

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»
УДК 629.782

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр МАРІНОШЕНКО

«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

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

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Вплив теплових процесів на проектні параметри
літального апарату»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АК-91мп

Казмерчук Богдан Олегович _____

Керівник:

Професор, д.т.н., професор кафедри

Сухов Віталій Вікторович _____

Консультант :

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри

Лукомський Василь Григорович _____

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

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Стан проблеми.

6.2. Методика розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції ракети.

6.3. Результати розрахунку нагріву носової частини ракети.

6.4. Вибір проектних параметрів аеродинамічних поверхонь з урахуванням нагріву.

6.5. Вплив аеродинамічного нагріву на власні частоти ракети.

6.6. Конструкція носової частини ракети.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

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

8. Дата видачі завдання 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд сучасних робіт по вирішенню проблеми аеродинамічного нагріву літальних апаратів	до 29.11.2019 р.	
2.	Варіанти теплозахисту літальних апаратів	до 01.02.2020 р.	
3.	Методи розрахунку нагріву конструкції ЛА.	до 05.07.2020 р.	
4.	Вплив теплових процесів на проектні параметри корпусу ракети.	до 30.09.2020 р.	
5.	Вплив теплових процесів на проектні параметри аеродинамічних поверхонь.	до 10.10.2020 р.	
6.	Вплив аеродинамічного нагріву на власні частоти ракети.	до 20.11.2020 р.	
7.	Розробка конструкції носової частини ракети.	до 30.11.2020 р.	
8.	Розробка стартап – проекту.	до 07.12.2020 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 10.12.2020 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 10.12.2020 р.	

Студент

Богдан КАЗМЕРЧУК

Науковий керівник

Віталій СУХОВ

Реферат

Магістерська дисертація: «Вплив теплових процесів на проектні параметри літального апарата», 89 сторінок, 84 рисунків, 21 таблиць, 26 посилань.

Актуальність роботи: на даний момент у світі та в Україні досить стрімко розвивається ракетно - космічна галузь та ведуться роботи зі створення гіперзвукових літальних апаратів. Саме при вирішенні задач проектування приведених вище типів ЛА постає проблема аеродинамічного нагріву, а тому існує потреба в уточнених методиках, які при реалізації на мовах програмування, дозволяють за значно коротші проміжки часу, аніж чисельне моделювання, провести розрахунки для великої кількості варіантів конструкції літальних апаратів, задля визначення оптимального варіанту. Отже, актуальність вирішення даних задач з часом лише зростає.

Мета роботи: визначення ступені нагріву елементів конструкції літального апарата та її залежність від проектних параметрів.

Об'єкт дослідження: елементи конструкції ракети, зокрема її носова частина та аеродинамічні поверхні, як найбільш теплонапружені елементи.

Вихідні дані: максимальна висота польоту – 50000м, максимальна швидкість польоту – 1500 м/с, матеріал обшивки – Д16Т.

Методи дослідження: розрахункове визначення за допомогою створеного програмного забезпечення ступені нагріву ракети, вибір оптимальних рішень з урахуванням теплових процесів та оцінка впливу аеродинамічного нагріву на власні частоти виробу.

Наукова новизна: новизною даного проекту є те, що в ньому сформовано уточнену методику розрахунку аеродинамічного нагріву ЛА, на її

основі створено та верифіковано алгоритм розрахунку аеродинамічного нагріву, який дозволяє враховувати абляцію, і він реалізований мовою програмування C#.

Практичне значення отриманих результатів: розрахунок нагріву варіантів конструкції з різними варіантами теплозахисних покриттів на ранніх етапах проектування літальних апаратів із задовільною точністю.

Апробація результатів дисертації: науково – практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа – ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку».

Публікація: за результатами роботи підготовлено статтю.

Ключові слова: ракета, теплозахисне покриття, носова частина, аеродинамічна поверхня, абляція, власні частоти.

