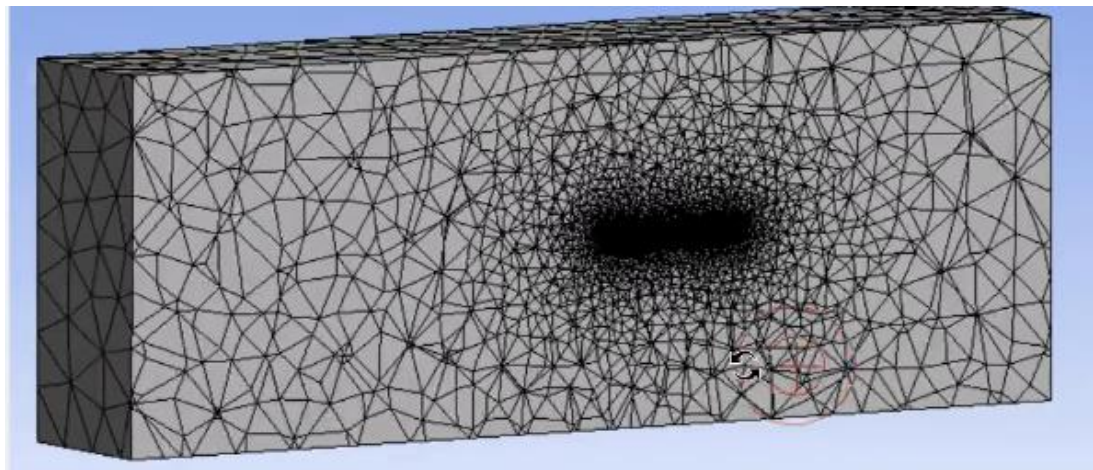


Рис. 3.1.15 Отримана розбивка сітки

Для того, щоб детально розглянути примежовий шар, потрібно зробити перетин. Для цього повернемо обсяг повітря однаєю із поверхонь в площу екрану, відкриємо панель інструментів Section Planes, на панелі натиснемо піктограму нової площини  (рис. 3.1.16) та покажемо лінією, де будемо робити перетин.

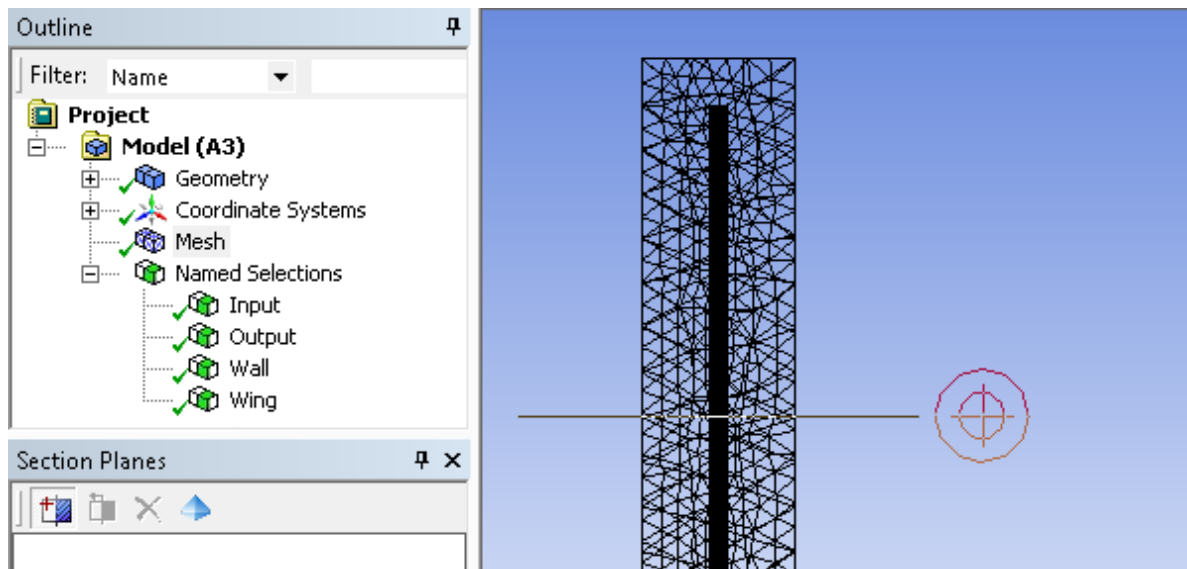


Рис. 3.1.16 Створення площини перетину

На перетині (рис. 3.1.17) можна побачити 10 перехідних шарів навколо елемента ЛА, та приміжовий шар товщиною, визначеною попередньо в налаштуваннях. Можна здійснити плоско-паралельні перенесення площини перерізу, активувавши піктограму редагування площини перетину в панелі Section Planes та рухаючи повзунком в робочому полі редактора сітки (рис. 3.1.17). Також можна представити елементи сітки в перерізі в об'ємному вигляді (рис. 3.1.18) натисненням відповідної піктограми в панелі інструментів площин перетину.

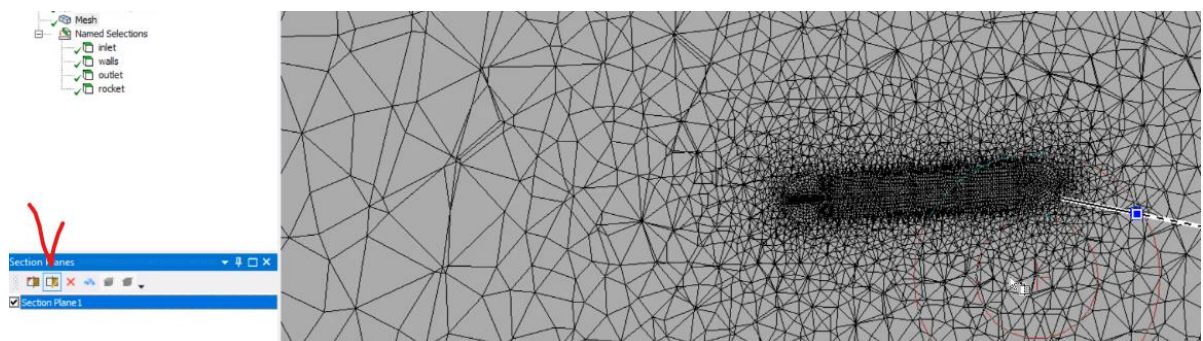


Рис. 3.1.17 Отриманий перетин

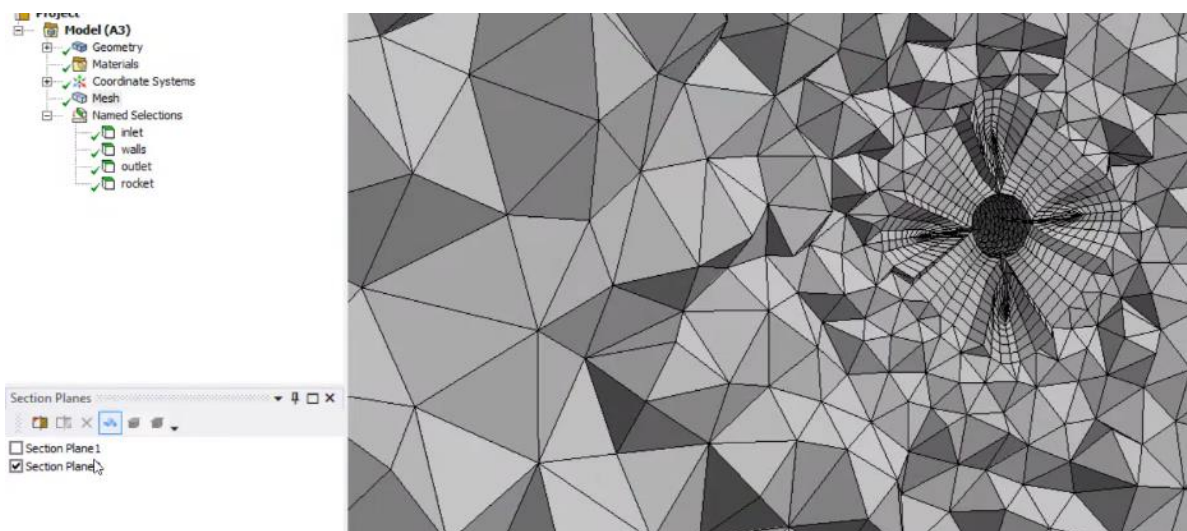


Рис. 3.1.18 Елементи сітки в перерізі в об'ємному вигляді

Побудуємо переріз в іншій площині, повздовжній (рис. 3.1.19), для наочності відключаємо на верхній панелі інструментів контурний режим WireFrame та включаємо об'ємне представлення сітки на панелі перетинів (рис. 3.1.20). Знову спостерігаємо 10 шарів навколо ракети та тонкий примежевий шар.

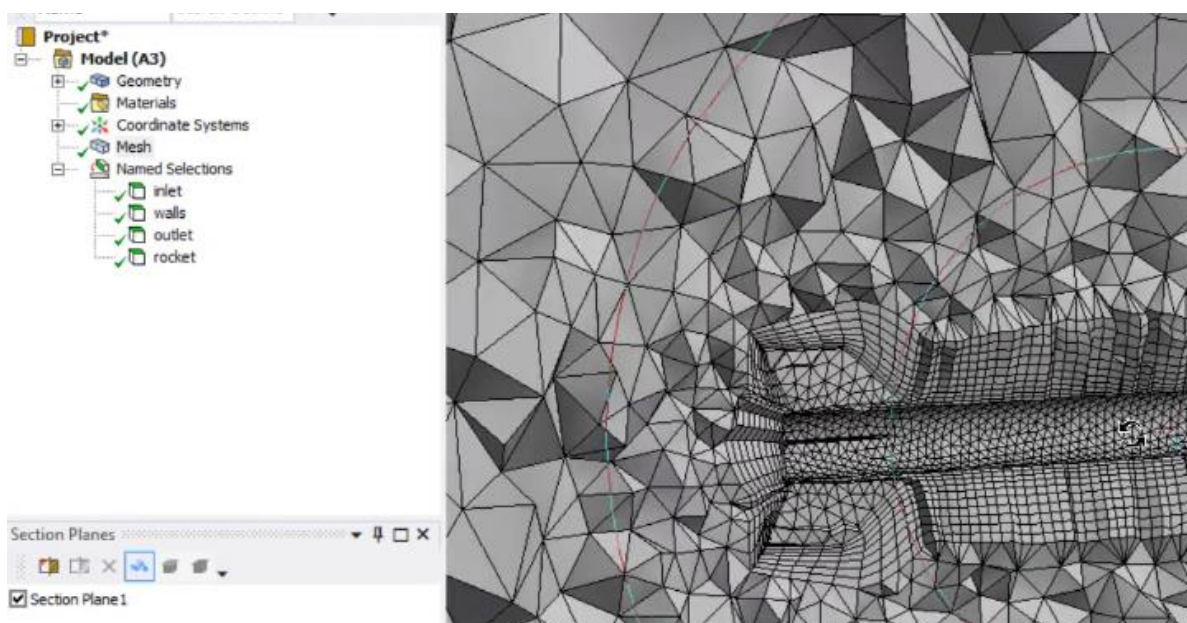


Рис. 3.1.20 Режим WireFrame

Налаштування параметрів розрахунків

Закриваємо вікно редактора сітки та відкриваємо через праву кнопку миші для редагування вікно налаштування Setup на панелі Fluid Flow вікна схеми проекту в головному інтерфейсі WorkBench (рис. 3.1.21).

Встановимо подвійну точність розрахунків та паралельні обчислення із 4-а ядрами (див. рис. 3.1.21) та натискуємо ОК для запуску побудови розрахункової моделі. У новому вікні редактора Parallel Fluent, в дереві побудови вибираємо Model -> Viscous – Lsmına, і новому вікні налаштувань параметри k-omega, SST, Production Limit (рис. 3.1.22).

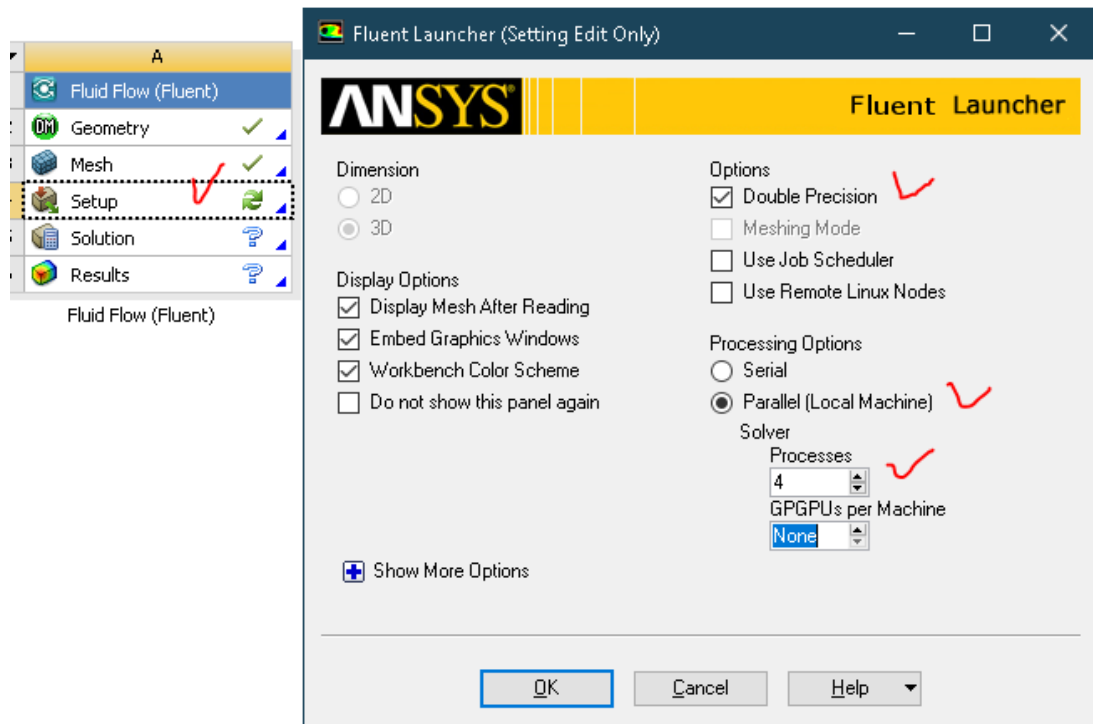


Рис. 3.1.21 Встановлено параметри точності для розрахунку

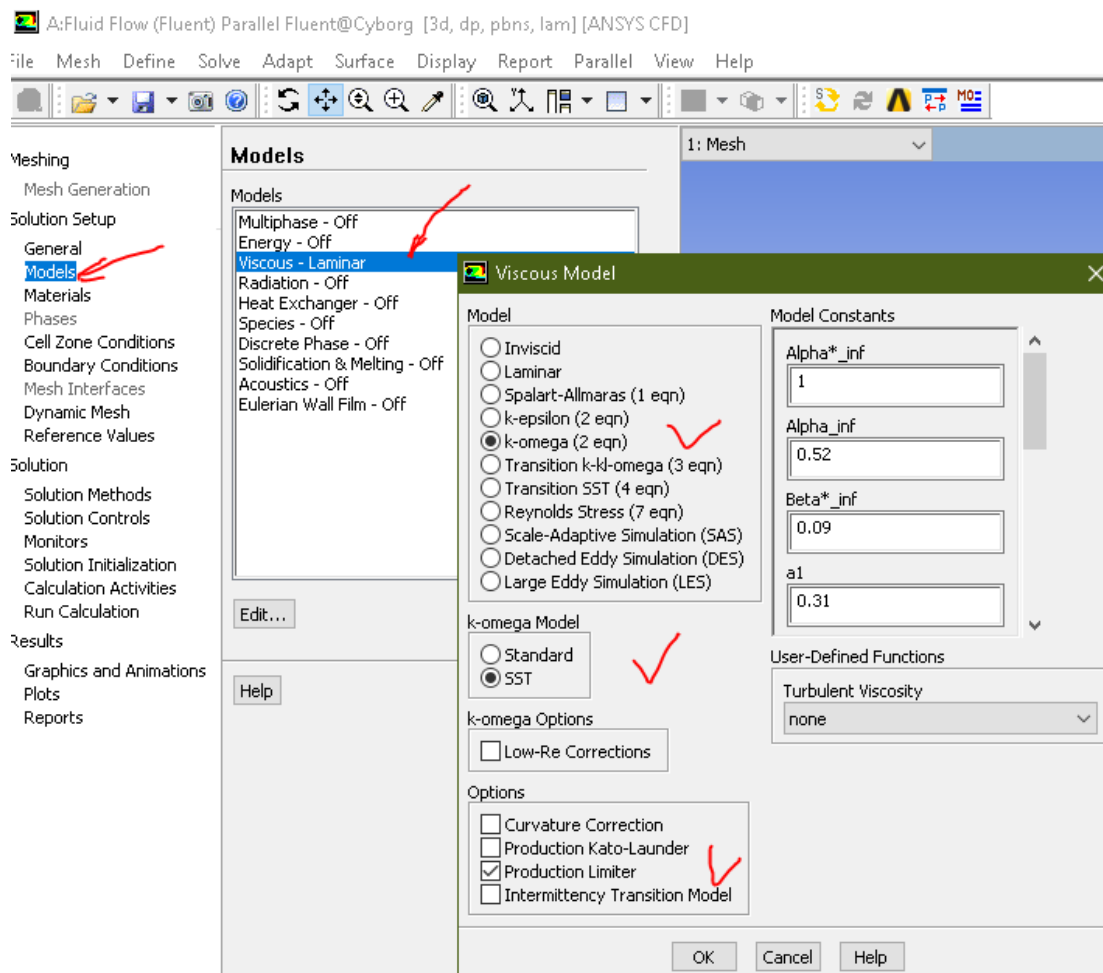


Рис. 3.1.22 Задано параметри k-omega, SST, Production Limit

Далі в дереві побудови налаштовуємо крайові умови (рис. 3.1.23). Вхідна швидкість Input (наприклад, 100 м/с); вихідна умова Output, стінка Wall та елемент ЛА Wing (крило) – нерухома стінка. Швидкість входу можна визначити як константу, або як параметр (див. рис. 3.1.23), для організації параметричних розрахунків.

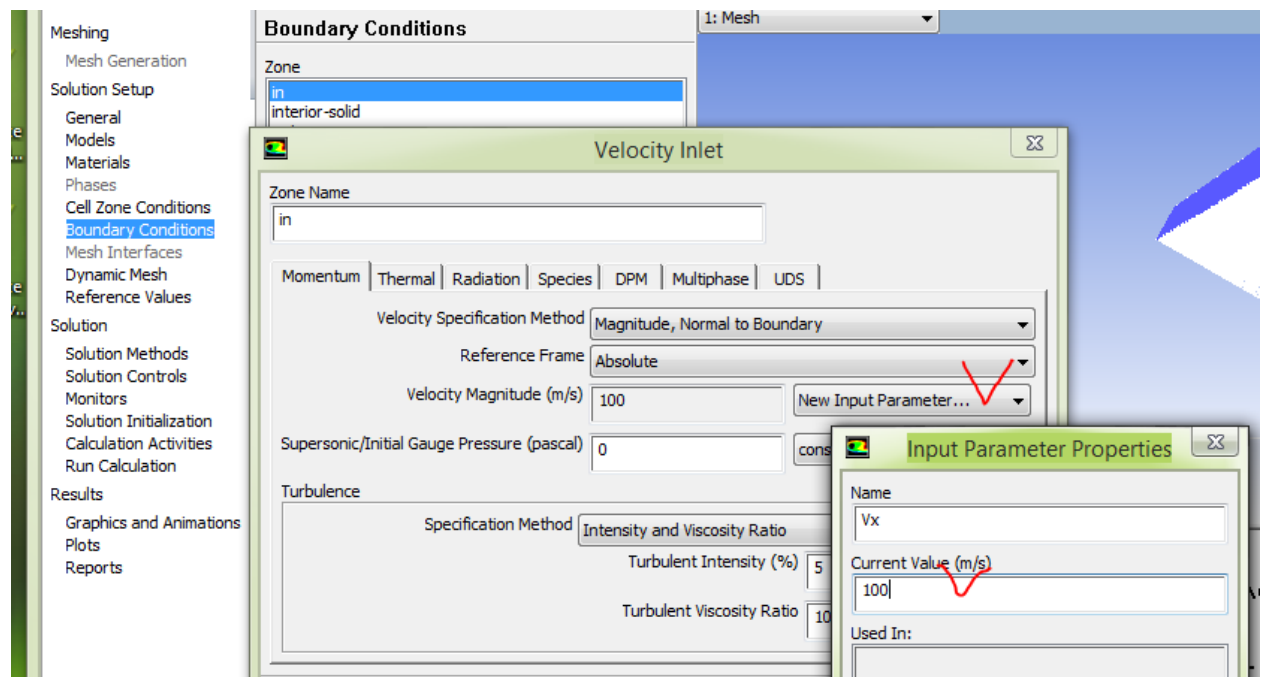


Рис. 3.1.23 Визначено швидкість входу

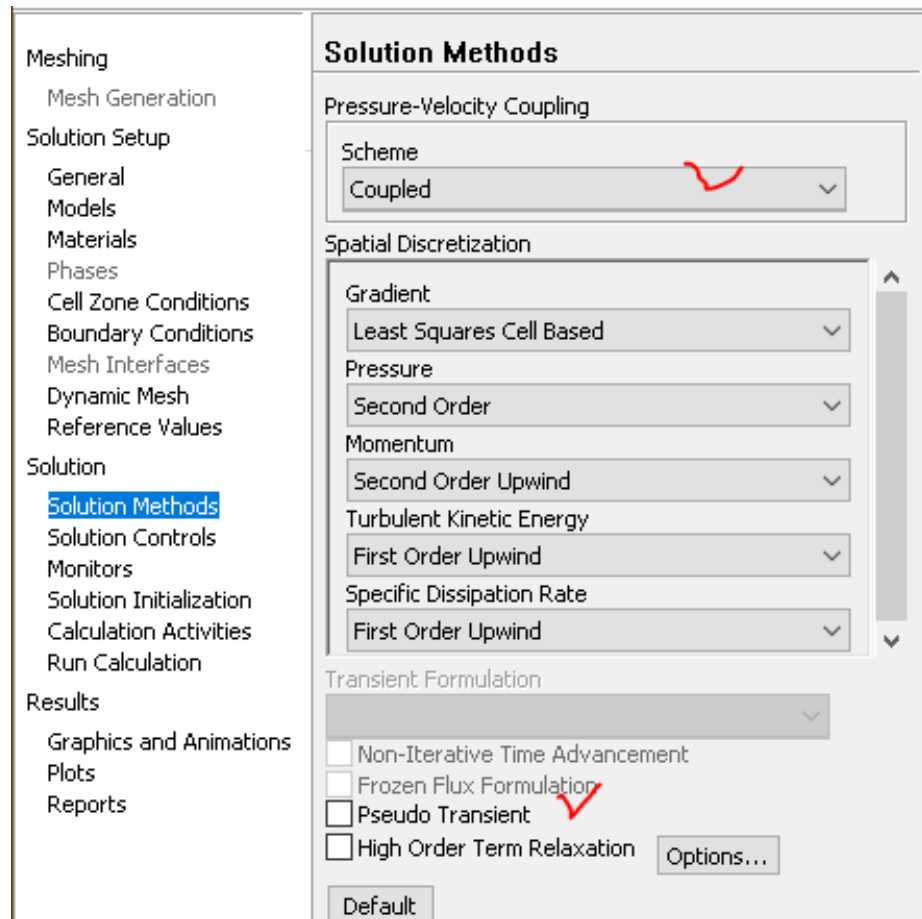


Рис. 3.1.24 Налаштування методу розрахунку Coupled

Налаштовуємо метод розрахунку Coupled (рис. 3.1.24) та визначаємо звіти про підйомну силу Lift та силу опору Drop в пункті дерева побудови Monitor (рис. 3.1.25) .