Abstract

Master's dissertation: "The influence of thermal processes on the design parameters of the aircraft", 89 pages, 84 figures, 21 tables, 26 references.

Relevance of the work: at the moment in the world and in Ukraine the rocket and space industry is developing quite rapidly and work is underway to create hypersonic aircraft. It is in solving the design problems of the above types of aircraft there is a problem of aerodynamic heating, and therefore there is a need for refined techniques, which when implemented in programming languages, allow for much shorter intervals than numerical simulations, to calculate for a large number of aircraft design options. to determine the best option. Thus, the relevance of solving these problems only increases over time.

Purpose: to determine the degree of heating of the structural elements of the aircraft and its dependence on the design parameters.

Object of research: elements of the rocket structure, in particular its bow and aerodynamic surfaces, as the most heat-stressed elements.

Initial data: maximum flight altitude - 50000 m, maximum flight speed - 1500 m / s, cladding material - D16T.

Research methods: calculation of the degree of heating of the rocket with the help of the created software, selection of optimal solutions taking into account thermal processes and assessment of the influence of aerodynamic heating on the natural frequencies of the product.

Scientific novelty: the novelty of this project is that it formed a refined method of calculating the aerodynamic heating of the aircraft, based on it created and verified an algorithm for calculating the aerodynamic heating, which allows to take into account ablation, and it is implemented in C # programming language.

Practical significance of the obtained results: calculation of heating of design variants with different variants of heat-protective coatings in the early stages of aircraft design with satisfactory accuracy.

Approbation of dissertation results: scientific - practical conference of students and young scientists "Air - rocket building: Prospects and directions of development".

Publication: an article has been prepared based on the results of the work.

Key words: rocket, heat-protective coating, bow, aerodynamic surface, ablation, natural frequencies.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів	10
Вступ. Актуальність теми та її практичне значення	11
1. Сучасний стан проблеми аеродинамічного нагріву літальних апаратів	13
Висновки по розділу	17
2. Методика розрахунку нагріву конструкції літальних апаратів	18
2.1. Створення уточненої методики розрахунку аеродинамічного нагріву конструкції літальних апаратів	18
2.2. Програмне забезпечення для розрахунку аеродинамічного нагріву літальних апаратів	24
Висновки по розділу	28
3. Залежність проектних параметрів ракети від аеродинамічного нагріву	29
3.1. Вхідні дані для розрахунку аеродинамічного нагріву ракети	29
3.2. Розрахунок нагріву носової частини ракети	31
3.3. Вибір проектних параметрів аеродинамічних поверхонь з урахуванням нагріву	33
3.4. Верифікація методики розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції ракети	36
3.4.1. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 10 липня 1956р.) [14]	36
3.4.2. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 17 червня 1957р) [15]	38
3.4.3. Порівняння результатів розрахунку з експериментом NASA TMX-69896 [16]	40
3.4.5. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 18 квітня 1957 р.) [17]	42

	Підп. і дата			
	№			
	Інв. № дубл.			
	Підп. і дата			
Інв. №				

<i>АКмп9103.30.03.00.00 ПЗ</i>				
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
		Розробив Казмерчук Б.О.		
		Перевірив. Сухов В.В.		
		Т. контр.		
		Н. контр.		
		Затв. Мариношенко О.І.		
Вплив теплових процесів на проектні параметри літального апарата				
		Літ	Лист	Листів
		8	8	89
КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-91мп				