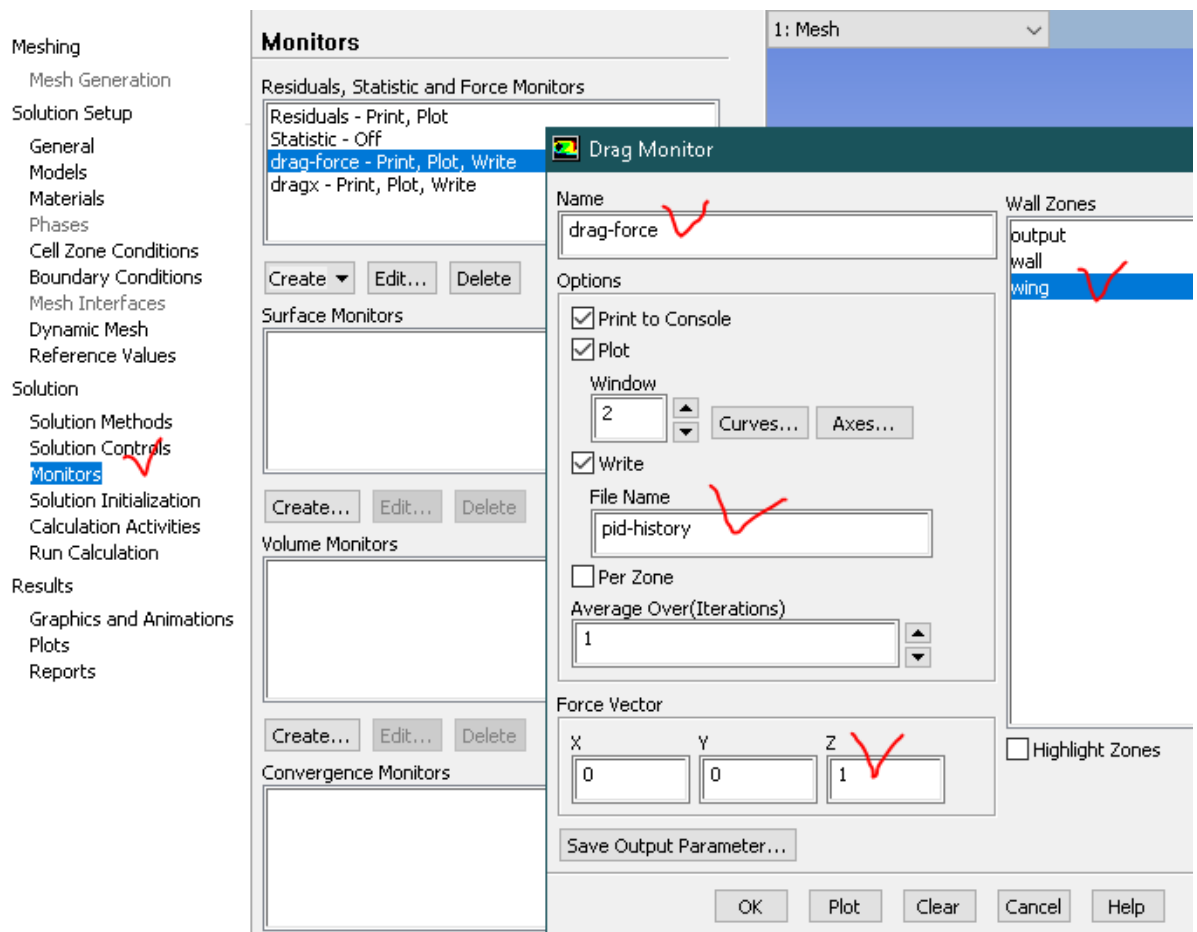


Рис. 3.1.25 Налаштовано звіти про силу опору та під'омну силу

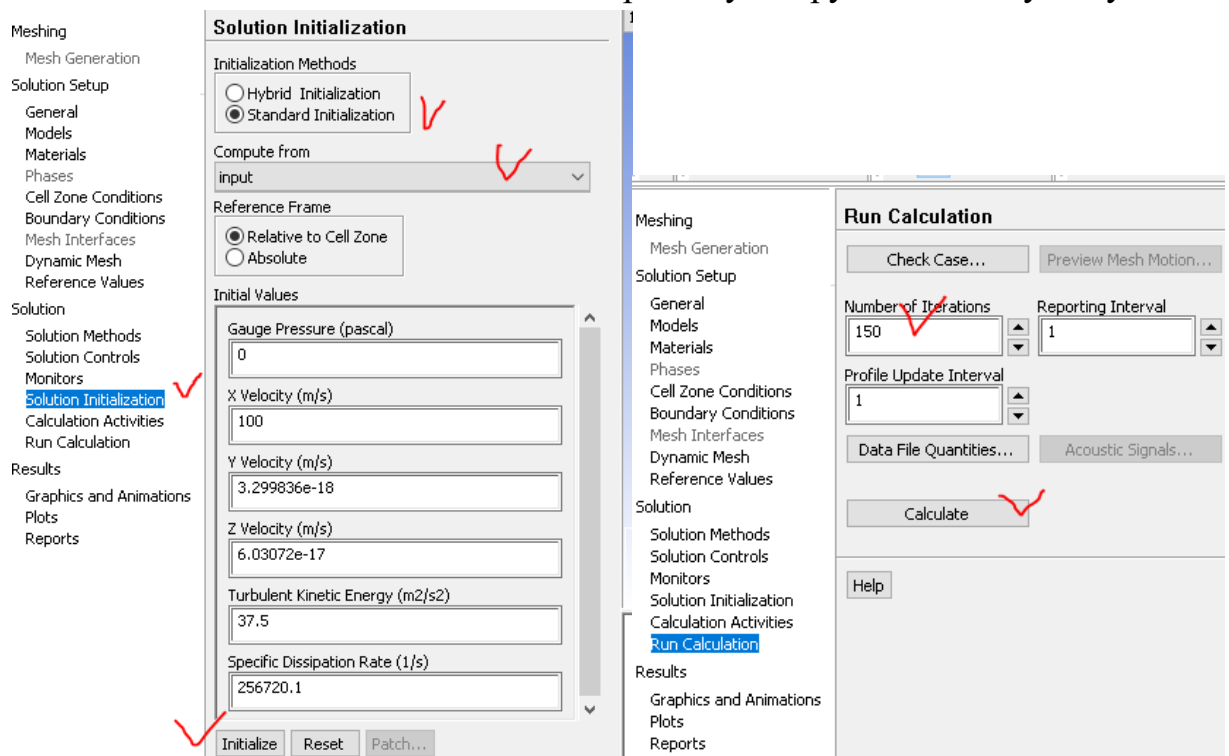


Рис. 3.1.26 Задано кількість ітерацій

Ініціалізуємо розрахунки стандартним методом, розпочинаючи із вхідної крайової умови у пункті Ініціалізація. Налаштовуємо 150 ітерацій та запускаємо розрахунки Calculate. Спостерігаємо розбіжності (рис. 3.1.27) в зазначених величинах між двома послідовними ітераціями. Усталеним можна вважати процес при збіжності в тисячні долі від номіналу.

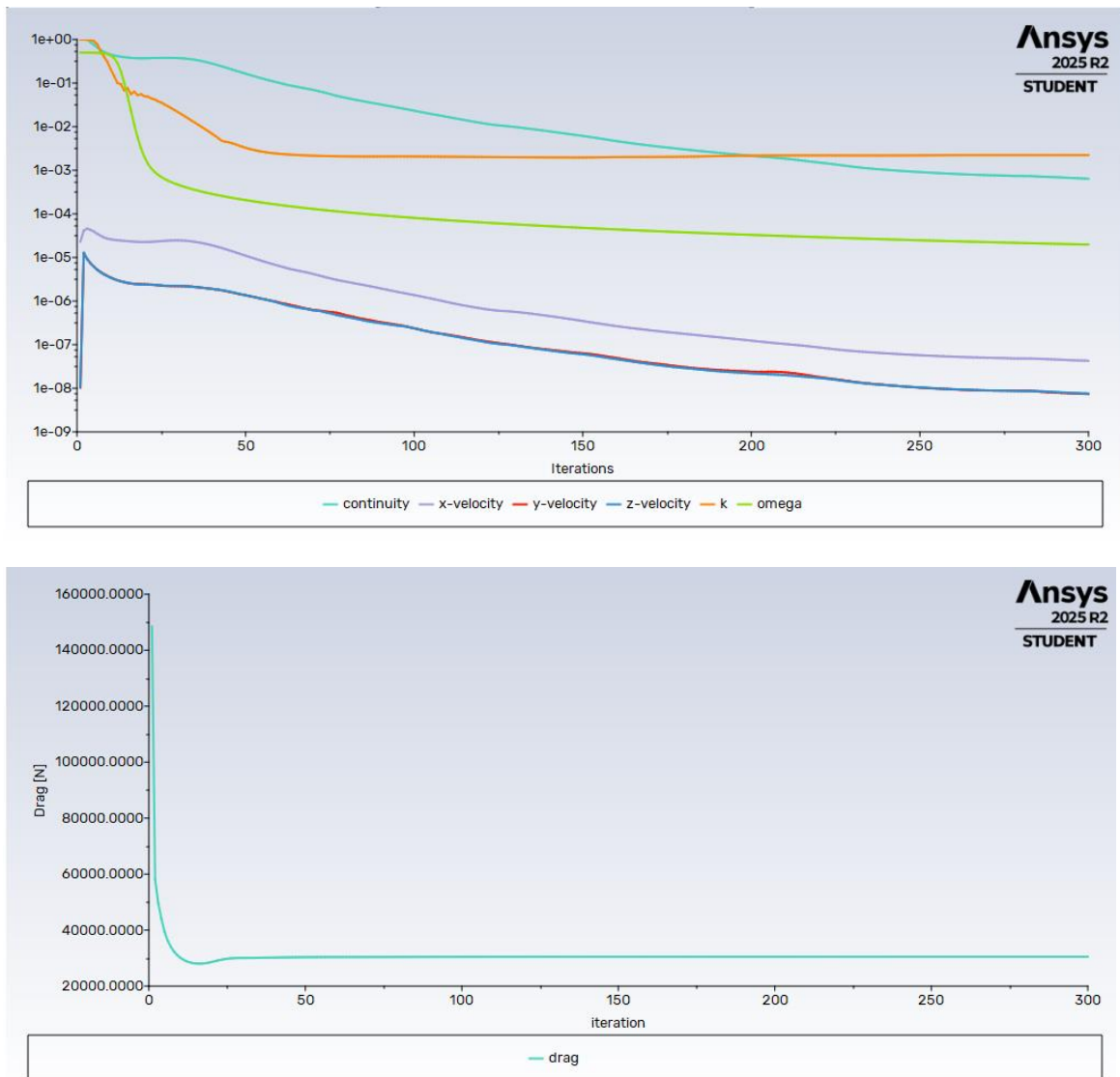


Рис. 3.1.27 Отримані графіки

Після цього закриваємо вікно налаштувань (Setup) та відкриваємо модель для редагування у додатку

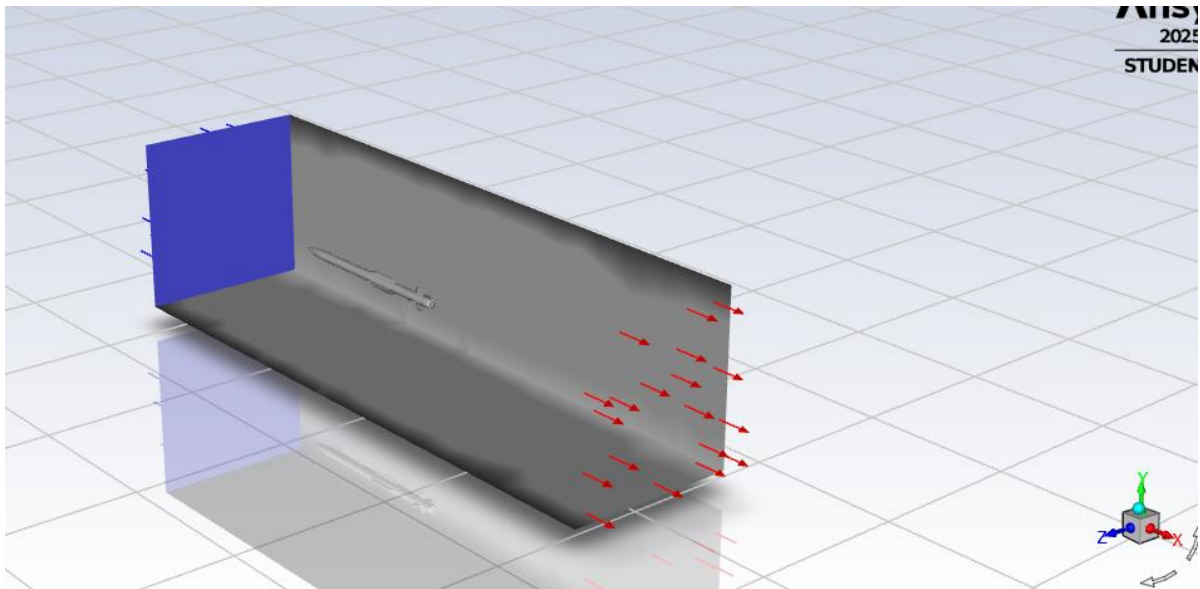


Рис3.1.28 Продувка моделі ракети в середовищі ANSYS Fluent

3.2. Обробка результатів

Закриваємо вікно розв'язчика зі збереженням налаштувань лише в поточній сесії, та дочекаємось завершення повідомлень в консолі та очищення пам'яті комп'ютера.

Для перегляду результатів можна використати окреме вікно результатів правим кліком по пункту Result в списку пунктів Fluid Flow (Fluent) (рис.3.2.1).

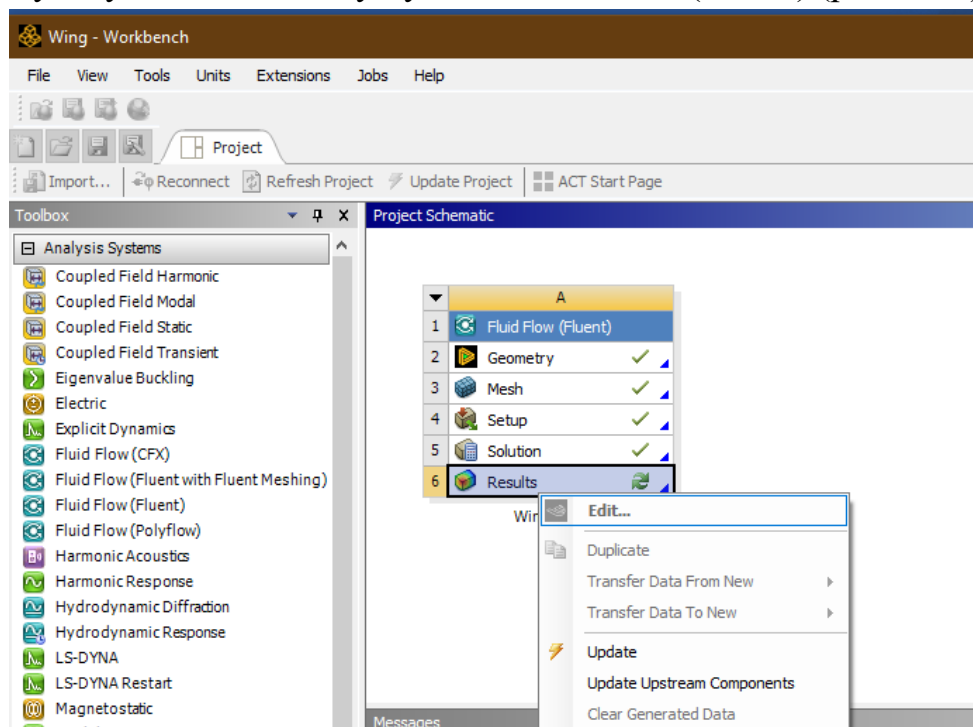


Рис. 3.2.1 Вікно результатів

За допомогою калькулятора можна визначити піднімальну силу та силу опору (рис.3.2.2), а також переглянути розподіл розрахункових параметрів по перерізам, зробленим за допомогою площин та ліній потоку (рис. 3.2.2)

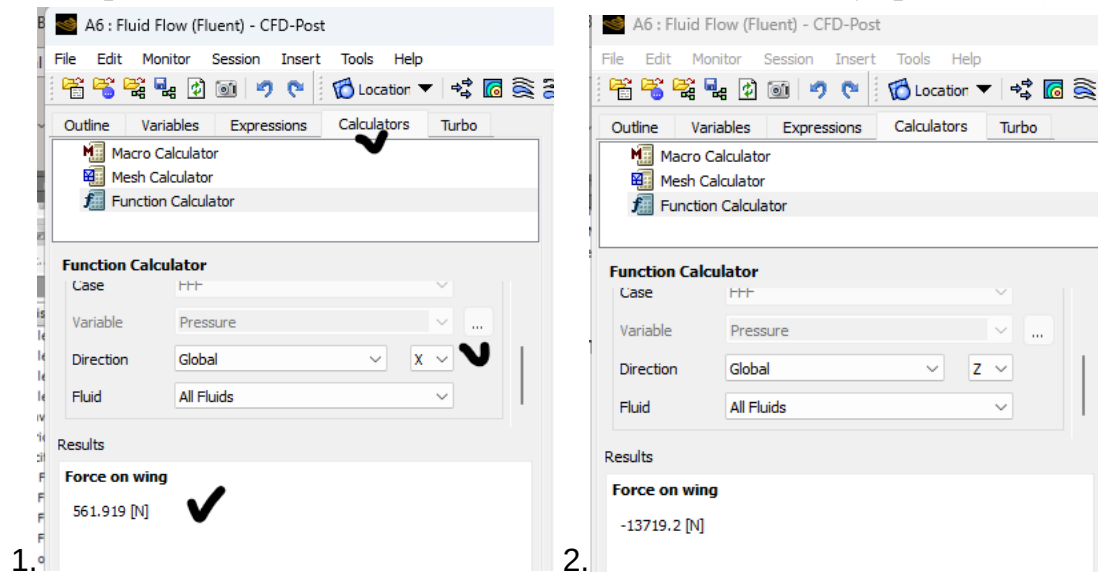


Рис. 3.2.2 Визначено підйомну силу та силу опору

На вкладці Calculation в дереві побудови (рис.21) обираємо Розрахунок функцій - Сили для елемента wing в напрямку осі OX. Для відображення розподілу швидкостей над ракетою та під ракетою потрібно ввести перетинаючу ракету площину, за допомогою відповідних піктограм на панелі інструментів, на певній відстані від площини системи координат та необхідного розміру, та активувати градацію кольорів Contour (рис.3.2.3).

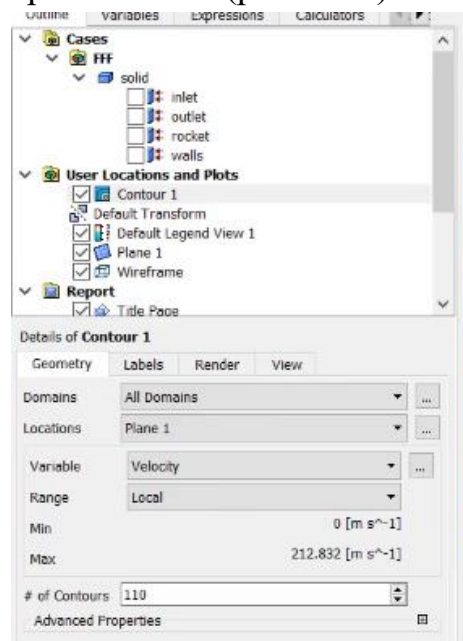


Рис. 3.2.3 Налаштування режиму відображення

У вікні результатів одержуємо значення сили опору. В разі вибору напрямку сили OZ , одержимо значення підйомної сили (рис. 3.2.4).

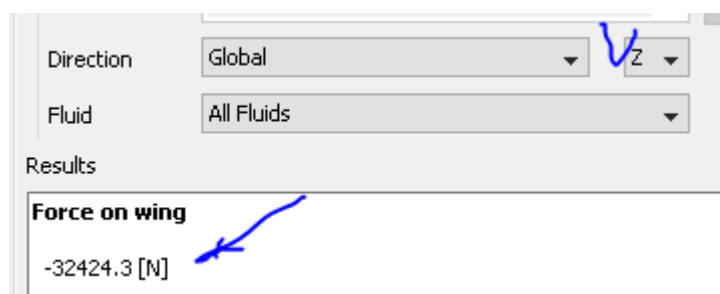


Рис 3.2.4 Значення підйомної сили

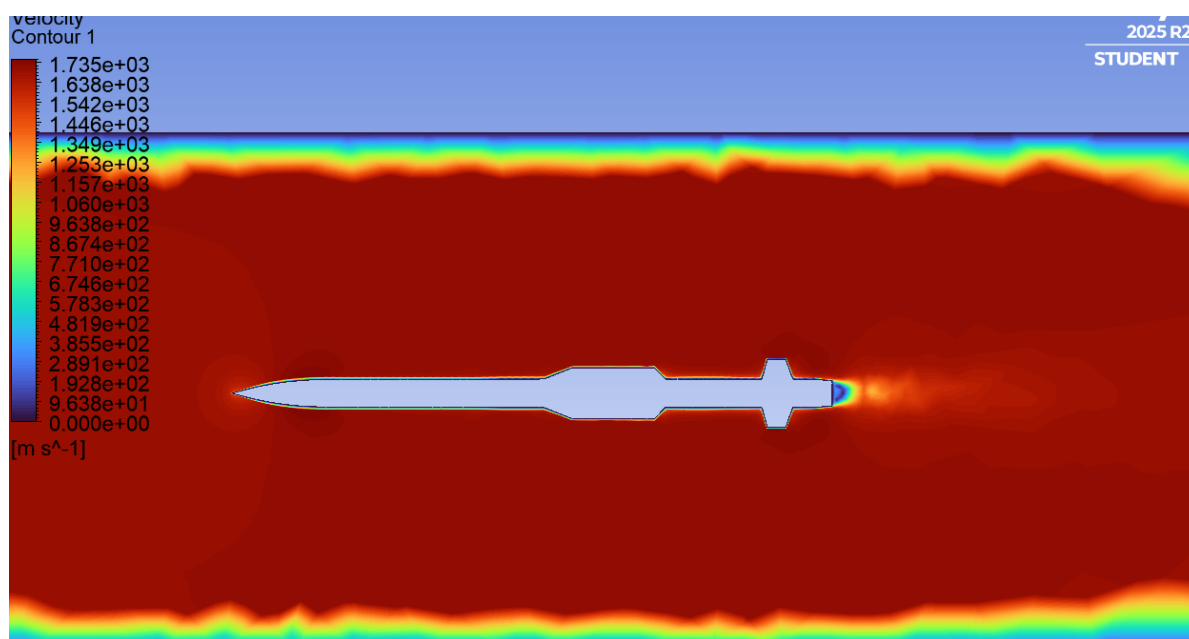


Рис. 3.2.5 Обтікання ракети

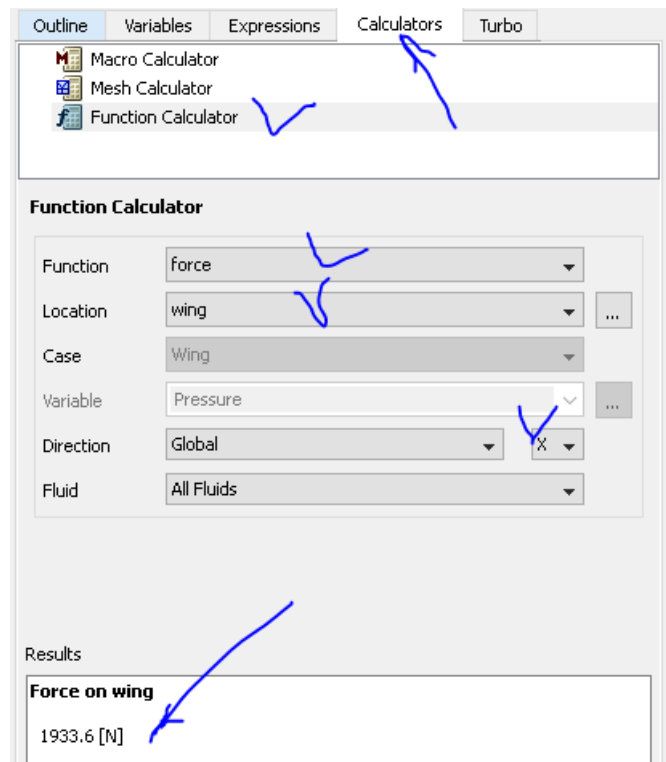


Рис. 3.2.6

Додамо лінії потоку до обсягу повітря для підтвердження правильності напрямків потоку за результатами розрахунків (рис. 3.2.7). Обираємо кількість ліній потоку, їх напрямок та площину, до якої ці лінії мають бути перпендикулярні.

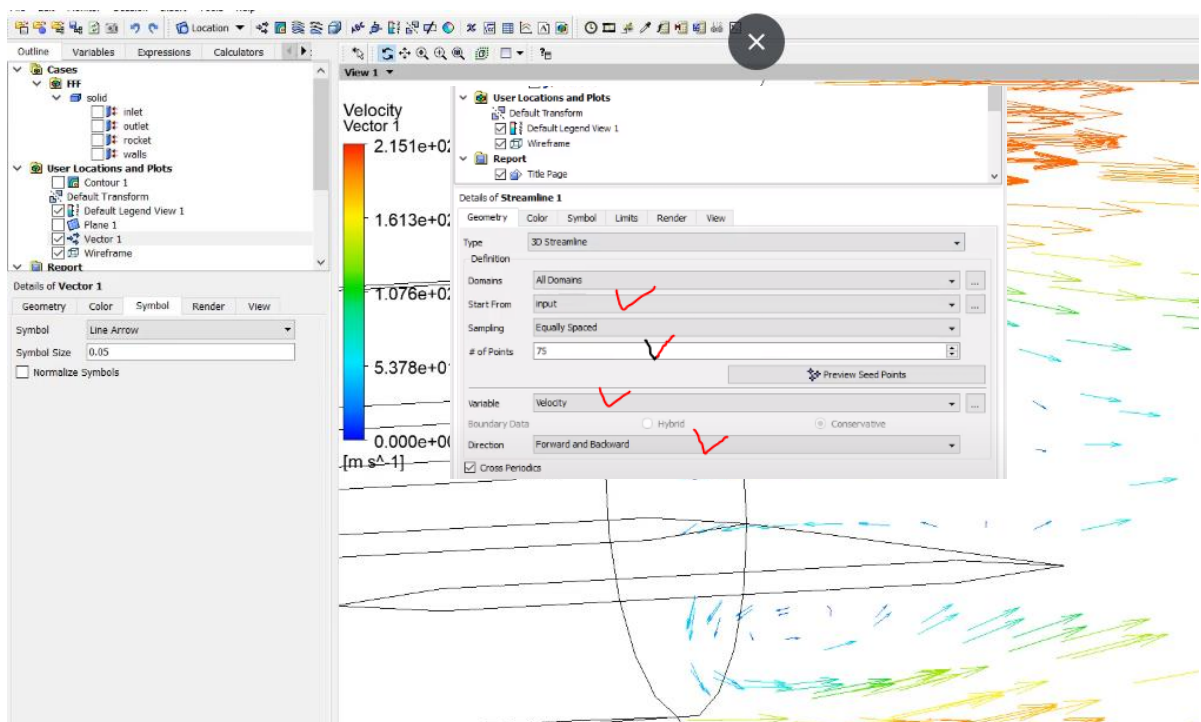


Рис. 3.2.7 Налаштування кількості ліній потоку та їх напрямку

Для наочності змінимо тип ліній на трубки потоку та збільшимо їх товщину (рис. 3.2.8).

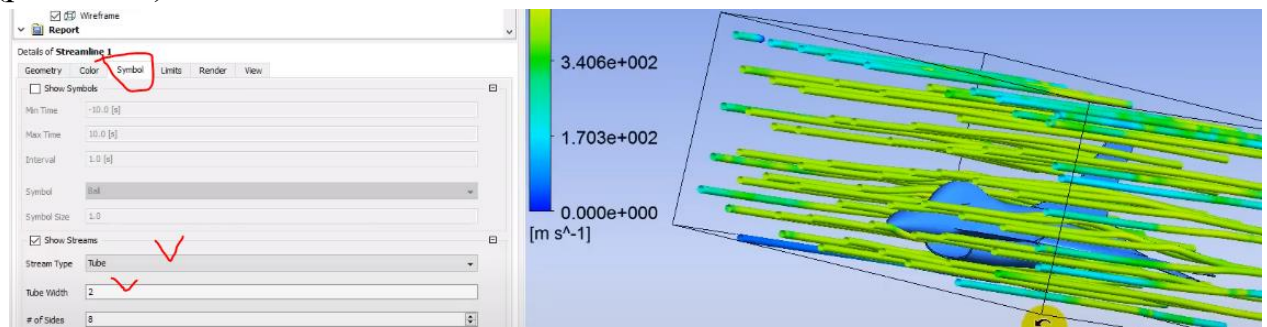


Рис. 3.2.8 Приклад налаштування товщини векторів

Можна також побудувати лінії швидкостей у вигляді вектору (рис. 3.2.9) для спостереження за циркуляцією потоку

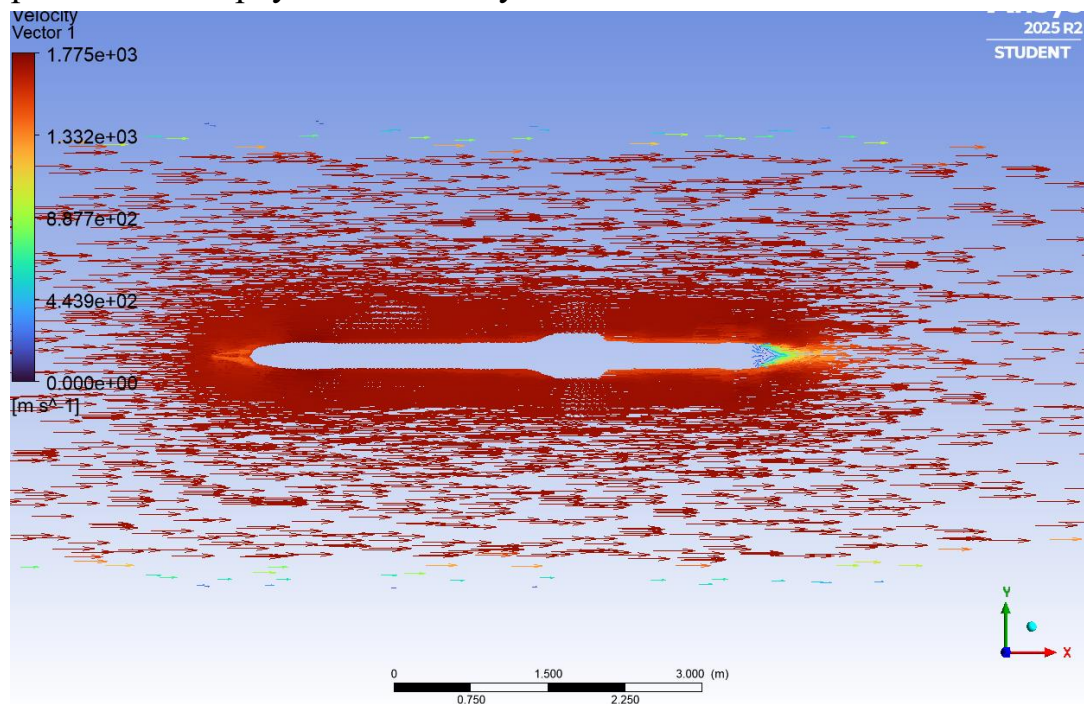


Рис 3.2.9. Демонстрація обтікання корпусу ракети у векторному вигляді

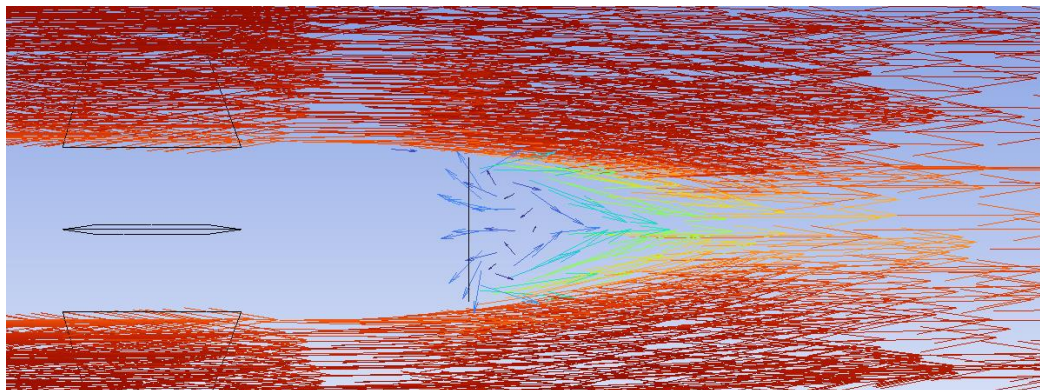


Рис 3.2.10. Зона утворення вихорів у хвостовій частині ЗКР

Щоб провести обчислення із варіюванням обраного параметру, можна скористатись відповідною опцією Parameter set в списку середовищ Workbench (рис. 3.2.11).

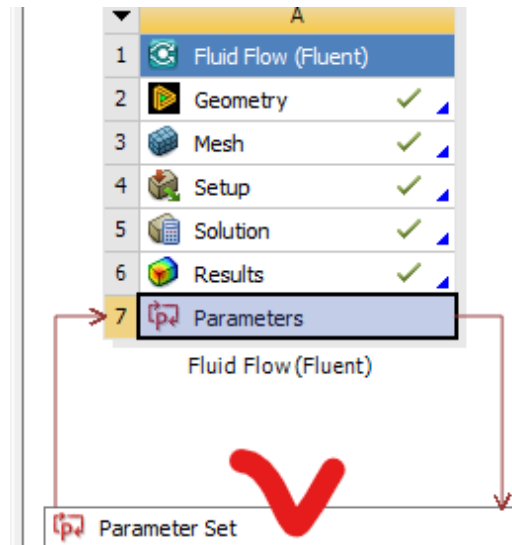


Рис. 3.2.11 Опція Parameter

Інтерфейс складається із 4-х вікон (рис. 3.2.12).

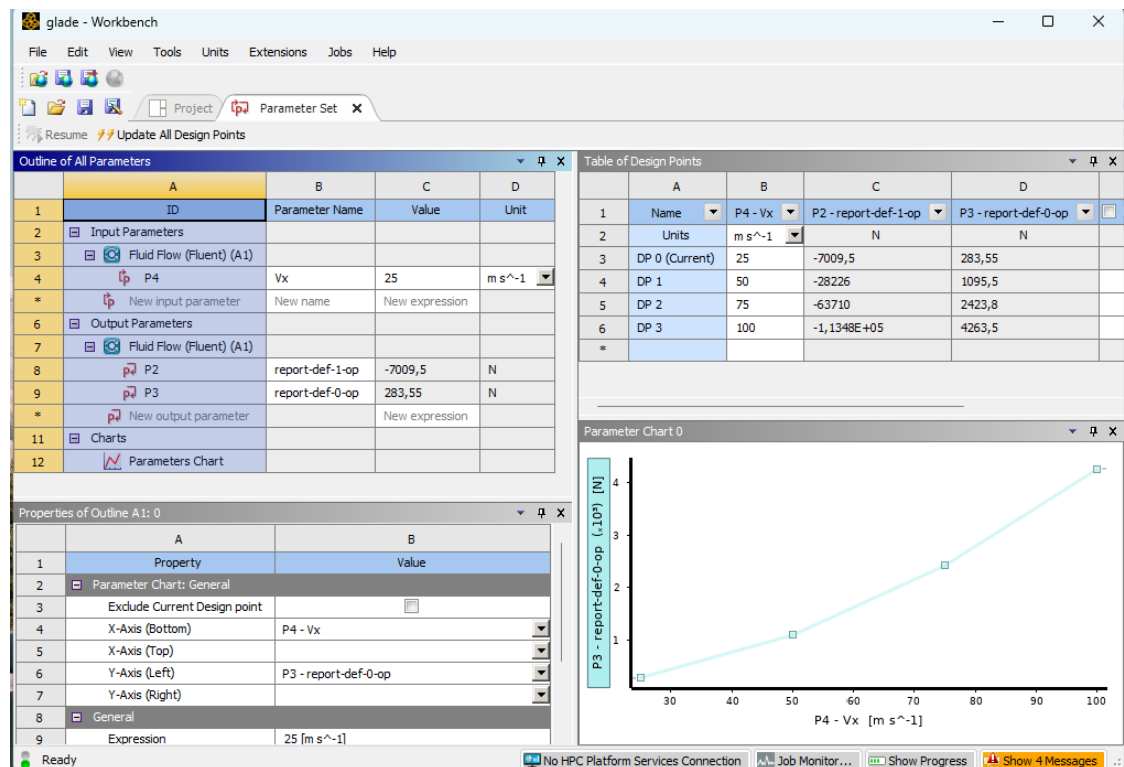


Рис. 3.2.12 Інтерфейс Parameter

В верхньому лівому вікні можна задати параметр, яким планується варіювати, наприклад швидкість набігаючого потоку V_x . В правому верхньому куті можна вибрати необхідні значення для параметру, який варіюється, клікаючи лівою кнопкою миші по комірці нижче від значення параметру V_x . В лівому нижньому вікні можна налаштувати елементи лівого верхнього вікна параметрів, зокрема, можна налаштувати значення по осях для графічного відображення залежності розрахункових значень від варіації параметру в правому нижньому вікні.

Можливість обрати параметр для подальшого відображення в вікнах роботи із параметрами, існує в кожному вікні задавання конкретних значень параметрів, зокрема і середовищі Solution при встановленні швидкості на вільній вхідній стінці в крайових умовах Inlet (рис. 3.2.13).

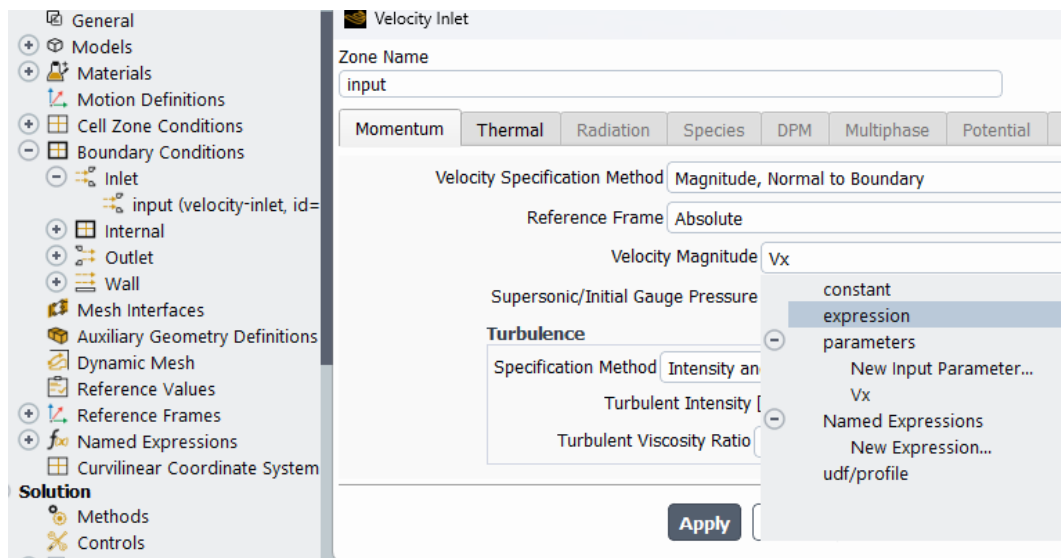


Рис. 3.2.13 Середовище Solution

А вже варіацію параметру зробити потім, в інтерфейсі налаштування параметрів (див. рис.3.2.13). Також в інтерфейсі встановлення параметрів є кнопка Update All Design Point, натискання на яку запустить автоматичне обчислення за декількома вхідними параметрами. По мірі обчислення, в правому верхньому вікні для кожного заданого значення вхідного параметру буде представлено у відповідність розрахункові значення зі встановленого звіту, зокрема, піднімальної сили та сили опору на рис. 50.

Для імпорту звіту із панелі параметрів в інші середовища в форматі html використовується головне меню File -> Export Report (рис. 3.2.14).

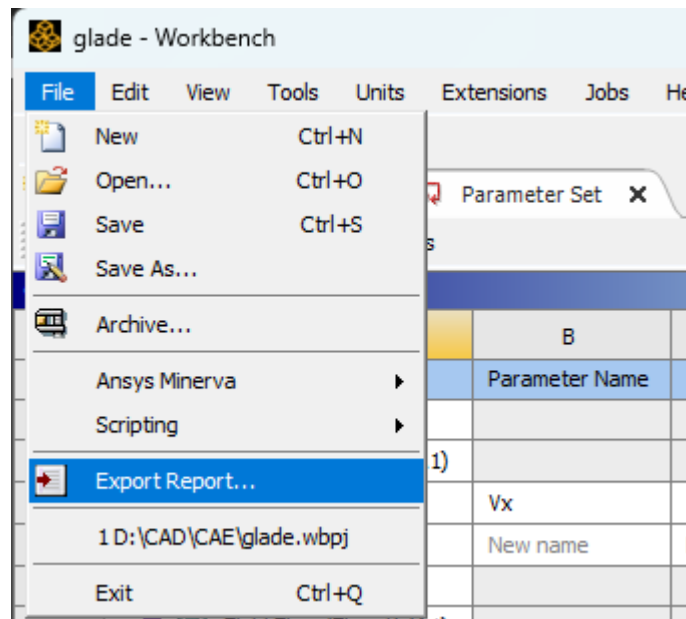


Рис. 3.2.14 Іморт звіту

І вже із формату html можна дані скопіювати за допомогою контекстного меню (рис. 3.2.15) та передати через буфер обміну в інший редактор для побудови графіків, зокрема, і Excel.

 A screenshot of a web browser window displaying a table of design points. The browser's address bar shows 'D:/CAD/CAE/glade_report.html'. The table has columns: Name, P4 - Vx, P2 - report-def-1-op, P3 - report-def-0-op, Retained, Retained Data State, and Report. A context menu is open over the table, offering options like 'Копіювати', 'Запитати в Copilot', 'Пошук в Інтернеті...', 'Друк', 'Перекласти...', 'Інші інструменти', and 'Перевірити'. Below the table is an 'Outline of All Parameters' section with a table of parameter details.

Name	P4 - Vx	P2 - report-def-1-op	P3 - report-def-0-op	Retained	Retained Data State	Report
Units	m s ⁻¹	N	N			
DP 0 (Current)	25	-7009,5	283,55	yes	☒	
DP 1	50	-28226	1095			
DP 2	75	-63710	2423			
DP 3	100	-1,1348E+05	4263			

ID	Parameter Name	Value
Input Parameters		
Fluid Flow (Fluent)		
P4	Vx	25
Output Parameters		
Fluid Flow (Fluent)		
P2	report-def-1-op	-7009,5 N
P3	report-def-0-op	283,55 N

Рис. 3.2.15 Копіювання отриманих даних

Зокрема, таким чином можна побудувати поляри ЛА, аналогічно можливостям інших програмних продуктів, задаючи набігаючий потік під різними кутами для кожного розрахунку.

Експортований файл буде містити інформацію про сам проект, розташування звітних файлів, таблиці із параметрами і графіки (в разі якщо такі графіки побудовані в закладці параметрів). Перекинемо результати обчислень через буфер пам'яті в текстовий файл (рис. 3.2.16).

Design Points

Name	P1 - Vx	P3 - Vy	P4 - lift	P5 - drop	P6 - Output Parameter	Exported	Report	Note
Units	m s ⁻¹	m s ⁻¹	N	N	radian			
Current	100	0	-2,3833E+05	6373,8	0			
DP 1	100	2	-2,6232E+05	6356,6	0,019997			
DP 2	100	4	-3,2217E+05	5696,8	0,039979			
DP 3	100	10	-5,0693E+05	-913,77	0,099669			
DP 4	100	20	-9,517E+05	-29778	0,1974			
DP 5	100	25	-1,1936E+06	-51287	0,24498			

keenergy.txt — Блокнот

Файл	Правка	Формат	Вид	Справка
Current	100	0	-2,3833E+05	6373,8 0
DP 1	100	2	-2,6232E+05	6356,6 0,019997
DP 2	100	4	-3,2217E+05	5696,8 0,039979
DP 3	100	10	-5,0693E+05	-913,77 0,099669
DP 4	100	20	-9,517E+05	-29778 0,1974
DP 5	100	25	-1,1936E+06	-51287 0,24498

Рис. 3.2.16 Дані в текстовому форматі

Проведемо обчислення по всім точкам для трьох різних моделей турбулентності: 1) ke Energy RNG (рис.33), 2) kw SST (рис. 3.2.15), 3) SA (рис. 3.2.18). Текстові файли із результатами обчислень назвемо відповідно до моделей турбулентності, встановлених в розрахунках.

1	Name	P4 - Vx	P5 - Vz	P2 - report-def-1-op	P3 - report-def
2	Units	m s ⁻¹	m s ⁻¹	N	N
3	DP 0 (Current)	100	25	-4,6396E+05	-38083
4	DP 1	100	20	-3,9784E+05	-27378
5	DP 2	100	10	-2,5769E+05	-8437,6
6	DP 3	100	4	-1,4587E+05	1362,9
7	DP 4	100	2	-1,0152E+05	3312,9
8	DP 5	100	0	-90956	3702,3

Рис. 3.2.17

1	Name	P4 - Vx	P5 - Vz	P2 - report-def-1-op	P3 - report-def
2	Units	m s ⁻¹	m s ⁻¹	N	N
3	DP 0 (Current)	100	25	-4,5771E+05	-36890
4	DP 1	100	20	-3,9247E+05	-26303
5	DP 2	100	10	-2,5428E+05	-7710,7
6	DP 3	100	4	-1,5032E+05	1446,4
7	DP 4	100	2	-1,0117E+05	3579,8
8	DP 5	100	0	-79744	4190,2

Рис. 3.2.18

Попередній аналіз результатів показує, що моделі kw SST Spartata-Almarosa дають дуже близькі результати, тоді як модель ke – RNG показує менші значення сил, особливо в точці зриву потоку. Власне для аналітичного врахування відривних течій ця модель і побудована. Додатково проведемо порівняння із експериментальними полярами.

Обробку даних проведемо в програмі Matlab. Імпортуємо текстовий файл в середовище Matlab у вигляді стовпчиків (рис. 3.2.19).