3.4.6. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 31 січня 1957 р.) [18].....	44
3.4.7. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 3 лютого 1958 р.) [19].....	46
3.4.8. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 22 січня 1958 р.) [20].....	49
3.4.9. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 13 січня 1958 р.) [21].....	51
3.4.10. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (з врахуванням абляції) [10].....	53
3.4.11. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 6 серпня 1957 р.) [22].....	55
3.4.12. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 11 вересня 1956 р.) [23]	57
Висновок по розділу	59
4. Вплив аеродинамічного нагріву на власні частоти ракети.....	60
4.1. Методика розрахунку власних частот ракети	60
4.2. Розрахунок власних частот виробу з урахуванням нагріву.....	69
4.3. Верифікація методики розрахунку власних частот ракети	70
Висновки до розділу	74
5. Розробка крнструкції носової частини	75
Висновки по розділу	79
6. Розробка стартап-проекту	80
6.1. Опис ідеї проекту	80
6.2. Технологічний аудит ідеї проекту	80
6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску проекту.....	80
6.4. Розроблення маркетингової програми стартап -проекту.....	82
Висновки по розділу	85
ВИСНОВКИ.....	86
Список використаних джерел.....	87

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів

БМА – блок метрологічної апаратури;

БСУ – блок системи управління;

ЛА – літальний апарат;

ТЗП – теплозахисне покриття.

Вступ. Актуальність теми та її практичне значення

Розробка та створення надзвукових літальних апаратів (ЛА) є актуальною задачею, особливо в області створення малогабаритної безпілотної техніки. Під час польоту такого типу ЛА зі швидкістю > 2.5 М конструкція піддається інтенсивному аеродинамічному нагріву, що може призводити, як до погіршення механічних характеристик конструкційних матеріалів, так і до повної втрати їх працездатності [1,2]. Також, слід зазначити, що перегрів конструкції призводить до втрати працездатності бортових систем ЛА [2].

Для вирішення проблеми нагріву існує ряд засобів захисту конструкції, а саме: заміна конструкційних матеріалів на більш теплостійкі; застосування вдуву газів в прилежувальний шар та використання теплозахисних покриттів (ТЗП) для захисту конструкції та систем ЛА [3,4].

Актуальність роботи: на даний момент у світі та в Україні досить стрімко розвивається ракетно - космічна галузь та ведуться роботи зі створення гіперзвукових літальних апаратів. Саме при вирішенні задач проектування приведених вище типів ЛА постає проблема аеродинамічного нагріву, а тому існує потреба в уточнених методиках, які при реалізації на мовах програмування, дозволяють за значно коротші проміжки часу, аніж чисельне моделювання, провести розрахунки для великої кількості варіантів конструкції літальних апаратів, задля визначення оптимального варіанту. Отже, актуальність вирішення даних задач з часом лише зростає.

Мета роботи: визначення ступені нагріву елементів конструкції літального апарата та її залежність від проектних параметрів.

Об'єкт дослідження: елементи конструкції ракети, зокрема її носова частина та аеродинамічні поверхні, як найбільш теплонапружені елементи.

Вихідні дані: максимальна висота польоту – 50000м, максимальна швидкість польоту – 1500 м/с, матеріал обшивки – Д16Т.

Наукова новизна: новизною даного проекту є те, що в ньому сформовано уточнену методику розрахунку аеродинамічного нагріву ЛА, на її основі створено та верифіковано алгоритм розрахунку аеродинамічного нагріву, який дозволяє враховувати абляцію, і він реалізований мовою програмування C#.

Практичне значення отриманих результатів: розрахунок нагріву варіантів конструкції з різними варіантами теплозахисних покриттів на ранніх етапах проектування літальних апаратів із задовільною точністю.

1. Сучасний стан проблеми аеродинамічного нагріву літальних апаратів

Актуальність досліджень нових способів теплового захисту викликана разом з активним розвитком ракетно-космічної техніки та наявністю невирішених проблем існуючих методів. Експериментальні дослідження взаємодії високоентальпійного набігаючого потоку з теплозахисним матеріалом проводяться при більш низьких темпах нагріву в порівнянні з наявними для більш високих.

В даний час для захисту ЛА від аеродинамічного нагріву використовують активні і пасивні способи: поглинання тепла за рахунок теплоємності, радіаційне охолодження, примусове охолодження, що руйнуються теплозахисні покриття. На практиці методи теплового захисту, описані вище, можуть використовуватися спільно [5].