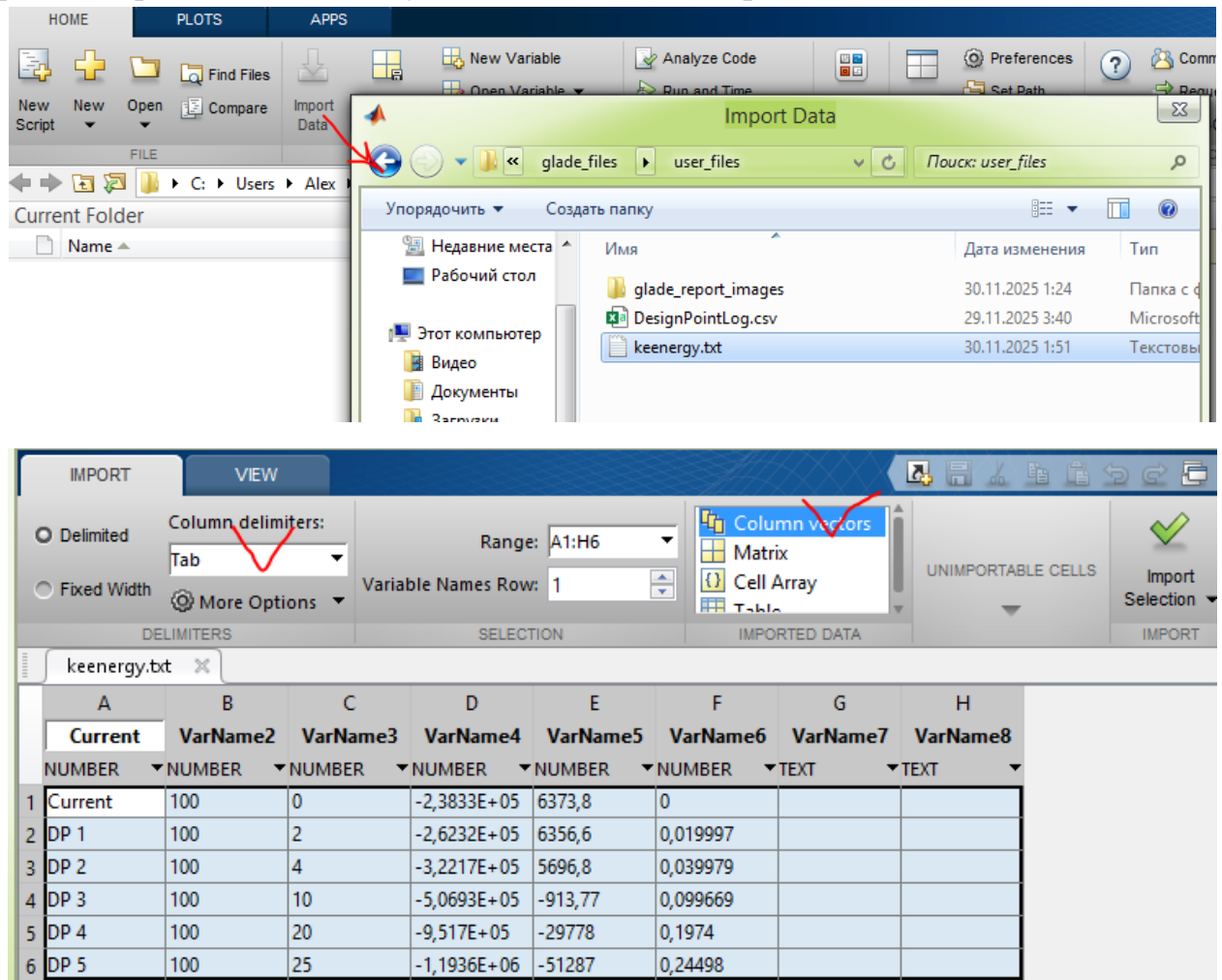


Рис. 3.2.19 Обробка даних у Matlab

В робочому просторі переназвемо імпортовані змінні за їх змістом (рис. 3.2.20).

Workspace			
Name ▲	Value	Min	Max
alfa	[0;0.0200;0.0400;0.099...	0	0.2450
Fx	[-238330;-262320;-32...	-1193...	-238330
Fy	[6.3738e+03;6.3566e+...	-51287	6.3738...
Vx	[100;100;100;100;100;...	100	100
Vy	[0;2;4;10;20;25]	0	25

Рис. 3.2.20 Змінним надо їхні фактичні назви

Для моделей із приміжним шаром та із використанням інструменту параметричного повороту в середовищі ANSYS Design Modeler, поляри крила (рис. 3.2.21) та крива піднімальної сили (рис. 3.2.21) більш близькі до аналітично обчислених. Код, який використано для побудови поляри, враховує нееліптичність крила 0,85 та індуктивний опір

```
%модуль повітряної швидкості
V=100;
%розміри хорди , мм
B0=2.1; BK=2.1;
%розмах крил, мм
L = 21;
%Проекційна площа крила
S=(B0+BK)/2*L/2;
%подовження крила
lambda=(L)^2/(2*S);
%густина повітря
ro = 1.225;
%приведення сил до коефіцієнтів
cy01=-Z*2./(ro*S*V.^2);
cy1=cy01./(1+cy01/(pi*lambda));
cx1=X*2./(ro*S*V.^2)-1*cy1.^2/(0.85*pi*lambda);
cy02=-Z1*2./(ro*S*V.^2);
cy2=cy02./(1+cy02/(pi*lambda));
cx2=X1*2./(ro*S*V.^2)-1*cy2.^2/(0.85*pi*lambda);
cy03=-Z2*2./(ro*S*V.^2);
cy3=cy03./(1+cy03/(pi*lambda));
cx3=X2*2./(ro*S*V.^2)-1*cy3.^2/(0.85*pi*lambda);
```

Дані вимірювань сил опору X та підіймальної Y із закладки ANSYS Parameters для різних кутів атаки alfa узагальнено в Таблиці 2

Таблиця 2

Модель	ke energy RNG		kw SST		Spalart-Allmaras	
Alfa, °	X, H	Z, H	X1, H	Z1, H	X2, H	Z2, H
	1.0e+04 *		1.0e+04 *		1.0e+04 *	
0	0.4032	-65308	0.3928	-65355	0.3952	-64237
2	0.4662	-89138	0.4586	-88269	0.4585	-87467
4	0.6304	-112550	0.6185	-111010	0.6177	-110030
6	0.8500	-136310	0.8281	-133850	0.8293	-133130
10	1.4652	-180840	1.4245	-168480	1.5472	-162890
12	1.9206	-159480	2.1876	-175980	2.1666	-162400
14	2.6225	-157860	2.7342	-177240	2.8629	-160610
16	3.1499	-152760	3.1957	-176820	3.5800	-163890
18	3.8527	-150400	4.3037	-166630	4.5210	-168040

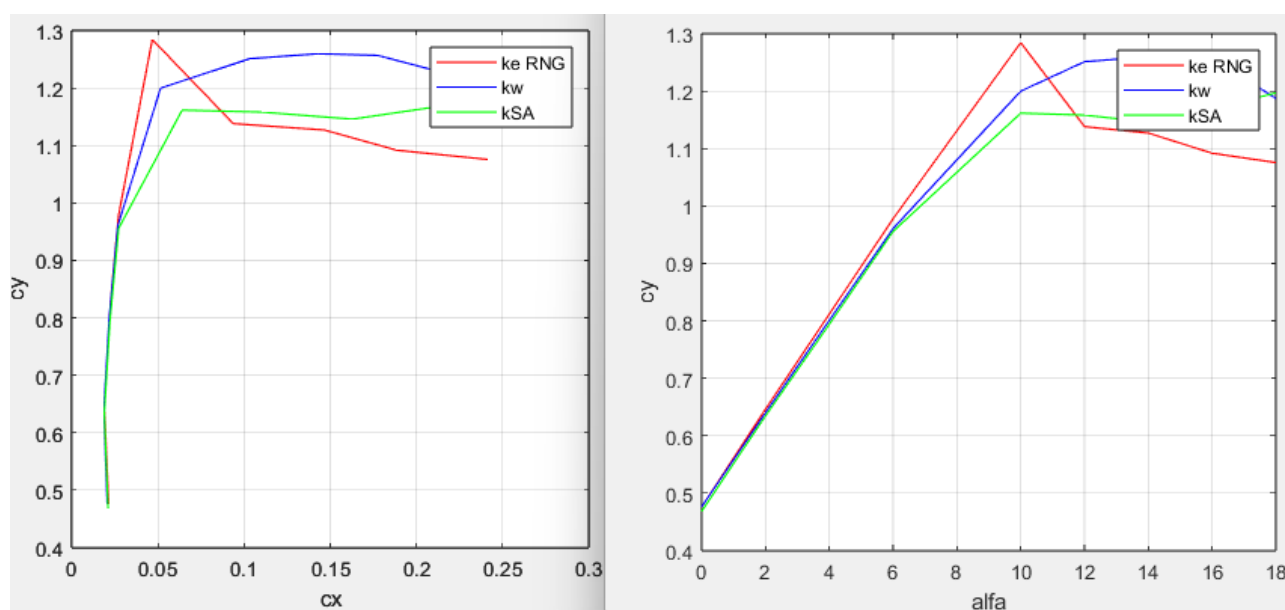


Рис. 3.2.21 Дані вимірювань

Як і очікувалось, графіки вийшли близькими, що говорить про те, що ключову роль в точності обчислень все ж відіграють налаштування сітки, бо саме сітка була однаковою для всіх моделей турбулентності. На великих кутах атаки спостерігається загин поляри, що свідчить про врахування в розрахункових моделях турбулентності впливу відриву потоку. При обчисленні із поворотом корпусу ракети по відношенню до кубу повітря коефіцієнт піднімальної сили близький до експериментального для високого числа Рейнольдса. Перелом характеристики підіймальної сили в обчисленій кривій спостерігається на 10 град. (модель ke energy RNG), на експериментальній – починаючи із 12 град, різниця якраз відповідає куту встановлення крила, який складає 2 град. В програмі ще залишається достатньо інструментів (розміри сітки, кількість ітерацій, особливості сітки на характерних ділянках), які дозволяють підвищити точність обчислень.

3.3. Динаміка польоту зенітної керованої ракети

Аеродинамічна компоновка ЗКР.

Під аеродинамічною компоновкою ЗКР розуміється взаємне розміщення основних частин ракети. Аеродинамічна схема ЗКР в загальному випадку включає корпус, крила, органи управління і стабілізації. Аеродинамічно симетричною називається ракета, при обертанні якої навколо поздовжньої осі, при заданій орієнтації її щодо повітряного потоку, що набігає, аеродинамічні сили і моменти не змінюються як за величиною, так і за напрямом. Залежно від взаємного розташування кермів і крил на корпусі ракети, аеродинамічна компоновка може бути виконана:

- за нормальною схемою;
- за схемою «безхвостка»;
- за схемою "качка";
- за схемою із поворотним крилом.

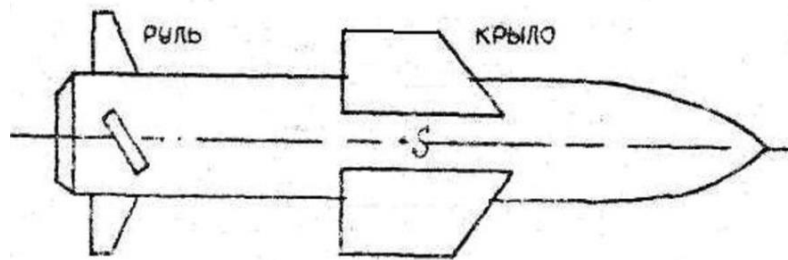


Рис 3.3.1. Нормальна схема ЗКР

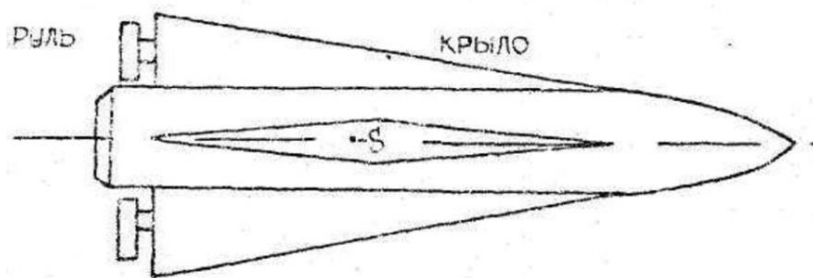


Рис 3.3.2. Схема ЗКР «безхвостка»

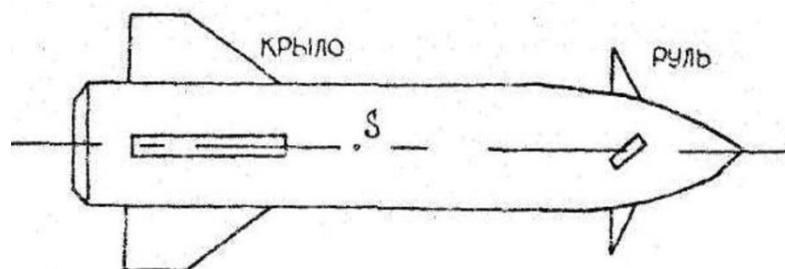


Рис 3.3.3. Схема ЗКР «качка»



Рис 3.3.4. Аеродинамічна схема «поворотне крило»

Аеродинамічні моменти, що діють на ракету у польоті.

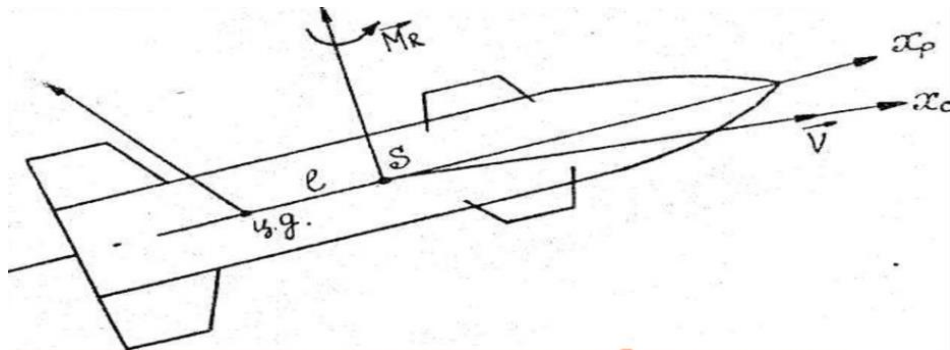


Рис 3.3.5. При вирішенні завдання аеродинамічного компонування ракети враховують, що центр тиску та центр мас ракети не збігаються, і тому на неї діє головний момент аеродинамічних сил M_R . Момент M_R сили R зображують прикладеним у центрі S вектором M_R

$$M_R = m_R \cdot q \cdot S_{кр} \cdot b_a$$

m_R - безрозмірний аеродинамічний коефіцієнт, що залежить від форми ракети, її положення на траєкторії, швидкості та; інших умов польоту.

b_a – середня аеродинамічна хорда крила.

q величина швидкісного натиску.

Головний момент аеродинамічних сил повертає ракету навколо центру мас.

При вивченні обертання ракети навколо центру мас головний момент аеродинамічних сил прийнято розкласти на три складові по осях пов'язаної системи координат $SX_pY_pZ_p$ (див. Рис5)

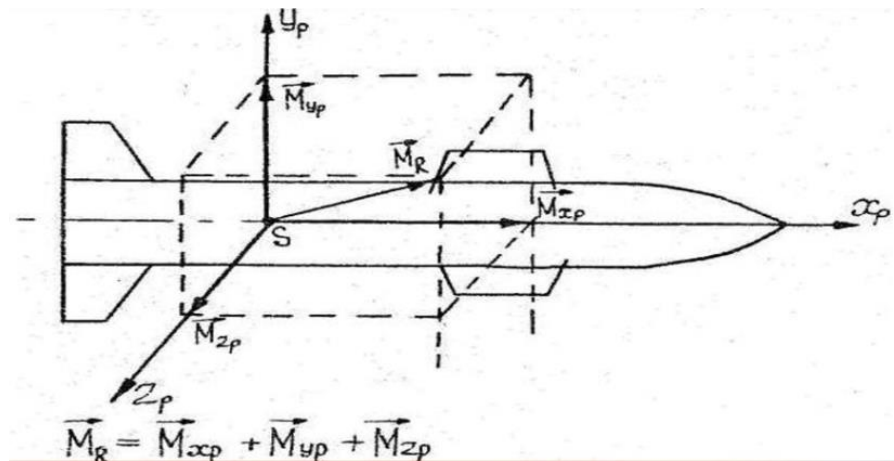


Рис 3.3.6.

де

M_{xp} - момент крену

M_{yp} - момент нишпорення

M_{zp} - момент тангажу.

Керуючі, стабілізуючі та гасять моменти крену, нишпорення та тангажу утворюють систему аеродинамічних моментів.

$$\begin{aligned}\vec{M}_{xp} &= \vec{M}_{xp}^y + \vec{M}_{xp}^{ст} + \vec{M}_{xp}^T \\ \vec{M}_{yp} &= \vec{M}_{yp}^y + \vec{M}_{yp}^{ст} + \vec{M}_{yp}^T \\ \vec{M}_{zp} &= \vec{M}_{zp}^y + \vec{M}_{zp}^{ст} + \vec{M}_{zp}^T\end{aligned}$$

Стабілізуючий момент тангажу $M_{zp}^{ст}$ виникає при відхиленні поздовжньої осі ракети у вертикальній площині від напрямку вектора швидкості V , тобто. у разі виникнення кута атаки α (див. рис.) він створює складової підйомної сили $Y_a \alpha$.

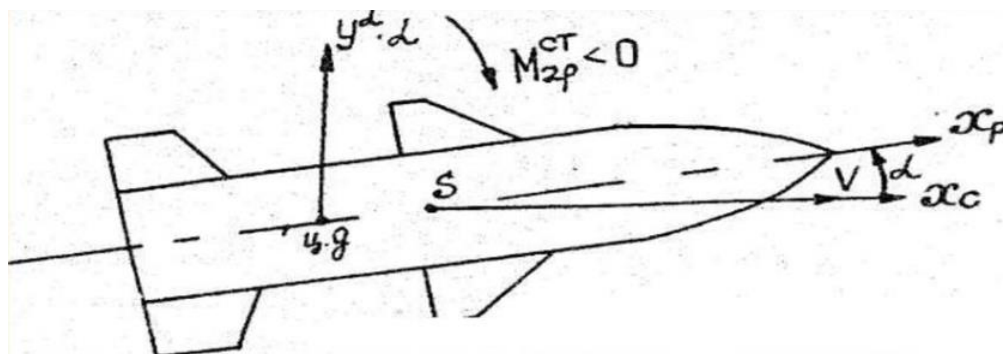


Рис 3.3.7.

Ракети, які під дією стабілізуючого моменту повертаються до початкового положення, називаються статично стійкими.

Розмір стабілізуючого моменту тангажу пропорційна розі атаки α .

$$M_{zр}^{ст} = M_{zр}^{\alpha} \cdot \alpha$$

$$M_{zр}^{ст} = m_{zр}^{\alpha} \cdot q \cdot S_{кр} \cdot b \cdot \alpha$$

Управляючий момент тангажу $M_{zру}$ виникає при відхиленні органів управління від нульового положення та появи, як наслідок цього, складової підйомної сили $Y_{\delta B}$

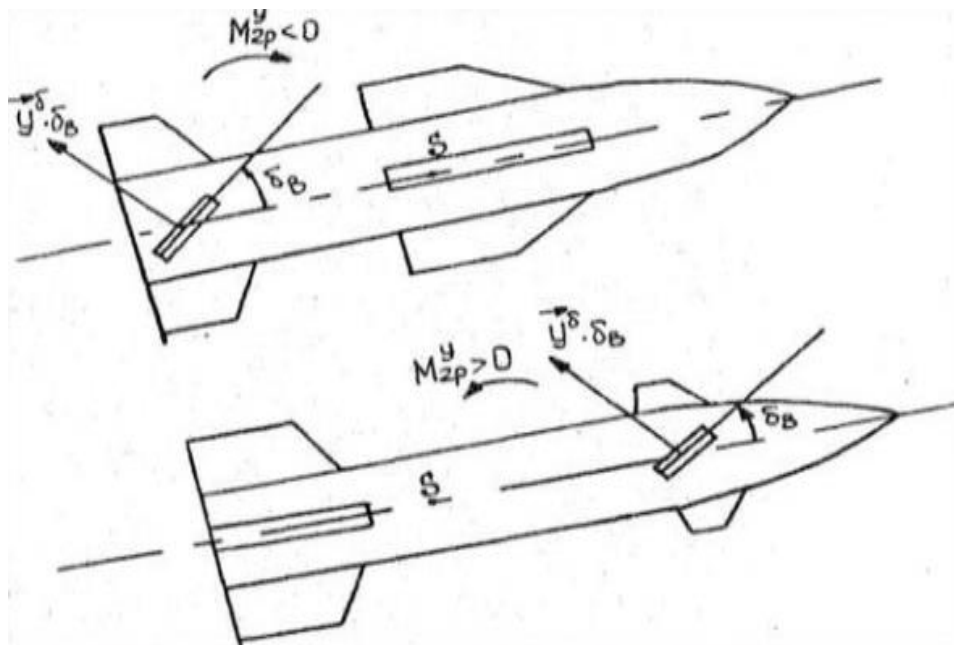


Рис 3.3.8.

Величина моменту тангажу, що управляє, залежить від кута відхилення органів управління.

$$M_{zр}^y = M_{zр}^{\delta} \cdot \delta_B$$

де $M_{zр}^{\delta}$ – коефіцієнт пропорційності керуючого моменту тангажу.

Під впливом керуючого моменту тангажу ракета повертається навколо поперечної осі SZ_p і змінює своє положення щодо потоку, що набігає. Якби при цьому не виникав стабілізуючий момент M_{zprc} , який діє в протилежному напрямку, ракета безперервно оберталася б навколо осі SZ_p . За умови рівності стабілізуючого моменту моменту, що управляє ($M_{zprc} = M_{zpy}$), обертання ракети припиниться і встановиться кут атаки, який залежатиме від кута повороту органів управління.

Демпфуючий момент тангажу M_{zprT} обумовлений виникненням додаткових аеродинамічних сил при обертанні ракети, що летить, навколо своєї поперечної осі SZ_p .

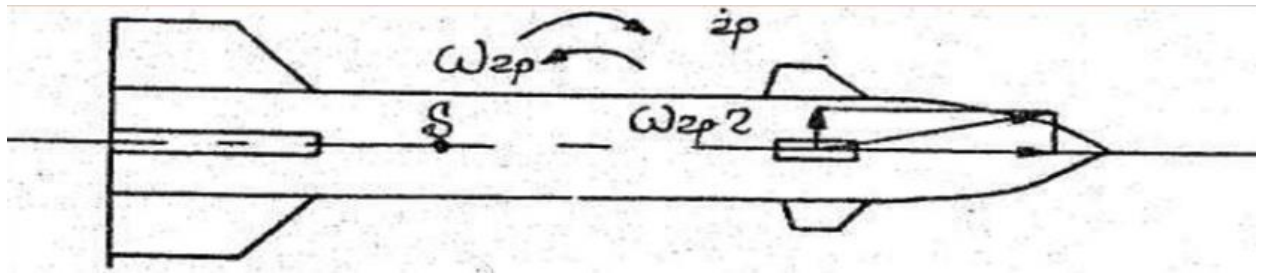


Рис 3.3.9.

При обертанні ракети додаткові аеродинамічні сили в її передній частині будуть спрямовані вниз, а хвостової частини вгору. Тому момент, зумовлений кутової швидкістю обертання ракети навколо осі SZ_p , буде протилежний напрямком напрямку кутової швидкості ω_{zp} . Цей момент перешкоджає обертанню ракети і тому називається гасить (або демпфуючим) моментом тангажу, знаки гасіння моменту і кутової швидкості протилежні.

Величина моменту, що гасить, пропорційна кутової швидкості $\omega_{zp} = \dot{\alpha}$.

$$M_{zpr}^T = M_{zpr}^\omega \cdot \omega_{zp} = M_{zpr}^\omega \cdot \dot{\alpha}, \quad \text{т.е.}$$

$$M_{zpr}^T = m_{zpr}^\omega \cdot q \cdot S_{кр} \cdot \frac{b a^2}{V} \cdot \dot{\alpha}$$

m_{zpr}^ω - аеродинамічний коефіцієнт моменту тангажу, що гасить.

ω_{zp} - кутова швидкість обертання ракети щодо поперечної осі SZ_p

Величини аеродинамічних моментів тангажу залежить від швидкісного натиску, отже, зі збільшенням висоти вони зменшуються. Те саме стосується і аеродинамічних моментів крену і нишпорення.

Перевантаження, створювані на ракеті

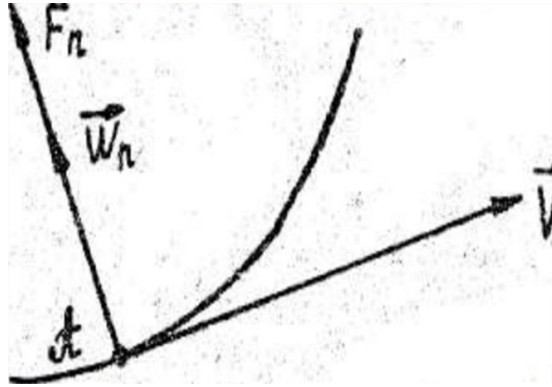


Рис. 3.3.10

Кінематична траєкторія ракети є деякою кривою лінією, кожену точку якої можна характеризувати деяким радіусом кривизни R_k . Цьому радіусу кривизни при даній швидкості ракети відповідає певне значення потрібних нормальних сил, які здатні відповідним чином змінити кривизну траєкторії польоту ЗКР.

Згідно з третім законом Ньютона

$$F_n = W_n \cdot m,$$

Де m - маса ракети,

F_n - сума проекцій усіх сил на вісь

W_n - нормальне прискорення ракети.

Сили складові F_n можна вимірювати над Ньютонах, а прийняти за одиницю виміру вагу ракети G , тобто. силу, ефект дії якої прискорення d відомий. У такому разі, розділивши значення, сили F_n , на вагу ракети G , можна сказати, скільки одиниць ваги міститься в ній і яке прискорення у величинах d вона створює.

$$F_n/G = m. W_n / m \cdot g = W_n / g = n$$

Число, отримане від розподілу величини сили, що діє на ракету, на вагу ракети, називається навантаженням n . Т.о. перевантаження є число, що показує скільки разів сила, що діє на ракету в польоті більше ваги ракети. Перевантаження, що діють уздовж осей S_{Yc} і S_{Zc} характеризують швидкість зміни напрямку польоту ракети у вертикальній або горизонтальній (похилій) площинах і є нормальними по відношенню до траєкторії польоту ракети перевантаження. Вони залежать в основному від величини підйомної та бічної сил.

Відношення змінної сили, необхідної для руху ракети по кінематичній траєкторії до ваги ракети прийнято називати нормальним кінематичним навантаженням, n_k .

Нормальні кінематичні навантаження, які повинна розвивати ракета для руху траєкторією методу наведення із заданою точністю називаються потрібними навантаженнями, $n_{тр}$.

Потрібні навантаження визначають вимоги до маневрених властивостей ракети, тобто. до її здатності здійснювати криволінійні траєкторії.

$$n_{тр} = n_k + n_b + n_{ф}$$

n_k кінематичні навантаження, що визначаються реалізованим методом наведення

n_b - навантаження ваги

$n_{ф}$ – флюктуаційні, випадкові навантаження.

Реальна ракета має обмежену маневреність. Нормальні сили, що змінюють напрямок руху ракети, є аеродинамічними силами. При даній аеродинамічній компанії ракети, найбільша нормальна аеродинамічна сила може бути отримана при видачі на кермі ракети максимальної команди управління. Параметри перевантаження, що виникають на ракеті при максимальній команді управління, називаються перевантаженнями, n_p . Для наведення ракети на ціль із заданою точністю, перевантаження завжди повинні бути більше необхідних:

$$\frac{n_p}{n_{тр}} > 1$$

Сили, що діють на ракету в польоті

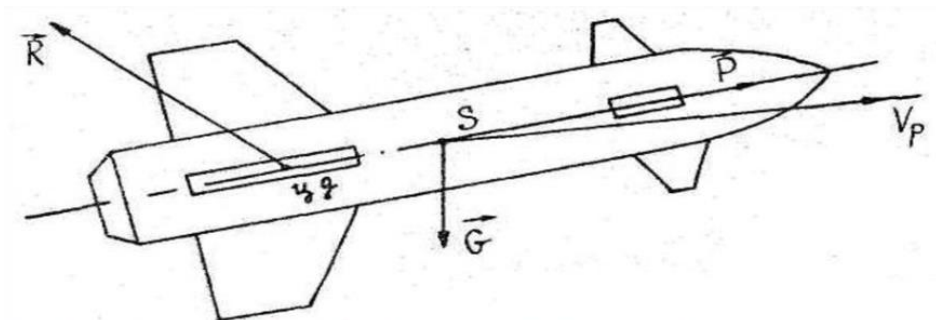


Рис 3.3.11. При польоті ракети у атмосфері неї діють: сила тяжкості G , сила тяги двигуна P , повна аеродинамічна сила R .

Сила тяжіння G являє рівнодіючу сили земного тяжіння F і відцентрової сили інерції F_e , що виникає в результаті обертального руху Землі навколо своєї осі з кутовою швидкістю Ω .

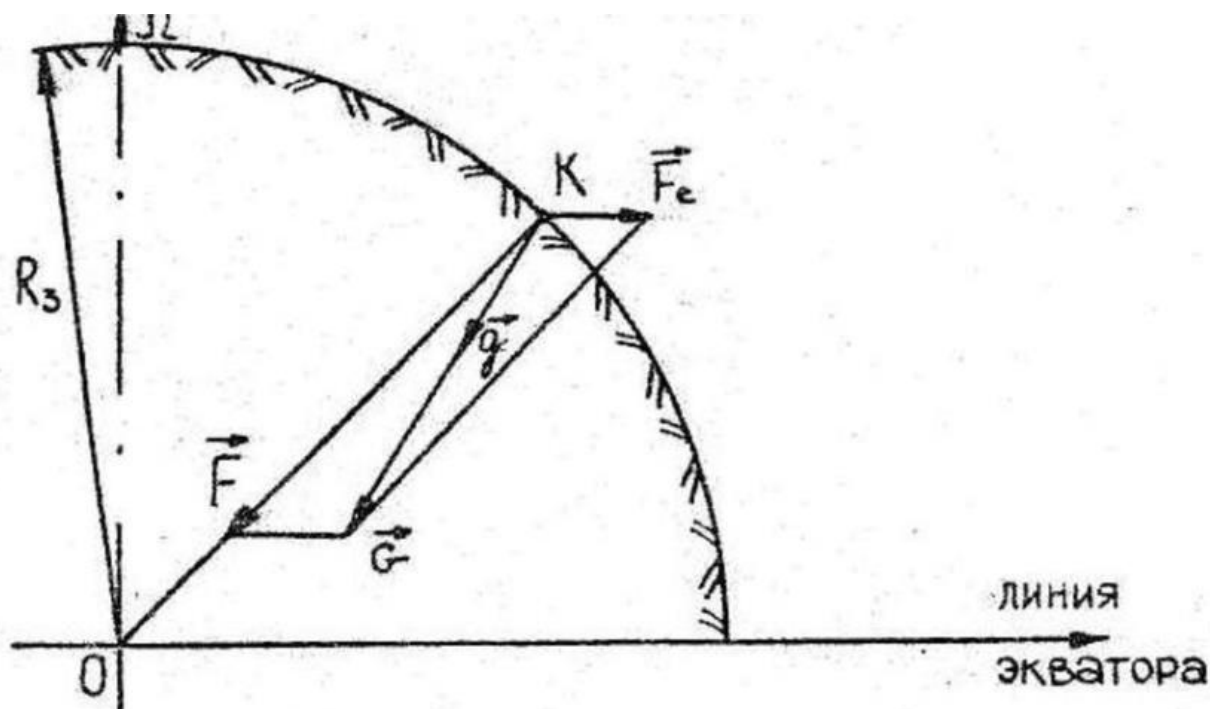


Рис 3.3.12.

За умови $F_e \ll F$, $G = mg$. Маса ракети змінюється у часі. Тому $G(t) = m(t)g$. При вивченні руху ЗКР прискорення сили тяжкості $g - \text{const.}$ за величиною і спрямована вертикально до центру Землі. У процесі польоту ракети сила тяжіння змінюється лише за величиною, внаслідок зміни маси ракети через вигорання палива, тобто. Ракета є тілом змінної маси.

Сила тяжкості G розраховується за формулою

$$G(t) = G_0 - G_1 - \int_0^t G_2(t) \cdot dt$$

де

G_0 - всі ракети перед стартом,

G_1 - вага стартових прискорювачів,

$G_2(t)$ - секундна вагова витрата палива,

t - поточний час.

Сила тяги двигуна P являє собою рівнодіючу сил реакцій газового струменя, що витікає із сопла двигуна, на внутрішні поверхні камери згоряння двигуна.

У зенітних ракетах найбільш широко використовуються два типи двигунів - повітряно-реактивні та ракетні.

У повітряно-реактивних двигунах для створення газового струменя як окислювач використовується атмосферне повітря, що надходить в камеру згоряння через повітрозабірник.

У ракетних двигунах згоряння палива відбувається без участі повітря. Величина сили тяги повітряно-реактивного двигуна може бути розрахована за такою формулою:

$$P = \frac{G_T + G_b}{g} W_a - \frac{G_b}{g} V + S_a (p_a - p_o)$$

Де:

G_T - секундна витрата палива, кг/сек,

G_b - секундна витрата повітря, кг/сек

S_a - площа перерізу сопла двигуна, м²,

W_a - відносна швидкість витікання газів із сопла двигуна, м/сек,

V - швидкість ракети, м/с,

p_a - тиск газів на зрізі сопла, (кг*см)/м²

P_0 – атмосферний тиск на висоті польоту ракети, кг*сек/м².

Для ракетного двигуна сила тяги P визначається за формулою:

$$P = \frac{G_r}{g} W_a + S_a (p_a - p_0)$$

Сила тяги ракетного двигуна зростає зі збільшенням відносної швидкості витікання газів W_a та секундної вагової витрати палива G_r . Сучасні зенітні керовані ракети мають або стартовий і маршовий двигуни, або дворежимний двигун. Розгін ракети здійснюється великою силою тяги, що багато разів перевершує вагу ракети. Після скидання прискорювачів або закінчення першого режиму роботи дворежимного двигуна, політ ракети відбувається під дією значно меншої сили тяги.

При вивченні руху ЗКР прийнято, що сила тяги прикладена до центру мас і спрямована вздовж поздовжньої осі ракети, хоча насправді мають відхилення лінії дії сили P від поздовжньої осі ракети.

Повна аеродинамічна сила R - це сила, що виникає в результаті взаємодії повітря з поверхнею ракети, що рухається. Створюється через неоднакове розрядження і стиск повітряного потоку біля різних частин ЗКР і внаслідок в'язкості повітря, що призводить до тертя його частинок на поверхню планера ракети. Повну аеродинамічну силу R можна представити як рівнодію елементарних сил тиску $\Delta R_{gi} \rightarrow$, спрямованих нормалі до поверхні ракети, і сил тертя $\Delta R_{tpi} \rightarrow$, повітря про цю поверхню і дотичних до неї. Ця рівнодіюча сила $R \rightarrow$ прикладена до ракети у точці, яку називають центром тиску.

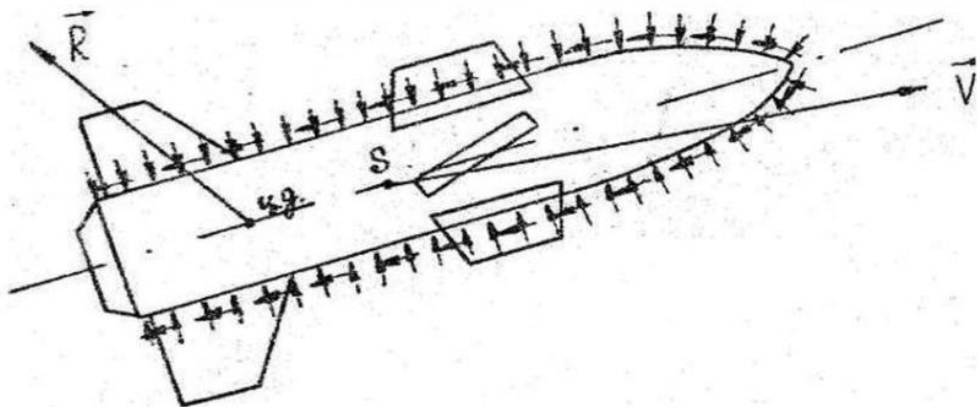


Рис 3.3.13.

Величина повної аеродинамічної сили R залежить від форми і розмірів ракети, швидкості її польоту, властивостей атмосфери і положення корпусу ракети щодо

потоків повітря, що набігає. Перелічені вище фактори в процесі польоту ЗКР змінюються, що призводить до зміни величини та напрямку повної аеродинамічної сили $R \rightarrow$, а також точки її застосування.

Величина повної аеродинамічної сили визначається відомою з аеродинаміки формулою

$$R = C_r * q * S_{kr}$$

C_r - безрозмірний аеродинамічний коефіцієнт,

q -швидкісний натиск, рівний $q = \rho V^2 / 2$ (кг/м²)

ρ - масова щільність повітря кг*сек²/м⁴

S_{kr} – характерна площа крила, м².

Зі збільшенням висоти польоту зменшується і величина повної аеродинамічної сили.

Так як величина, напрям і точка приведення повної аеродинамічної сили в процесі польоту змінюються, то з метою зручності вивчення впливу цієї сили на рух ракети її переносять у центр мас і розкладають на осі швидкісної системи координат.

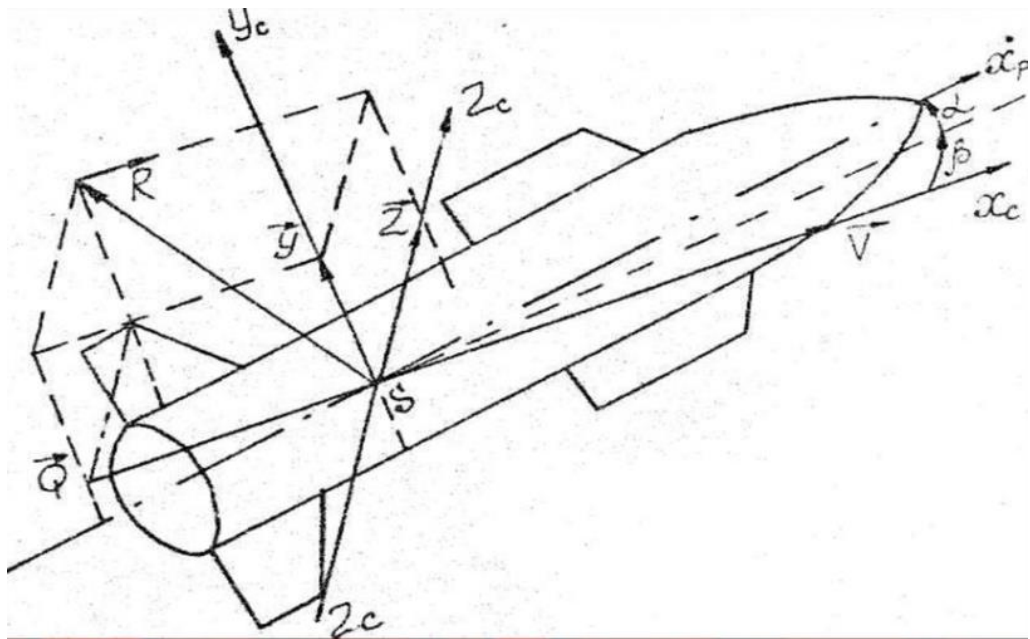


Рис 3.3.14. Наведену до центру мас повну аеродинамічну силу розкладають на три складові – проекції на осі швидкісної системи координат.

Проекція повної аеродинамічної сили на вісь Sx_c спрямована у бік, протилежний вектору швидкості ракети T , і називається лобовим опором $Q \rightarrow$.

Проекція на вісь S_{yc} називається підйомною силою $Y \rightarrow$, а проекція на вісь S_{Zc} - бічною силою $Z \rightarrow$.

$$R = Q + Y + Z$$

$$\left. \begin{aligned} Q &= C_x \cdot q \cdot S_{кр} \\ Y &= C_y \cdot q \cdot S_{кр} \\ Z &= C_z \cdot q \cdot S_{кр} \end{aligned} \right\} R = \sqrt{Q^2 + Y^2 + Z^2}$$

де: C_x, C_y, C_z - коефіцієнти аеродинамічних сил лобового опору, підйомної сили та бічної сили.

Лобовий опір $Q \rightarrow$ діє у напрямку зменшення швидкості ракети. Для його подолання витрачається енергія рухової установки. Чим менше $Q \rightarrow$, тим більша за інших однакових умов дальність польоту ЗКР, яка значною мірою визначає положення дальньої межі зони ураження. Тому завжди при створенні ракет шляхом вибору форми та інших конструктивних характеристик ЗУР прагнуть зменшити величину їх лобового опору.

Величина сили лобового опору істотно залежить від коефіцієнта C_x , який у свою чергу залежить, в основному, від форм і розмірів ракети, числа $M = V / a$, кутів атаки α і ковзання B і кутів відхилення органів управління β визначається експериментально.

Зі збільшенням висоти польоту величина лобового опору падає.

Підйомна Y та бічна Z сили лежать у площині, перпендикулярній вектору швидкості ракети, і є нормальними силами. Вони не змінюють величини вектора $V \rightarrow$, а впливають лише з його напрям.

Підйомна сила $Y \rightarrow$ впливає на напрямок польоту ракети у вертикальній площині, а бічна сила $Z \rightarrow$ - на напрямок польоту у горизонтальній площині. Чим більше вони за величиною, тим більше можливості ракети змінювати напрямок польоту. Отже, ці сили можуть бути використані для керування рухом ракети. Змінюючи величини сил $Y \rightarrow$ і $Z \rightarrow$, можна наводити ракету на ціль. Величина підйомної сили значно залежить від коефіцієнта $C_y \rightarrow$.

$$C_y = C_{ya} \alpha + C_{y\beta} \beta$$

де $C_{y\alpha}$, $C_{y\delta}$ - коефіцієнти пропорційності, що характеризують збільшення коефіцієнта підйомної сили C_y , при зміні відповідно кута атаки α і кута відхилення органу управління δ по висоті на одиницю і залежать від числа M .

Формулу для підйомної сили можна записати у вигляді:

$$Y = (C_{y\alpha} \cdot \alpha + C_{y\delta} \cdot \delta) \cdot q \cdot S_{кр}$$

$$Y = C_{y\alpha} \cdot q \cdot S_{кр} \cdot \alpha + C_{y\delta} \cdot q \cdot S_{кр} \cdot \delta$$

Вводячи позначення, де Y_α складова підйомної сили від α ? Y_δ - складова підйомної сили від δ .

$$Y_\alpha = C_{y\alpha} \cdot q \cdot S_{кр}; \quad Y_\delta = C_{y\delta} \cdot q \cdot S_{кр}$$

$$Y = Y_\alpha \cdot \alpha + Y_\delta \cdot \delta$$

За однакових умов польоту ракети типу "качка" і "поворотне крило", у яких органи управління розташовані попереду центру мас, при одному і тому ж куті повороту органів управління δ можуть створити більшу величину підйомної сили, ніж ракета нормальної аеродинамічної схеми.

Висновок до розділу

У третьому розділі виконано комплексний аналіз аеродинамічних характеристик і динаміки польоту зенітної керованої ракети з використанням сучасних методів чисельного моделювання та класичних положень теорії польоту. Застосування обчислювальної гідрогазодинаміки в середовищі ANSYS Fluent дозволило детально дослідити процеси обтікання корпусу та аеродинамічних поверхонь ЗКР на надзвукових режимах польоту, визначити сили опору та підйомні сили, а також проаналізувати структуру потоку, включно з утворенням вихрових зон у хвостовій частині ракети.

У ході роботи сформовано розрахункову область, побудовано якісну кінцево-елементну сітку з урахуванням примежевого шару та виконано серію розрахунків із використанням різних моделей турбулентності. Проведене порівняння результатів показало, що моделі $k-\omega$ SST та Spalart-Allmaras дають близькі між собою значення аеродинамічних сил, тоді як модель $k-\epsilon$ RNG більш адекватно враховує ефекти відриву потоку на великих кутах атаки. Отримані чисельні результати добре узгоджуються з аналітичними розрахунками та

експериментальними даними, що підтверджує коректність обраної методики моделювання.

На основі обробки результатів CFD-розрахунків побудовано аеродинамічні поляри, визначено коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, а також оцінено аеродинамічну якість ракети. Показано, що точність обчислень значною мірою залежить від параметрів розрахункової сітки та коректного опису примежевого шару, що має вирішальне значення для аналізу надзвукових течій. Використання параметричних розрахунків у середовищі ANSYS Workbench дозволило дослідити вплив швидкості набігаючого потоку та кутів атаки на аеродинамічні характеристики ЗКР.

У підрозділі, присвяченому динаміці польоту, розглянуто аеродинамічні схеми ЗКР, сили та моменти, що діють на ракету в польоті, а також перевантаження, які виникають під час маневрування. Проаналізовано стабілізуючі, керуючі та демпфуючі аеродинамічні моменти, що визначають стійкість і керованість ракети. Отримані в розділі результати є базою для подальшого аналізу траєкторій наведення, оцінки маневрених можливостей ЗКР та формування вимог до системи управління, а також підтверджують доцільність застосування чисельних методів моделювання при проектуванні сучасних зенітних ракетних комплексів.

РОЗДІЛ 4. Розрахунок міцності елементів ЗКР

4.1. Визначення жорсткості на кручення стабілізатора

1. Відкриваємо теоретичну поверхню корпусу ракети в програмі твердотільного моделювання Creo Parametric (ProEngineer).

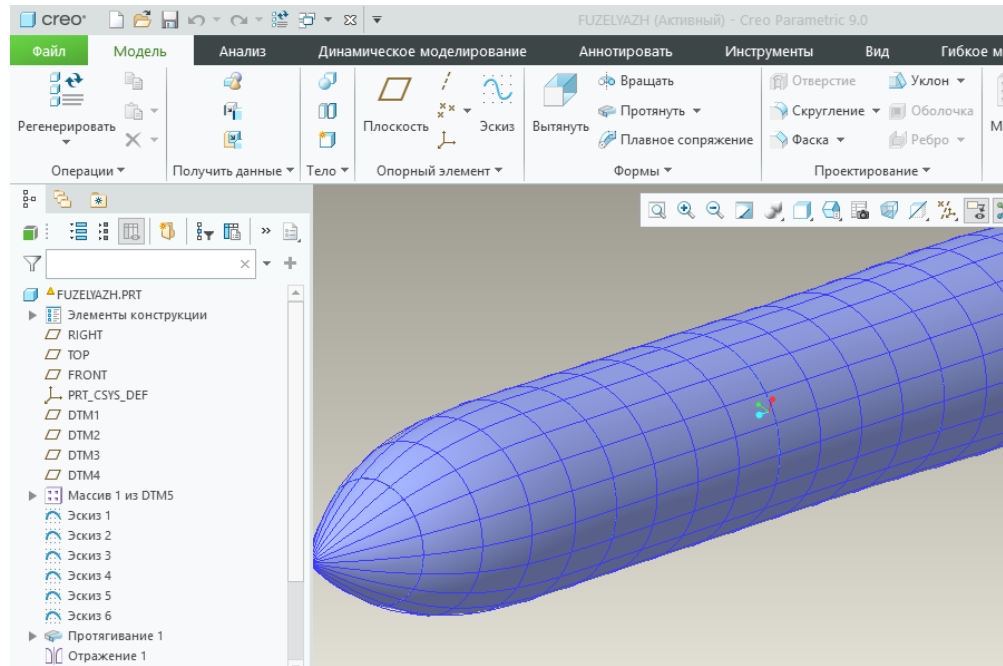


Рис.4.1.1

2. Визначаємо кореневий та кінцевий перетин корпусу як спільну геометрію в теоретичній поверхні.