Вибір методів теплового захисту об'єкта залежить від великої кількості параметрів: характеру зовнішнього впливу, конструкції ЛА, умов необхідних для функціонування апаратури та траєкторії польоту в атмосфері.

Так для балістичних ракет при старті на увазі невеликої інтенсивності нагріву використовуються системи з накопиченням тепла. При спуску через дуже високою інтенсивності нагріву руйнується тепловий захист більш краща.

Методи активної теплозахисту полягають у використанні рідкого або газоподібного охолоджувача для забезпечення зниження теплового впливу на поверхню теплозахисного покриття шляхом конвективного або масообмінного типів охолодження.

Конвективне охолодження широко застосовується в ракетних двигунах, в яких в якості охолоджувача використовується паливо, згодом згоряє в камері двигуна. Метод плівкового охолодження полягає у вдві

газоподібного або рідкого охолоджуючого газу чи речовини через проникну поверхню в потік нагрітого газу. Ефективність даного типу охолодження залежить від багатьох факторів, наприклад, таких як спосіб і кут нахилу подачі охолоджувача, властивості охолоджувача, стану поверхні, що захищається і проникність поверхні.

Метод плівкового охолодження застосовується в ракетній техніці як допоміжний засіб захисту стінок камер згоряння і сопел рідинних ракетних двигунів поряд з конвективним охолодженням для забезпечення оптимального температурного режиму.

Системи пористого охолодження мають високу ефективність системи за рахунок примусового вдуву охолоджувача в зону інтенсивного нагріву через поверхню з пористих матеріалів.

В якості охолоджувача застосовують газ або рідина, які примусово подаються через пористий матеріал в обсягах, достатніх для забезпечення прийняттого температурного режиму. При проходженні через пористий матеріал охолоджувач знімає частину тепла зі стінок пор і виносить його в гарячий потік газу.

Варто зазначити, що серед активних методів теплового захисту найбільш ефективним і перспективним є охолодження з використанням пористих поверхонь.

Приклад застосування активного та пасивного теплозахисту приведено на рис. 1.1.

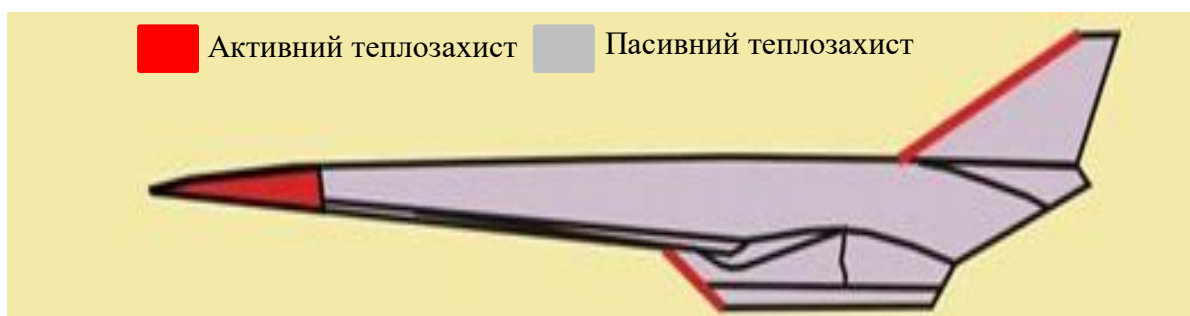


Рис. 1.1. Застосування активного та пасивного теплозахисту.

Мета теплового захисту на основі поглинання теплоти за рахунок теплоємності полягає в запобіганні елементів конструкції ЛА шляхом акумуляції теплоти в шарі неруйнівного матеріалу з високою теплоємністю.