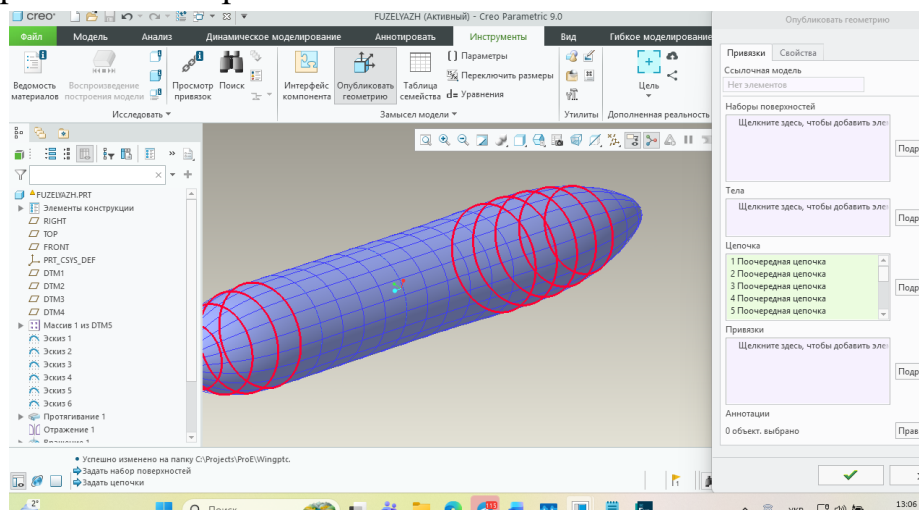


Рис. 4. 1.2

3. Створюємо нову деталь для об'ємної моделі корпусу (рис. 4.3) та копіюємо в неї загальну геометрію із моделі теоретичної поверхні (рис. 4.5)

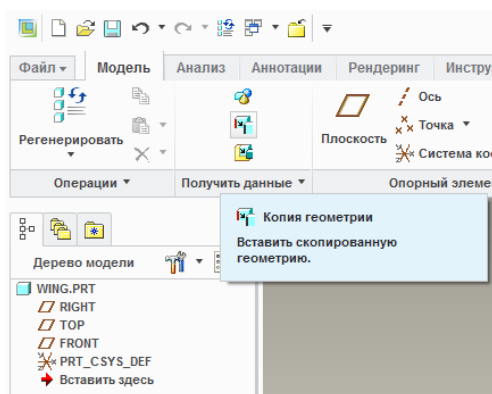


Рис 4. 1.3

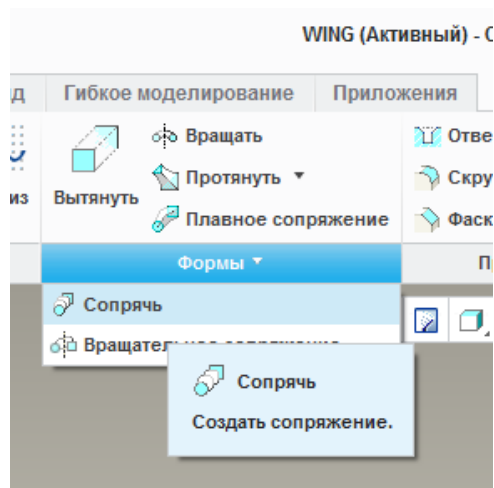


Рис. 4. 1.4

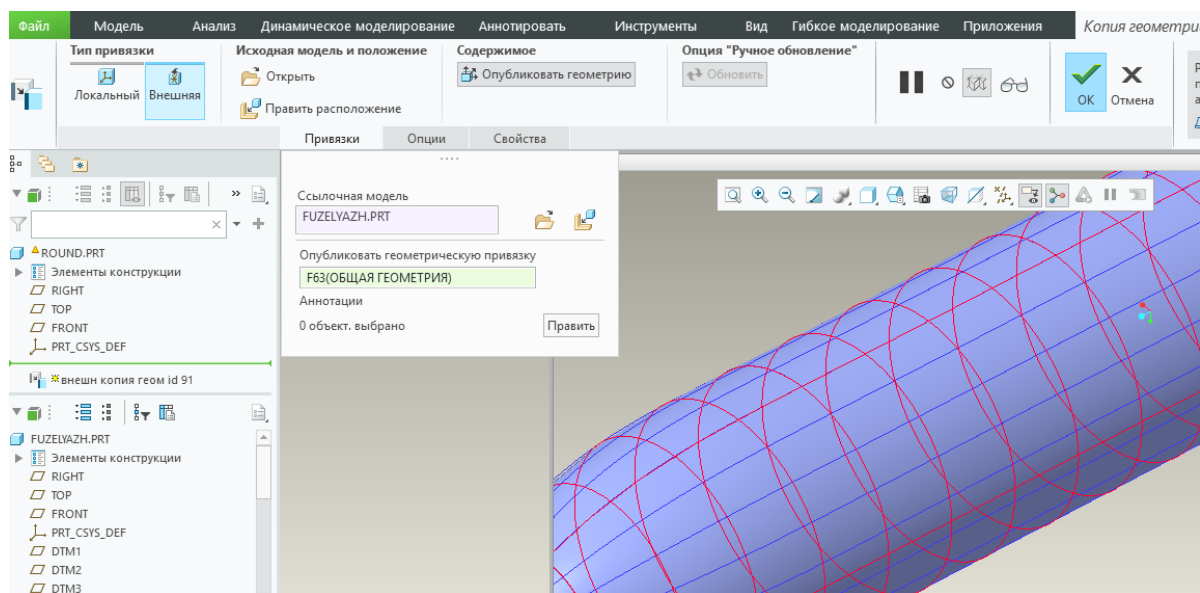


Рис. 4. 1.5

За допомогою інструменту видавлювання (рис. 4.1.4) створюємо об'єм композитного корпусу ракети (рис. 4.1.6). При цьому в опціях інструменту видавлювання обираємо пряме спряження. Аналогічно створюємо стабілізатори моделі.

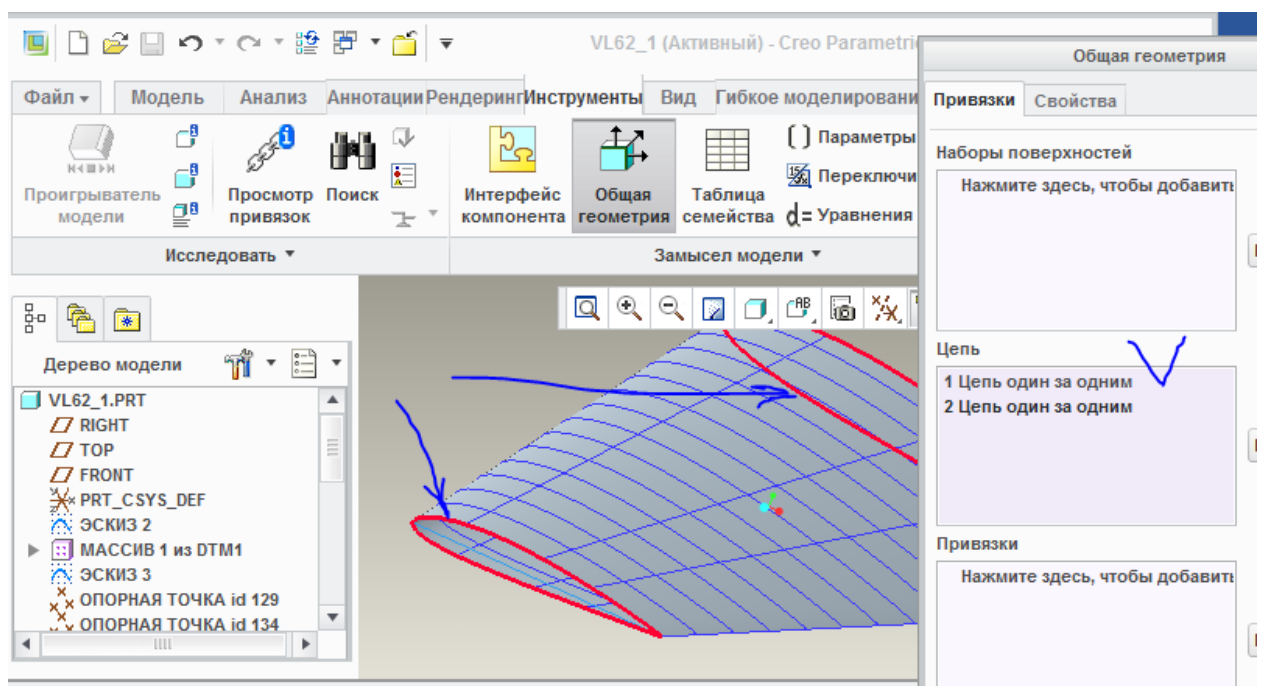
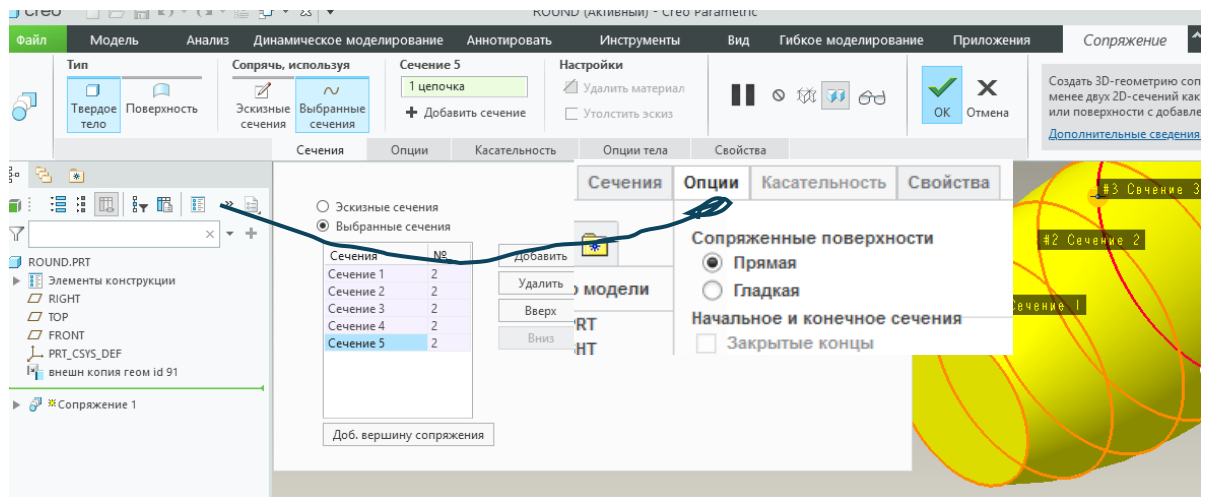


Рис. 4. 1.6

Зберігаємо об'ємну модель корпусу в перехідному форматі та відкриваємо в Siemens Femap. При виборі елементів моделі для експорту та імпорту достатньо залишити лише об'єми (тіла).

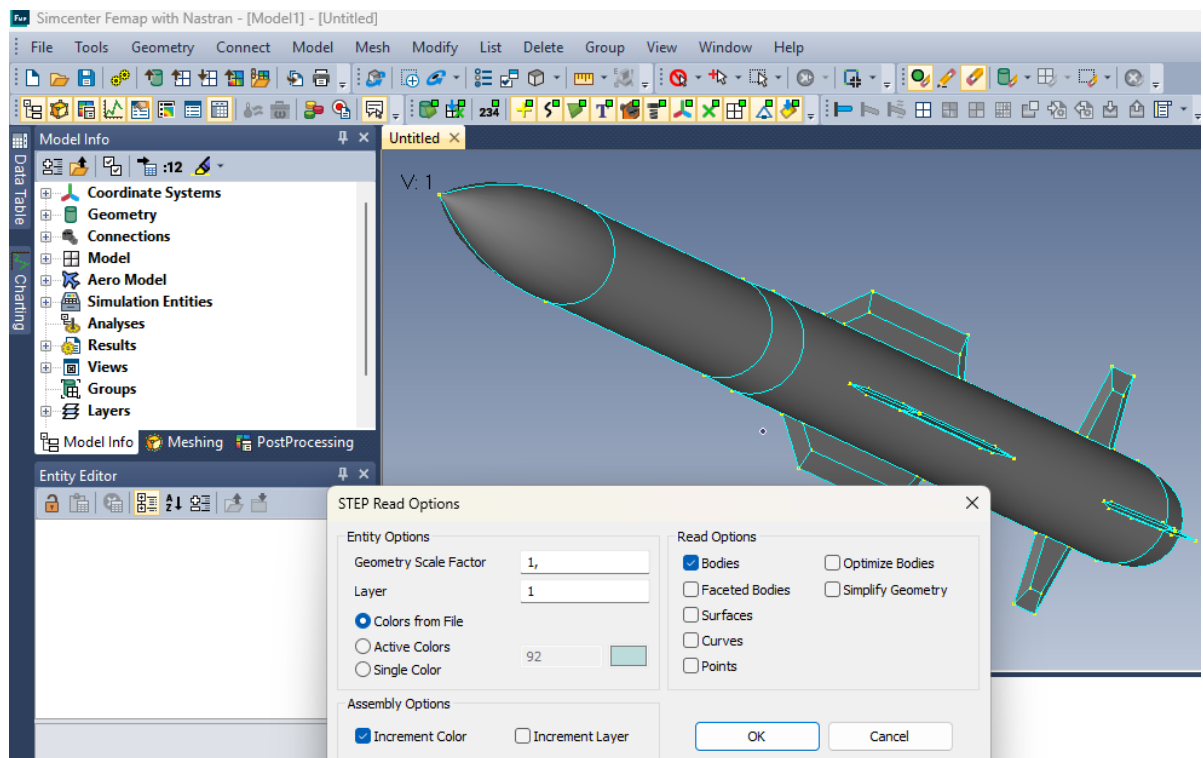


Рис. 4. 1.8

Створюємо два типи матеріалу –наповнювач (рис. 4.1.8) та вуглеродна стрічка polyetilen (рис. 4. 1.9)

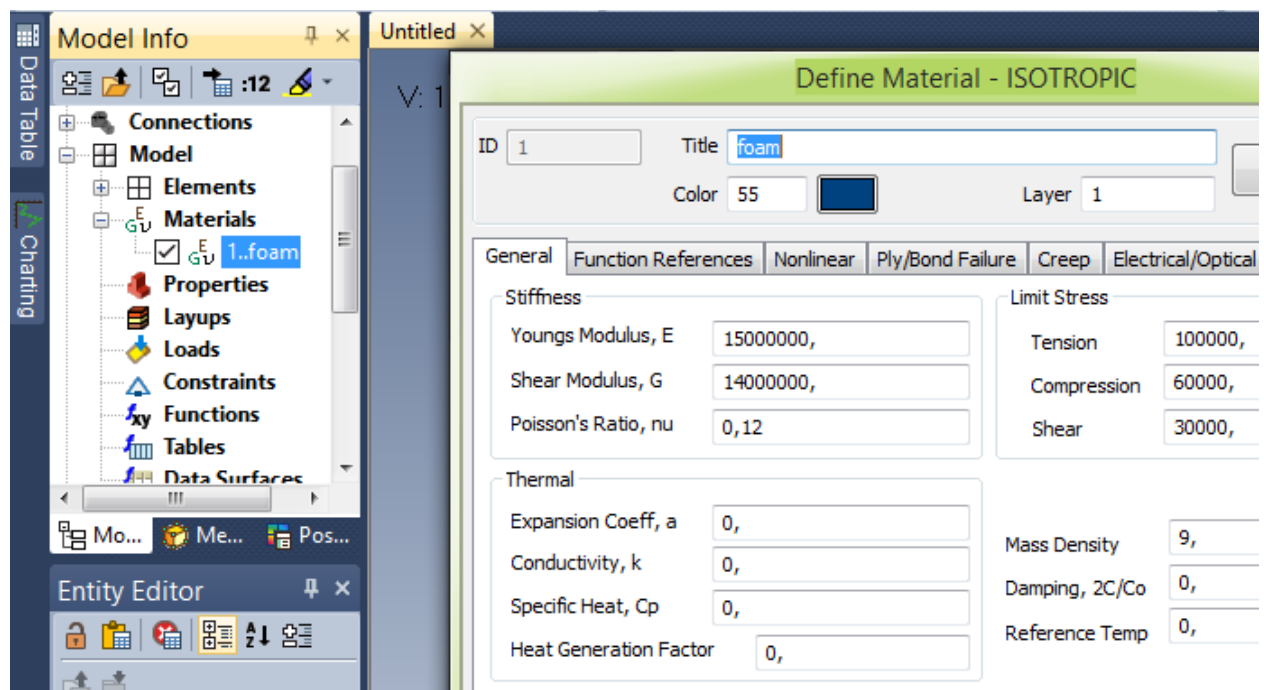


Рис. 4. 1.8

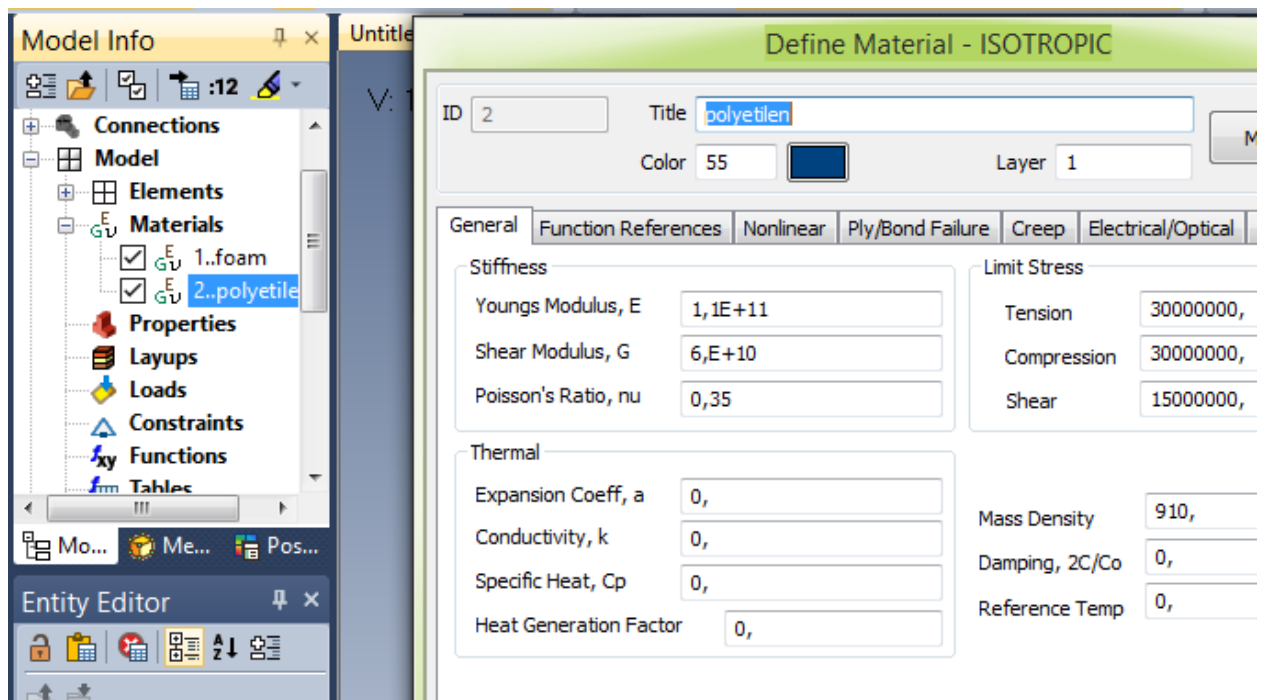


Рис. 4. 1.9

Створюємо два типи кінцевих елементів – пластину `tipe03` (рис.10) товщиною 3 мм та об'ємний `foam30` (рис.11) елемент розміром 0,42 м (рис.1.1.2).

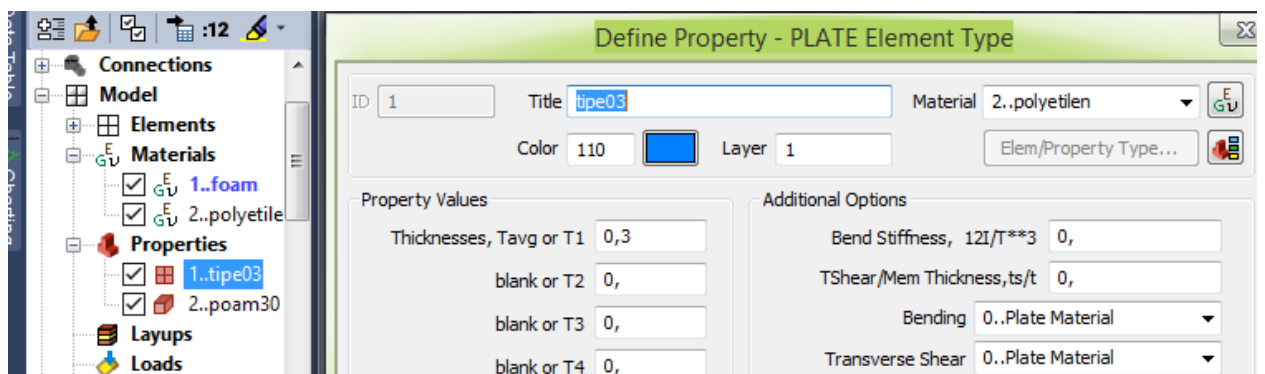


Рис. 4. 1.10

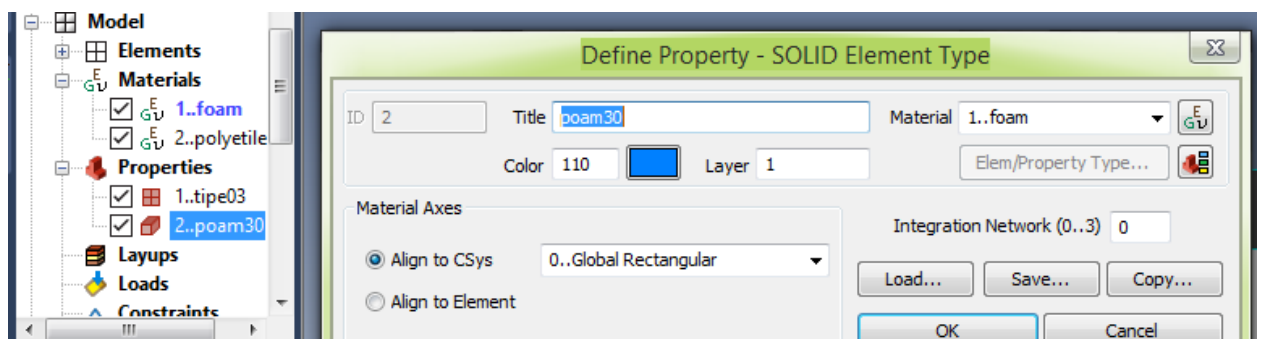


Рис. 4. 1.11

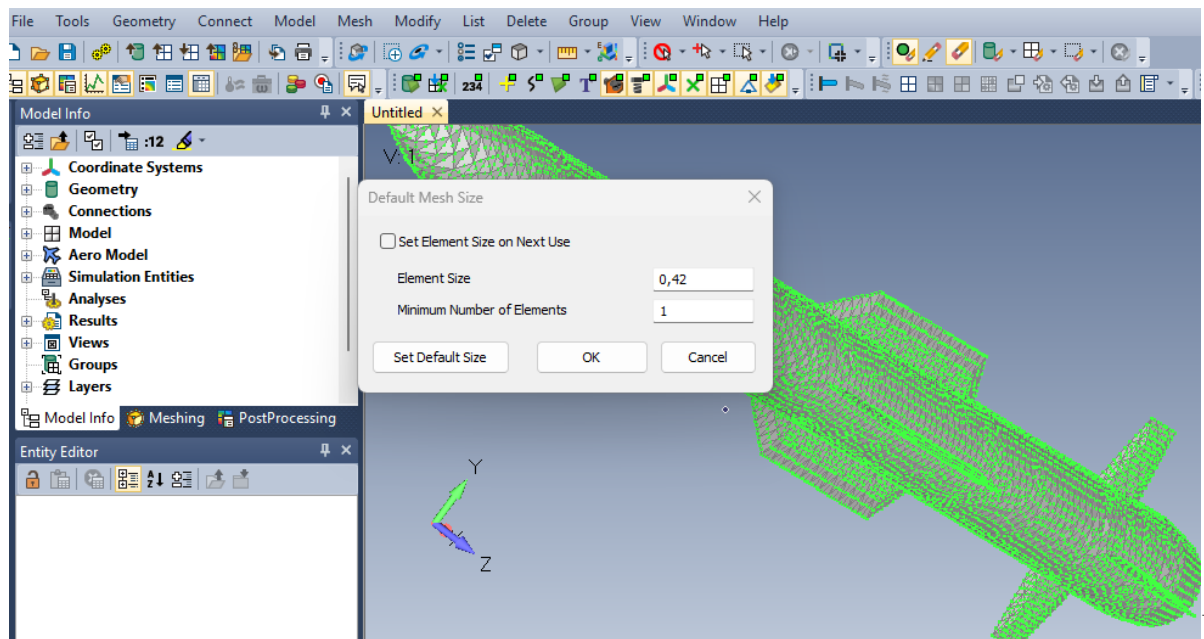


Рис.