Теплопоглинальні матеріали, розміщені між джерелом тепла і конструкційними елементами, здатні працювати в рамках певного діапазону теплових навантажень до тих пір, поки вони можуть відводити тепло за допомогою теплопровідності вглиб матеріалу, не дозволяючи змінитися агрегатному стану речовини на поверхні. Отже, система з накопиченням тепла ефективна і надійна при температурах нижче температури плавлення. Внаслідок цього матеріали повинні володіти високою температурою плавлення або сублімації, високу теплоємність і міцністю у всьому діапазоні робочих температур.

При високій температурі поверхні тіла відбувається зниження конвективного теплового потоку внаслідок зменшення перепаду температур між поверхнею і потоком газу і збільшення відтоку тепла за допомогою випромінювання. При використанні радіаційний метод теплозахисту дозволяє значно зменшити підвід тепла від газу до тіла. Однак його застосування обмежене необхідністю відводити тепло в навколишнє середовище і досить малими рівнем радіаційного теплового потоку по порівняно з конвективним тепловим потоком в околиці точки гальмування головної частини ЛА.

Системи на основі абляційного теплового захисту поглинають тепло в тому числі за рахунок фізико-хімічного перетворення, знижують набігаючий тепловий потік і випромінюють теплоту з поверхні, що нагрівається, як в радіаційному охолодженні. руйнується теплова захист має високу надійність, саморегулюванням і не вимагає допоміжних систем. Проте руйнування матеріалу відбувається вкрай нерівномірно по поверхні матеріалу, істотно змінюючи геометричну форму літального апарату і

приводячи до зміни аеродинамічних і балістичних характеристик під час польоту [6].

Приклади виробів з різними типами теплозахисту приведено на рис.1.2.



Рис. 1.2. Літальні апарати з різними типами теплозахисту.

Було проведено порівняння методик, приведених в [2,7-9]. З них обрано [2], [7] та в табл. 2.1 приведено їх додаткове порівняння.

Табл.2.1. Результати порівняння методик

Методика	[2]	[6]
Визначення температури примежового шару коефіцієнтів конвекції для виробів різних форм	-	+
Більш точний розрахунок нагріву конструкції по товщині	+	-
Врахування процесів виносу та абляції	+	-

В методиці [6] наявний математичний апарат, що дозволяє більш точно визначати параметри потоку.

Приведений в роботі [2] алгоритм дозволяє розрахувати нагрів конструкції ЛА по товщині із задовільною точністю та достатньо великим кроком по часу.

Висновки по розділу

З викладеного матеріалу видно, що найвигіднішими матеріалами для захисту від інтенсивних теплових потоків є активний теплозахист або абляційне теплозахисне покриття.

Для пасивного теплозахисту перспективними напрямками розвитку є:

- збільшення теплоємності матеріалів;
- збільшення ефективної ентальпії матеріалів;
- підвищення уносостійкості матеріалів.

Для активного теплозахисту перспективними напрямками розвитку є:

- удосконалення систем вприску робочих рідин та газів;
- збільшення теплоємності робочих рідин та газів.

Після проведення порівняння існуючих методик було вирішено на їх базі створити уточнену методику для розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції літальних апаратів.

2. Методика розрахунку нагріву конструкції літальних апаратів

У даній роботі розглядатиметься варіанти з використання пасивних методів теплозахисту, оскільки вони простіші в реалізації, аніж активні, та методи зниження температур за рахунок абляції є найбільш перспективними, оскільки змінюючи склад матеріалу можна маніпулювати температурою абляції та його ентальпійними характеристиками, що призведе до появи більш ефективних теплозахисних матеріалів.

2.1. Створення уточненої методики розрахунку аеродинамічного нагріву конструкції літальних апаратів

На основі узагальнення відомих досліджень пропонується реалізувати алгоритм за 5 основних етапів, характерних для теплообмінних процесів між навколишнім середовищем та поверхею ЛА (рис. 2.1).

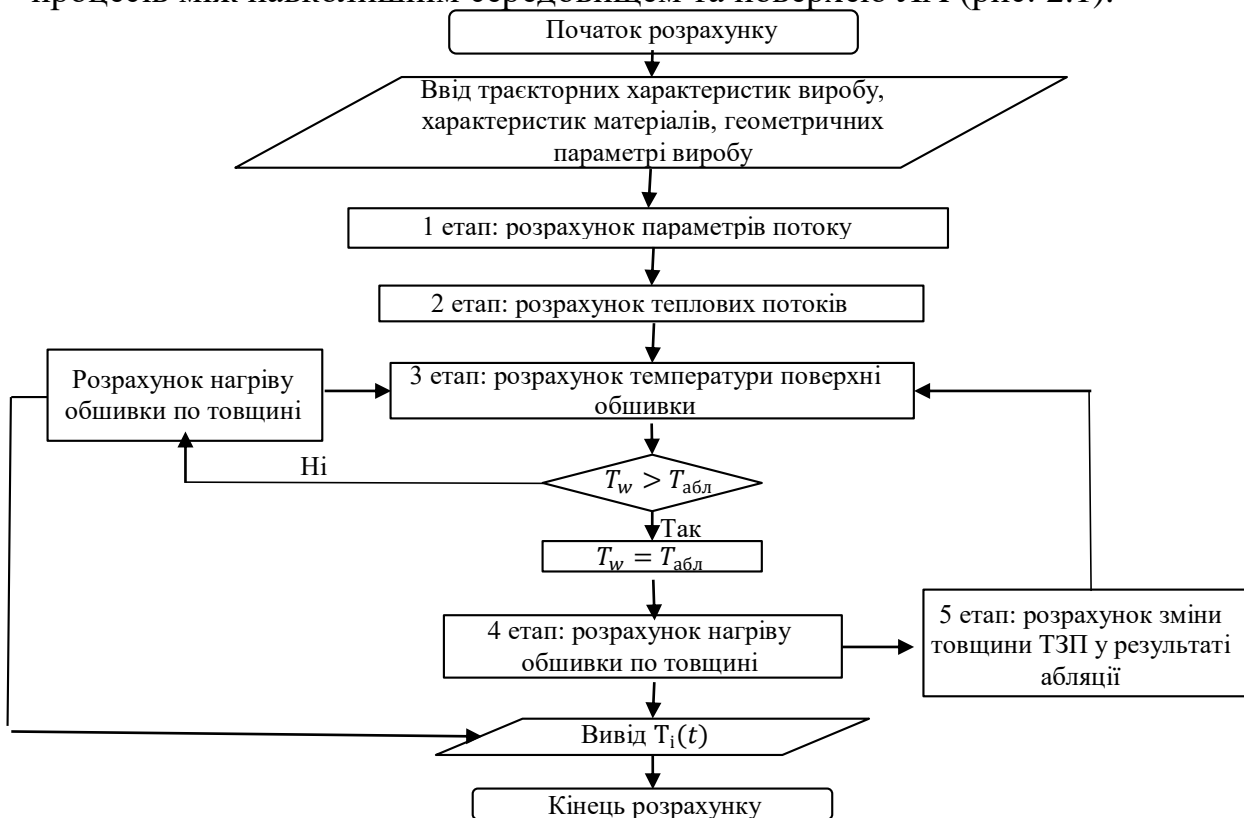


Рис. 2.1. Блок – схема алгоритму розрахунку

Для більшої точності розрахунку пропонується для першого етапу (див. рис. 2.1) за основу взяти методику, приведену в роботі [7], оскільки в ній наявний математичний апарат, що дозволяє більш точно визначати параметри потоку, особливо коефіцієнти конвекції $\alpha(t)$, які разом з температурою прилежового шару грають основну роль при розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції ЛА.

Для інших етапів пропонується взяти методику, приведену в роботі [2], що дозволяє розрахувати нагрів конструкції ЛА по товщині із задовільною точністю та достатньо великим кроком по часу.

Рівняння з приведених джерел пропонується використовувати з уточненнями, представленими нижче.