4. 1.12

Створюємо об'єму сітку в обсягу крила (заповнювач) за допомогою інструменту mesh->Geometry->Solids із розміром елементу 0,42. На верхній та нижній поверхнях крила створюємо поверхневу сітку із типом кінцевого елементу tipe03 із розмірами за замовчанням за допомогою підпункту головного меню mesh->Geometry->Surface (рис. 4. 1.13)

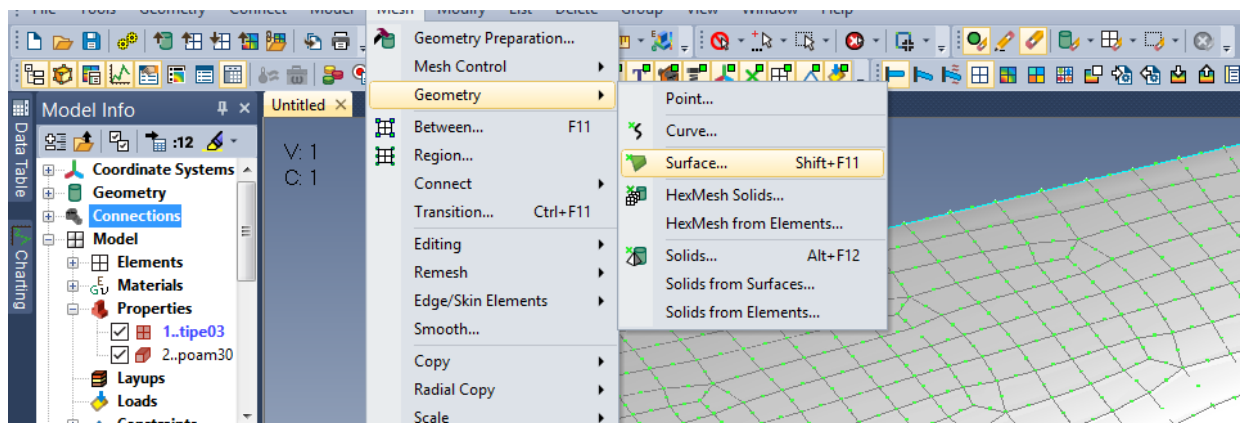


Рис. 4. 1.13

Об'єднуємо вузли на поверхні та в середині тіла за допомогою інструменту Tools->Check->Coincident Nodes (рис. 4. 1.14) із розмірами, на порядок більшими, ніж запропоновані (рис. 4. 1.15).

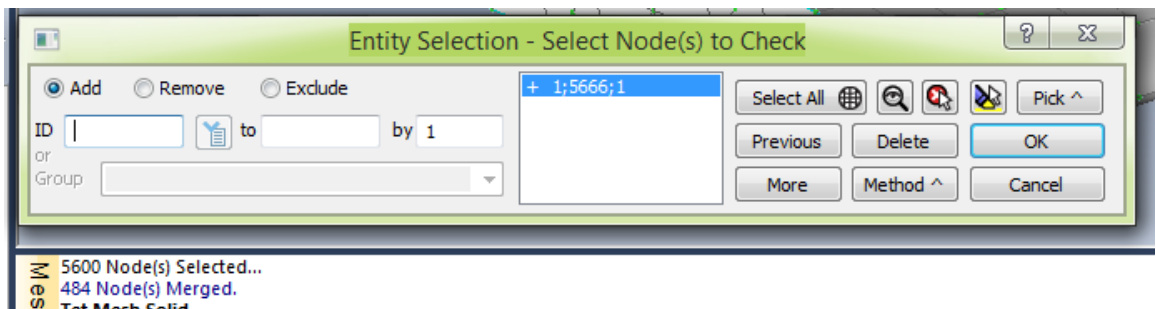


Рис. 4. 1.14

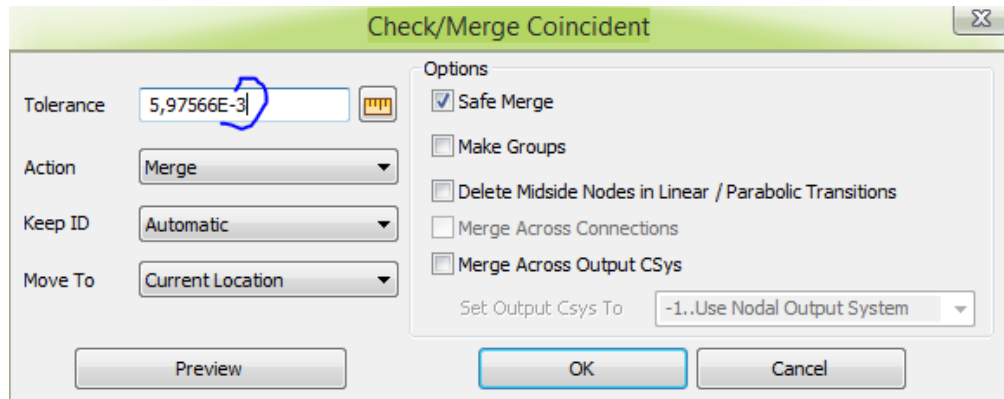


Рис. 4. 1.15

Оскільки розбивка вийшла суттєво неоднорідною на корпусі та стабілізаторах, то обчислимо окремо дію моментів кручення на стабілізатори. Закріплюємо шарнірно модель стабілізатора по всім вузлам в кореновому перетині (рис. 4.1.16) за допомогою інструменту Model->Constraint->Nodal->On Surface

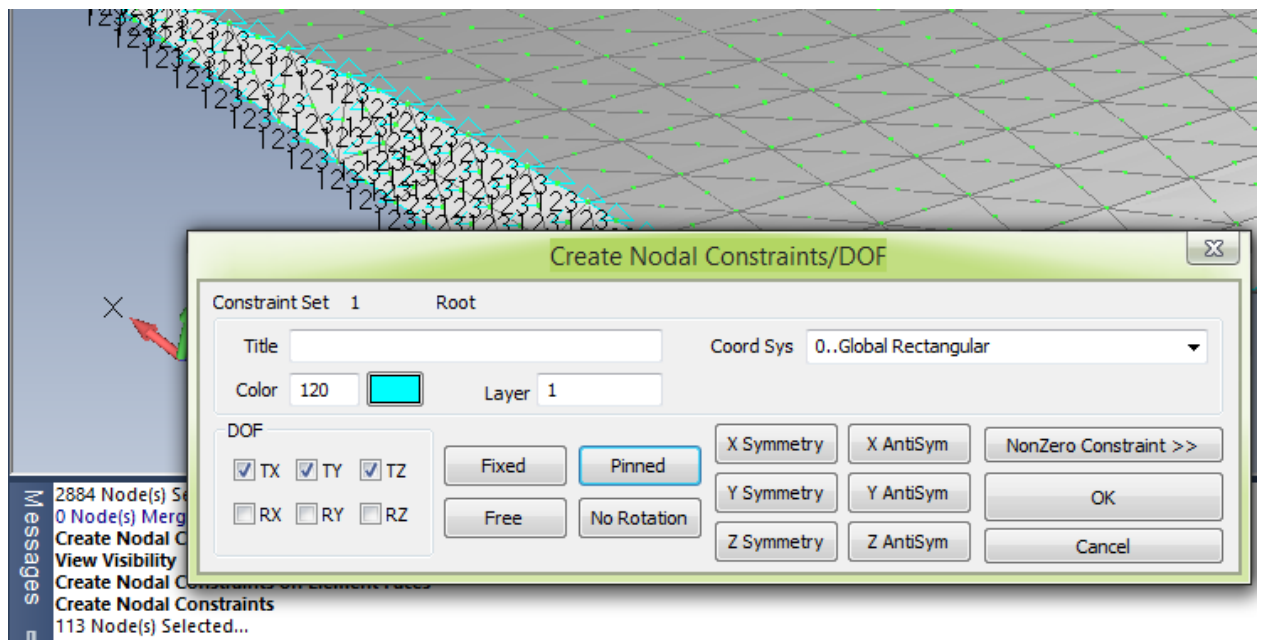


Рис. 4. 1.16

Прикладаємо одиничний момент до кінцевого перетину крила, у вигляді пари сил (рис. 4. 1.17), із врахуванням відстані між точками прикладення пари сил

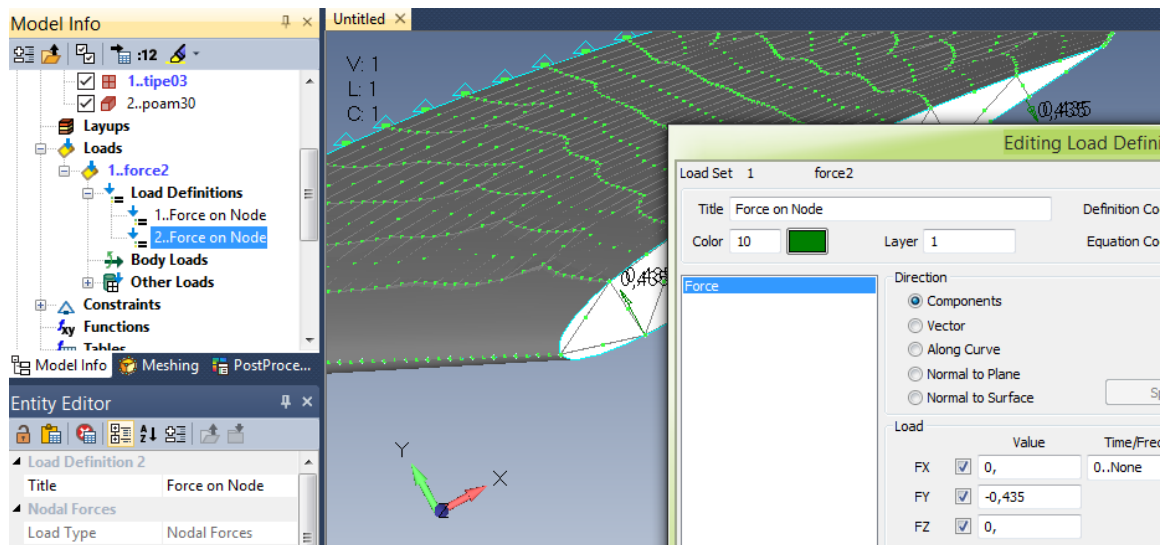


Рис. 4. 1.17

За допомогою інструменту Model -> Analysis -> New -> Static проводимо розрахунок. Виводимо форму деформації у вигляді просторового переміщення та величину деформації в кольорі (рис. 4. 1.18). Максимальне переміщення складає $\pm 2 \cdot 10^{-6}$ м, що на плечі 0,7 м дає кут повороту $5,7 \cdot 10^{-6}$ рад і жорсткість на кручення $G = 1/5,7 \cdot 10^{-6} = 0,17 \cdot 10^6$ Н*м.

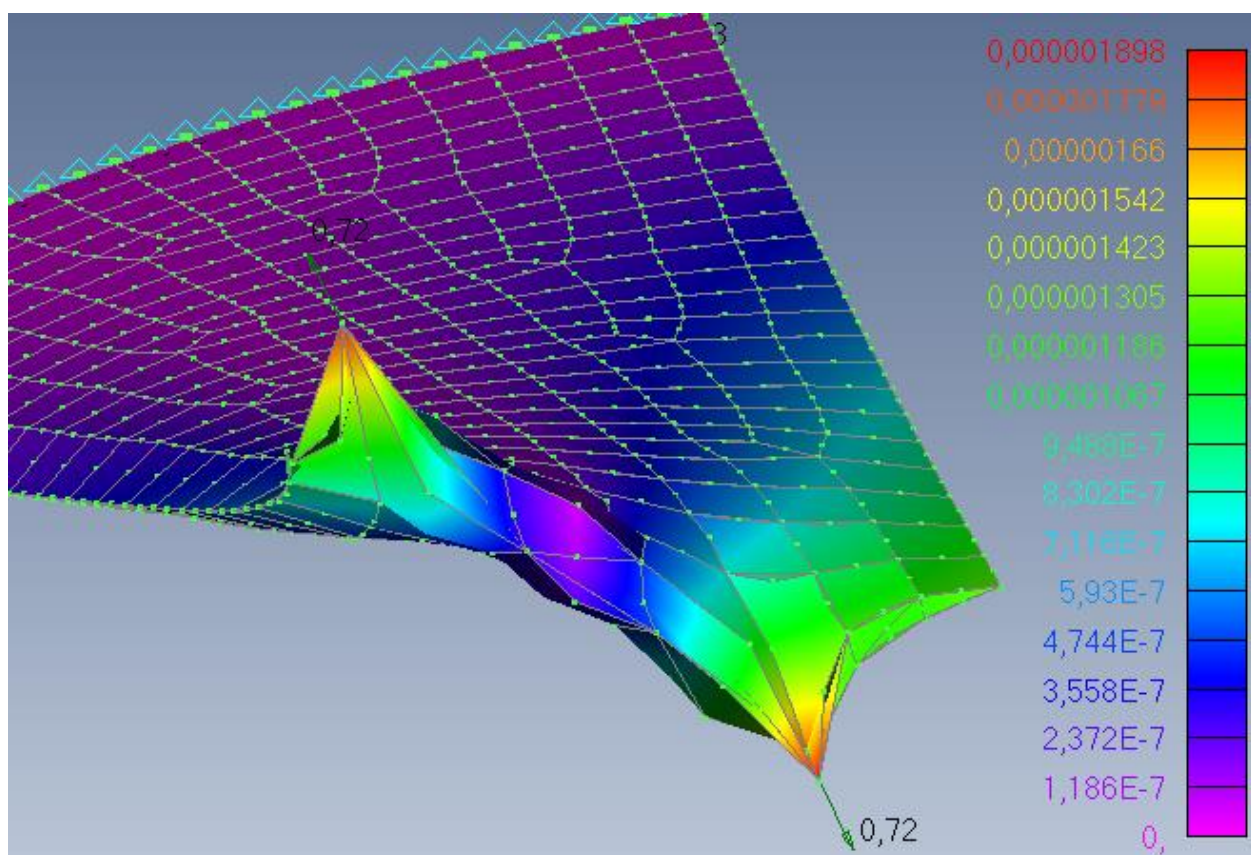


Рис. 4. 1.18

Власна частота коливань стабілізатор на згин (рис. 4. 1.19) складає 119 Гц, на кручення (рис. 4. 1.20) 382 Гц.

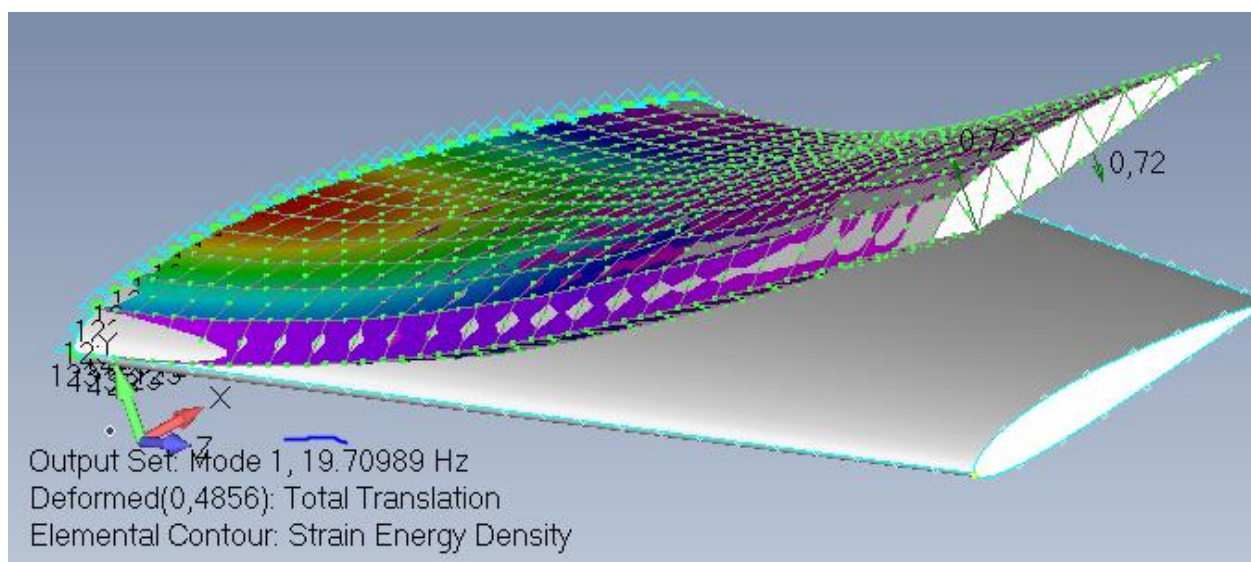


Рис. 4. 1.19

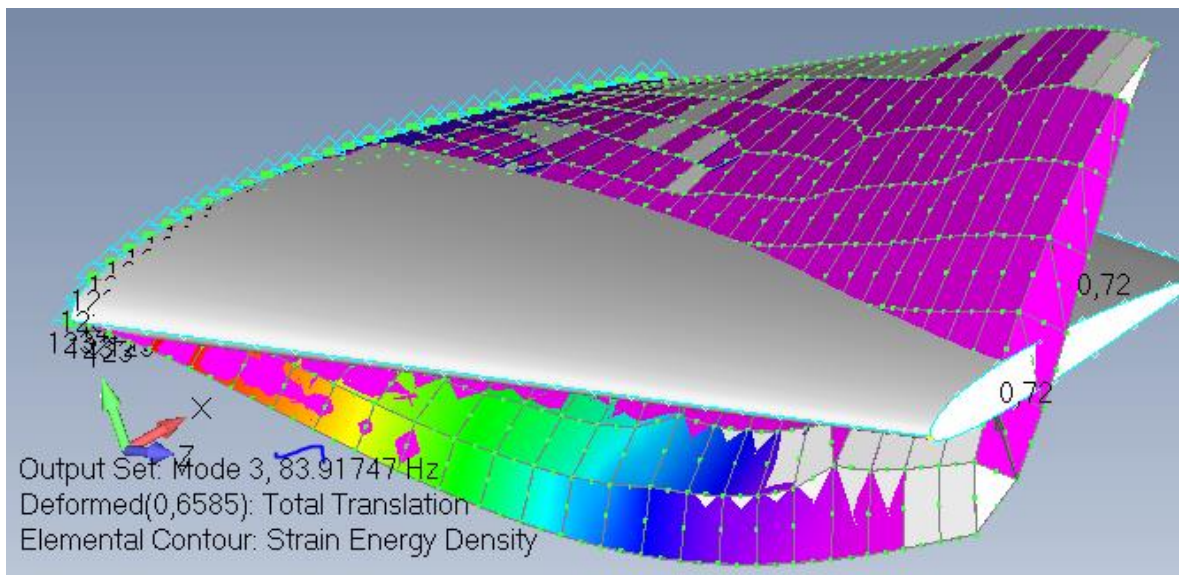


Рис. 4. 1.20

Також між цими формами з'явилась друга форма згину (рис. 4. 1.21) із власною частотою коливань 268 Гц.

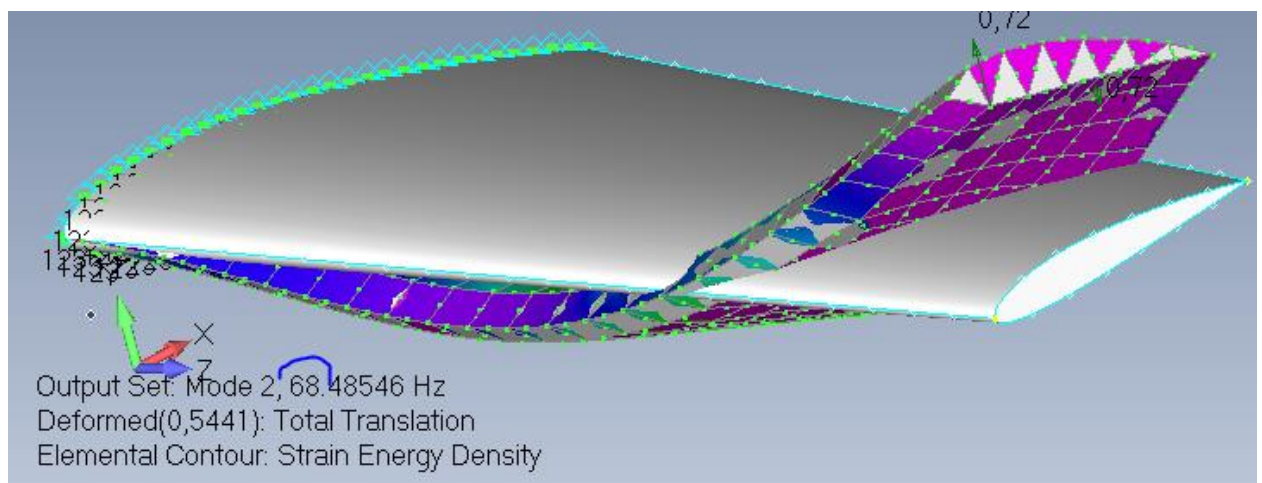


Рис. 4. 1.21

Отримані значення жорсткості та власні частоти коливань можуть бути використані в подальшому для обчислення міцності та надійності ЛА аналітичними методами, а також врахування спектрального відгуку на коливання реактивного двигуна.

Висновок до розділу

У даному розділі виконано чисельне дослідження міцності та жорсткісних характеристик композитної конструкції ракети із застосуванням сучасних CAD/CAE-засобів. Побудовано об'ємну геометричну модель корпусу та

стабілізаторів у середовищі Creo Parametric з подальшим імпортом у програмний комплекс Siemens Femap для проведення розрахунків методом кінцевих елементів. Такий підхід дозволив забезпечити коректну передачу геометрії та адекватне відображення реальної конструктивної схеми виробу.

У процесі моделювання задано фізико-механічні властивості матеріалів композитної оболонки та заповнювача, сформовано поверхневу й об'ємну кінцево-елементну сітку, а також виконано узгодження вузлів між різними типами елементів. Для стабілізаторів окремо розглянуто роботу на кручення, що обумовлено неоднорідністю сітки та особливостями навантаження, і реалізовано відповідні граничні умови та схеми прикладення моментів.