Для відтворення більш точної картини польоту пропонується у рівняння параметру подібності для конічних потоків додати кут атаки, а в рівняння для визначення локального числа Маха за результатами аналізу табличних даних з [6] до рівняння додано поправочний коефіцієнт 1,014.

Рівняння параметру подібності для конічних потоків має вигляд:

$$\xi = (\nu_k + \alpha_0)M_i, \quad (2.1)$$

де ν_k – кут конуса,

α_0 – кут атаки виробу,

M_i – число Маха в заданий момент часу.

Рівняння для визначення локального числа М має вигляд:

$$M_{\delta i} = \sqrt{1,014 * (5 * \left(\frac{T_{\infty}}{T_{\delta}}\right) * (1 + 0,2 * M_{\infty}^2) - 1)} \quad (2.2)$$

де M_{∞} – число М незбуреного потоку,

T_{∞} – температура незбуреного потоку [К],

T_∞ – температура потоку в розрахунковій точці [K],

M_i – число Маха в заданий момент часу.

При аеродинамічному нагріві граничною умовою на поверхні ЛА являється рівняння балансу теплових потоків:

$$q_\Sigma = q_\alpha + q_\lambda, \quad (2.3)$$

де q_α – конвективний тепловий потік $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}\right]$;

q_λ – променевий тепловий потік $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}\right]$.

Схему нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП зображено на рис. 2.2.

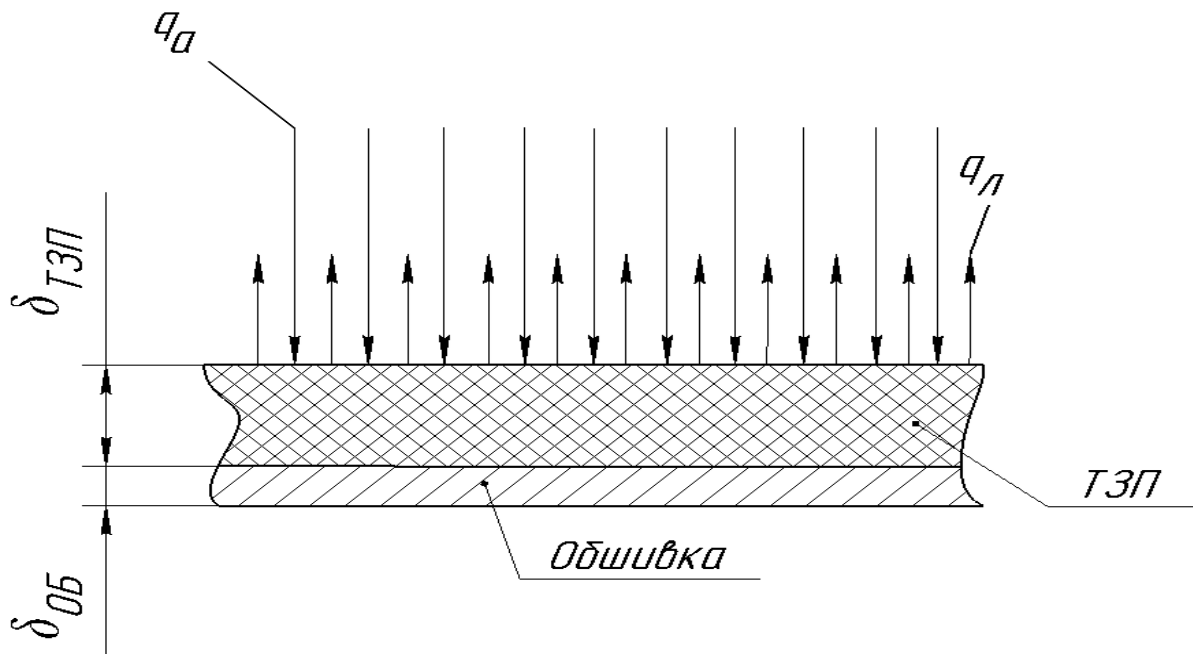


Рис. 2.2. Схема нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП.