За результатами статичного аналізу отримано значення переміщень, кутів повороту та жорсткості стабілізатора на кручення, які свідчать про високу жорсткість конструкції. Проведений модальний аналіз дозволив визначити власні частоти коливань стабілізатора на згин і кручення, які знаходяться у високочастотному діапазоні та не створюють небезпеки резонансу при експлуатаційних режимах роботи.

Отримані результати підтверджують достатню міцність і жорсткість розглянутої конструкції та можуть бути використані для подальших аналітичних розрахунків, оцінки надійності літального апарата, а також аналізу динамічного та спектрального відгуку конструкції на збурення, зумовлені роботою реактивного двигуна.

РОЗДІЛ 5. Технологія виготовлення елементів зенітної ракети

Виготовлення циліндричних відсіків

Використання циліндричних оболонок з вуглепластику в конструкціях літальних апаратів (ЛА), що працюють на осьовий стиск, вигин і кручення, дозволяє знизити масу конструкції на 25...40% порівняно з алюмінієвими аналогами.

Розглянемо схему виготовлення циліндричного відсіку типу підкріпленої оболонки. Аналогом такої оболонки може бути алюмінієва конструкція зі спіральними ребрами, що отримуються методом хімічного фрезерування. Технологічний прийом утворення спіральних ребер подібний до схеми тетранамотування (див. гл. 2).

У даному випадку систему спіральних ребер отримують методом намотування препрегу на розбірну циліндричну оправку зі спіральними формоутворюючими пазами. Діаметр розбірної циліндричної оправки менший за внутрішній діаметр підкріпленої оболонки. Для утворення формоутворюючих спіральних канавок на поверхню оправки наносять «технологічний» шар, що видаляється, з термостійкого пінопласту, гіпсового складу або силіконокаучукових гум. Після обробки цього шару по зовнішньому діаметру, що відповідає будівельній висоті ребер, нарізають пази на верстаті за програмою, що відповідає схемі намотування ребер. Для цього на місце намотувальної головки встановлюють фрезу з електроприводом. Препрег намотують на оправку з підготовленими формоутворюючими пазами відповідно до програми, при цьому по торцях оболонки викладають (або намотують з окремих бобін) торцеві шпангоути.

У процесі намотування проводять часткове пошарове затвердіння препрегу за допомогою інфрачервоних ламп. Після намотування спіральних ребер і шпангоутів на всю глибину формоутворюючих пазів здійснюють попереднє затвердіння препрегу в печі або автоклаві без підняття тиску.

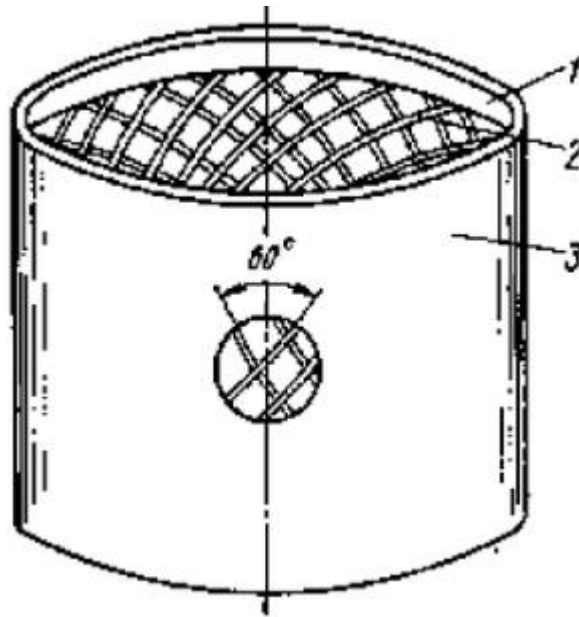


Рис 5.1. Оболонка, підкріплена системою спіральних ребер:

1 - торцеві шпангоути; 2 - спіральні ребра; 3 - обшивка

Після закінчення затвердіння відформовані ребра обробляють по зовнішньому діаметру для більш щільного прилягання до обшивки, що намотується під час наступних операцій.

Намотування обшивки виконують «мокрим» способом для утворення надійного з'єднання внутрішніх шарів обшивки із зовнішньою поверхнею ребер. Остаточне затвердіння відсіку проводять в автоклаві за відомою схемою вакуумування пакету шарів, що затверджується.

Циліндрична оболонка, підкріплена системою спіральних ребер, представлена на рис. 5.1.

Для конструкцій даного типу отримані оптимальні значення кутів намотування підкріплюючих ребер. Зокрема, при осьовому стиску кут між ребрами становить 60° , при цьому обшивка має переважно кільцеве армування.

Циліндричні оболонки широко застосовують як фюзеляжі літаків, перехідні відсіки ракет, корпусні конструкції підводних апаратів, опорні щогли, водонапірні вежі тощо. Застосування композитів та прогресивної технології намотування дозволяє виготовляти відсіки з високими значеннями питомого навантаження та підвищеною жорсткістю. Одним із прикладів таких конструкцій є ікомірчаста (сітчаста) оболонка.

Конструктивна схема сітчастої (комірчастої) оболонки, що має підвищену жорсткість у порівнянні з тришаровими, наведена на рис. 5.2. Технологічний процес виготовлення базується на методі намотування ниткою з високомодульних вуглецевих волокон з епоксидною матрицею. Для намотування використовують універсальне намотувальне обладнання та спеціальну оснастку і пристрої.

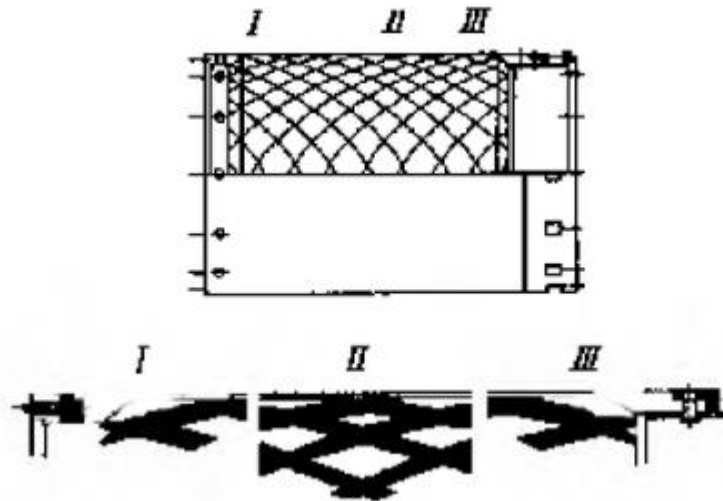


Рис 5.2. Конструктивна схема сітчастої обшивки

Основні характеристики виготовлених конструкцій такі:

- Максимальні розміри панелей, мм: 1200x2200
- Діаметри оболонки, мм: від 30 до 300
- Довжина, мм: до 5000

Приведена масова характеристика — навантаження, віднесене до маси та площі оболонки при роботі на осьовий стиск, становить 8...10 кН/(кг·м²), при роботі на зовнішній тиск — 0,01...0,03 МПа/(кг·м²). Відсік успішно експлуатують при значеннях температури 170 °С ... +60 °С. Виготовлений перехідний відсік комірчастої структури показаний на рис. 5.3.

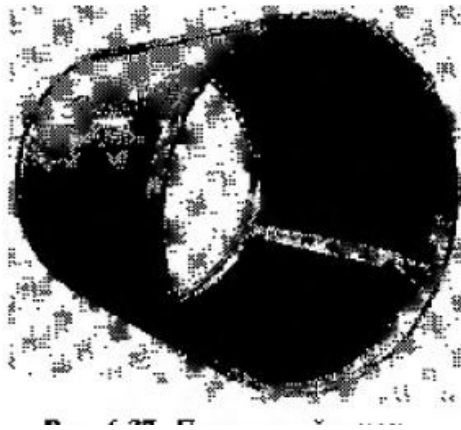


Рис 5.3. Перехідний відсік коміркової структури

Виготовлення тришарових панелей

У даний час у різних галузях промисловості, особливо в авіабудуванні, суднобудуванні, ракетобудуванні та цивільному будівництві, широко застосовують конструкції із заповнювачами. Це пояснюється тим, що вони мають, як правило, високі параметри жорсткості та питомої міцності, вібростійкості, хороші тепло- і звукоізоляційні властивості. Несучі шари, підкріплені заповнювачем, сприймають високі напруги стиснення, що іноді перевищують межу пружності матеріалу. Завдяки таким властивостям вивчення їх міцності, створення та вдосконалення процесу їх конструювання та виготовлення є актуальним завданням.

Стільникові конструкції є типовими представниками шаруватих панелей. Вони являють собою в загальному випадку конструкцію, що складається з несучих шарів, стільникового заповнювача, розташованого між ними, та різних елементів каркаса, наприклад таких, як окантовки, закінцівки, накладки тощо. Типова структура шарів тришарової стільникової панелі представлена на рис. 5.4.

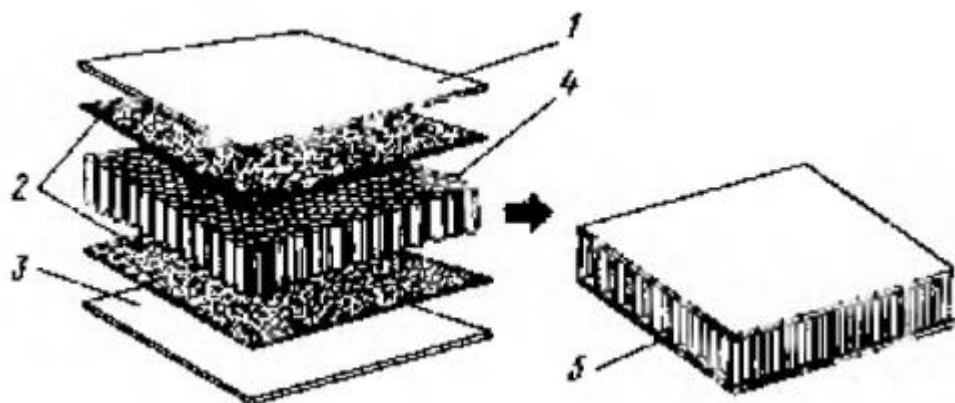


Рис 5.4. Структура шарів тришарової панелі:

1 - верхня обшивка; 2 - клейові плівки; 3 стільниковий наповнювач; 4 – нижня обшивка; 5 - тришарова панель у зборі

Застосування стільникових конструкцій обумовлено їх суттєвими перевагами, серед них прийнято виділяти такі: велика питома міцність; висока жорсткість і стійкість при поздовжньому стиску; хороші характеристики з втомної міцності, особливо в зонах з підвищеними акустичними навантаженнями; невисока трудомісткість при проектуванні складальних вузлів за рахунок зменшення числа стиків і опорних елементів у конструкції; підвищені тепло- і звукоізоляційні властивості; менша кількість деталей, що складають вузол або агрегат у порівнянні з подібними конструкціями з обшивок, підкріплених силовим набором; висока якість зовнішньої поверхні.

Особливо широко тришарові панелі застосовують у конструкціях панелей сонячних батарей, сонячних газотурбінних установках, при виготовленні різних параболічних антен, рефлекторів і розмірно-стабільних елементів конструкції космічного телескопа.

Виготовлення параболічного рефлектора

Технологічний процес базується на автоклавному формуванні параболічного рефлектора тришарової конструкції з несучими шарами з вуглепластику. Враховуючи, що КЛТР (коефіцієнт лінійного теплового розширення) вуглепластику невисокий, проводять раціональний вибір схем армування несучих шарів матеріалу, це дозволяє забезпечити високу розмірну стабільність відбиваючої поверхні в процесі експлуатації при довільному розподілі температур з градієнтами до 100 К/см. Для забезпечення розрахункової теоретичної форми відбиваючої поверхні залежно від економічної доцільності використовують оправки, виготовлені з матеріалів з низьким КЛТР. До таких матеріалів належать ситал, бетонокерамзит, фарфор і граніт. Залежно від габаритів рефлектора викладання препрегу на оправку може проводитися як вручну, так і на викладальній машині. Механічна викладка є кращою, оскільки вона виключає порушення симетрії пружних характеристик армованого матеріалу.

Схема автоклавного формування параболічного рефлектора тришарової конструкції з несучими шарами з вуглепластику представлена на рис. 5.5.

Температуру виробу, що затверджується, вимірюють у необхідних точках за допомогою хромель-копелевих термопар. Для рівномірної передачі необхідного тиску на пакет, що формується, використовують багатошарові вакуумні мішки, що герметично закривають виріб, який формується на оправці, і з'єднані з вакуумною системою автоклава. Передбачені також додаткові дренажні шари з нетканих матеріалів. В якості плівок, що створюють вакуум, застосовують гумові плівки, прогумовані тканини, а також термостійкі плівки. Кількість забірних клапанів на вакуумному мішку визначають для кожного конкретного випадку відповідно до умови рівномірного обтиснення рефлектора, що формується. Для зниження градієнта температури пакету, що охолоджується, оправка забезпечена вбудованими нагрівальними елементами, які регулюють відставання в розігріві оправки, закритої виробом, що затверджується, і вакуумним мішком, від впливу конвективного теплового потоку.

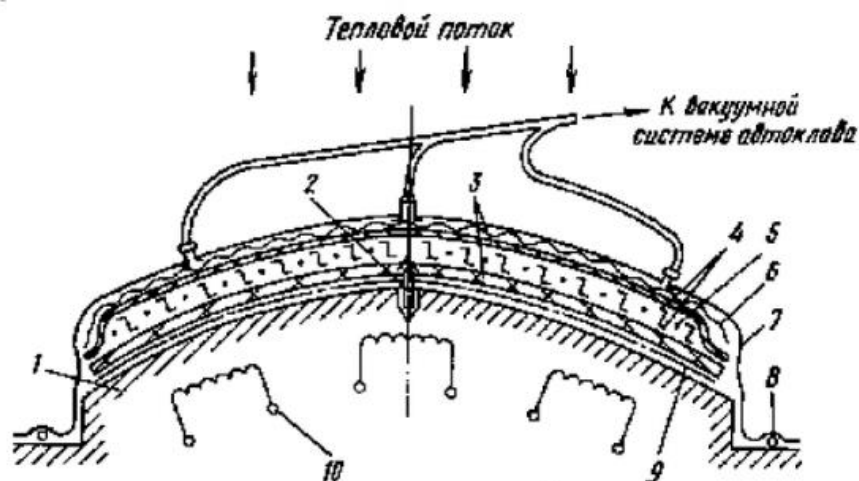


Рис 5.5.Схема автоклавного формування параболічного рефлектора: 1 – оправлення; 2 – циліндричний елемент; 3-шар препрега (обшивка); 4-плівковий клей; 5 - перфорований стільниковий заповнювач, 6 - дренажний матеріал; 7 – вакуумний мішок; 8 джгут-паста; 9- розділова плівка; 10 - нагрівальні елементи

Розглянута технологія дозволяє виконати основну вимогу, що пред'являється до конструкції параболічного рефлектора, який використовується як гостронаправлена антена, — мінімальне відхилення робочої поверхні при заданих градієнтах температур.

Висновок до розділу

У даному розділі розглянуто сучасні конструктивно-технологічні рішення виготовлення циліндричних оболонок і тришарових панелей з композиційних матеріалів, зокрема вуглепластику, що застосовуються в конструкціях літальних

апаратів та суміжних галузях. Показано, що використання підкріплених оболонок зі спіральними ребрами та сітчастих (комірчастих) структур дозволяє суттєво знизити масу конструкцій (на 25...40% у порівнянні з алюмінієвими аналогами) при збереженні або підвищенні їх жорсткісних і міцнісних характеристик при роботі на осьовий стиск, вигин і кручення.

Проаналізовано технологічні процеси виготовлення підкріплених циліндричних оболонок методом намотування препрегу з використанням розбірних оправок зі спіральними формоутворюючими пазами, а також особливості поетапного та остаточного затвердіння в автоклаві. Наведені оптимальні параметри армування, зокрема кути намотування спіральних ребер, що забезпечують ефективну роботу конструкції під навантаженням. Окрему увагу приділено сітчастим оболонкам, які характеризуються високими питомими показниками несучої здатності та температурної стійкості.

Також розглянуто виготовлення тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем і технологію автоклавного формування параболічних рефлекторів з вуглепластику. Показано, що раціональний вибір схем армування та матеріалів оправок з низьким коефіцієнтом лінійного теплового розширення дозволяє забезпечити високу розмірну стабільність виробів при значних температурних градієнтах. Таким чином, наведені в розділі конструкції та технології підтверджують доцільність широкого застосування композиційних матеріалів і методів намотування та автоклавного формування для створення легких, жорстких і високоточних елементів сучасних авіаційних і космічних систем.

РОЗДІЛ 6. Розрахунок двигуна

Тяга двигуна $P = 5000 \text{ кгс} = 50\,000 \text{ Н}$

Вага ракети $m = 1000 \text{ кг}$

Прискорення ракети за 2-м законом Ньютона $a = P/m = 5 \text{ g}$

Час розгону $t = 12 \text{ секунд}$

Швидкість, яка набувається за час розгону $V = (a-g)*t = 40 \text{ м/с}^2 * 12 \text{ с} = 480 \text{ м/с} = 1680 \text{ км/год}$,

що відповідає вимогам ТЗ по швидкості польоту

Відстань за яку відбувається розгін $S = (a-g)*t^2 = 480*12 = 5760 \text{ м}$

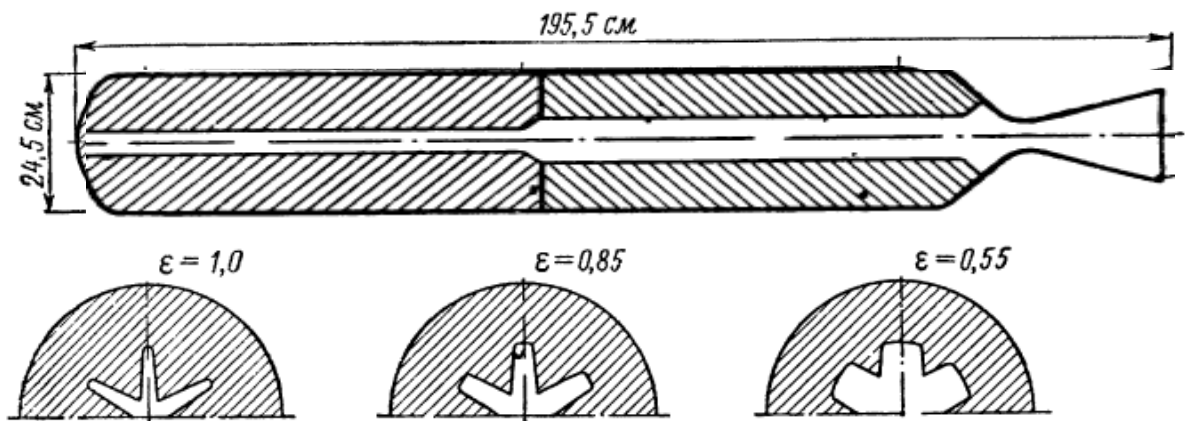


Рис. 6.1 Розміри ракетного двигуна

Для продовження польоту із набраною швидкістю потрібна друга камера двигуна, в якій менший перетин заряду та менша утворювана тяга, лише 1000 кгс.

Такий двигун зможе працювати в 5 разів довше за рахунок зменшення діаметру вільної частини камери, а також ще в 5,5 разів довше за рахунок меншої активності палива, тобто:

$$t_{II} = 12 * 5 * 5,5 = 330 \text{ с}$$

Активна ділянка польоту складе:

$$V \cdot t_{II} + S = 480 \cdot 330 \text{ м} + 5760 \text{ м} = 159,8 \text{ км},$$

що відповідає вимогам ТЗ по дальності польоту

Висновки

У магістерській дисертації вирішено науково-практичне завдання розроблення технічного вигляду зенітної керованої ракети середнього радіуса дії, здатної вражати цілі на відстані до 160 км зі швидкістю польоту до 1700 м/с. На основі аналізу сучасних аналогів (Patriot PAC-3, Aster 30, C-300) для ракети обрано нормальну аеродинамічну схему з крилами малого подовження, що забезпечує високу маневреність та збереження енергетики на маршовій ділянці польоту. Розроблено щільне внутрішнє компонування виробу, де розміщення важкої бойової частини (70 кг) попереду двигуна гарантує необхідний запас статичної стійкості (10–15% САХ) при зміні центрування внаслідок вигорання палива. За допомогою програмного комплексу ANSYS Fluent проведено чисельне моделювання обтікання ракети на надзвукових швидкостях, отримано поляри та розподіл тиску, що підтвердило правильність вибору геометричних параметрів. Порівняльний аналіз моделей турбулентності показав, що моделі $k-\omega$ SST та Spalart-Allmaras дають найбільш достовірні результати для розрахунку відривних течій. У роботі також виконано розрахунок на міцність та жорсткість крила з використанням системи Siemens Femap, визначено власні частоти коливань конструкції. Вагомою частиною роботи є розробка технології виготовлення корпусних елементів із композиційних матеріалів. Запропоновано використання методу намотування вуглепластику для циліндричних відсіків та автоклавного формування для тришарових стільникових конструкцій. Це дозволяє досягти зниження маси конструкції до 40% при збереженні міцнісних характеристик. Результати роботи створюють підґрунтя для подальшого проектування вітчизняних засобів ППО/ПРО.

Список використаних джерел

1. Rocket Propulsion / Marcel Barrère, André Jaumotte, B. F. de Veubeke and Jean Vandekerckhove : Elsevier Publishing Co. (Van Nostrand, London). - 1960. - 829 pp.
2. George Lubin Handbook of Composites / New-York: Van Nostrand Reinhold Company Inc. – 1982. - 786 p.
3. Jack Norman Nielsen. Missile Aerodynamics. – California: Vedy Inc. -1988. – 450 p.
4. Eugen Zenger. Rocket flight Engineering. - Washigton: NASA. – 1965. – 300 p.
5. Introduction to Finite Element Analysis / Norrie, Douglas H., Vries, Gerard De/ - Edinburgh Campus Library – 1978. – 314 p.
6. Cooper J. E., Wright J. R. Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Wiley & Sons, Limited, John, 2015. 576 p.
7. Бондаренко О.М. Можливості методу скінчених елементів для аналізу аеропружності крила літака легкого класу // О.М. Бондаренко, М. Ю. Федоренко. - Механіка гіроскопічних систем. Науково-технічний збірник. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського - Випуск 47. - 2024. – С.110-122 DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771472024307685>
8. Simcenter Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide. © 2019 Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. All Rights Reserved. Режим доступу: https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/scnastran/2020_1/help/toc/en_US/pdf/aeroelastic.pdf.
9. Dowell E. H. Modern Course in Aeroelasticity: Fifth Revised and Enlarged Edition. Springer, 2014. - 700 p.
10. Katz J, Plotkin A, Low Speed Aerodynamics - Second edition, Cambridge University Press New York, 2001.

11. Anderson J. D. Fundamentals of aerodynamics. New York : McGraw-Hill, 1984. 563 p.
12. Dorf R. C., Bishop R. H. Modern Control Systems. - Prentice Hall, 2008. - 1018 p.
13. Siemens Digital Industries Software. Simcenter Femap. Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/products/simcenter/femap.html>
14. Simulink – Simulation and Model-Based Design. MATLAB & Simulink. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://uk.mathworks.com/products/simulink.html>
15. Mouritz A. P. Preface. Introduction to Aerospace Materials. 2012.
16. J. S. Przemieniecki. Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia. ISBN 1-56347-114-0.
17. Manuel Soler. Assistant Professor, Universidad Carlos III. Fundamentals of Aerospace Engineering An introductory course to aeronautical engineering. ISBN-10: 1493727753.