Для частин ЛА на певній відстані від носка можна скористатися формулою:

$$q = k * \frac{\alpha}{c_p} * (i_r - i_w) - \varepsilon_w * \sigma * T_{w0}, \left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}\right] \quad (2.4)$$

де i_r та i_w – ентальпія повітря при температурі примежового

шару та початковій температурі поверхні ТЗП $\left[\frac{\text{кДж}}{\text{кг}} \right]$;

c_p – питома теплоємність повітря $\left[\frac{\text{кДж}}{\text{кг} * ^\circ\text{C}} \right]$;

$k = 1,15$ – статистичний коефіцієнт, введений після верифікації з експериментальними даними з [10,11].

Вважається, що температура поверхні ТЗП з достатньою точністю співпадає з миттєвою рівноважною температурою $T_p(t)$, що дає можливість розрахувати нагрів поверхні зовнішнього ТЗП за наступною формулою:

$$T_{\text{ТЗП}}(t) = T_p(t) = \frac{\frac{\alpha(t)}{\varepsilon * \sigma} * T_r(t) + 3 * T_r^4(t)}{4 * T_r^3(t) + \frac{\alpha(t)}{\varepsilon * \sigma}}, [\text{К}] \quad (2.5)$$

де $\alpha(t)$ – коефіцієнт конвекції $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 * \text{К}} \right]$;

ε – коефіцієнт випромінювання;

σ – постійна Стефана – Больцмана $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 * \text{К}^4} \right]$.

При досягненні температури абляції $T_{\text{ТЗП}} = T_{\text{абл}}$.

Схему нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП по товщині приведено на рис.2.3.

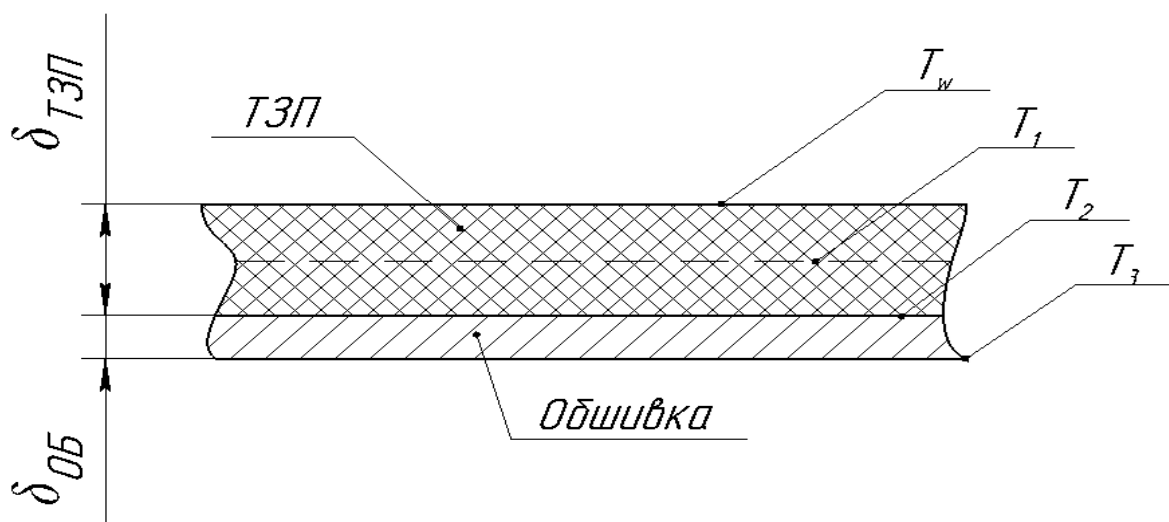


Рис. 2.3. Схема розрахунку нагріву обшивки ракети із зовнішнім ТЗП.

Нагрів конструкції (ТЗП та обшивка) можна визначити методом граничних теплоємностей з системи рівнянь, які є спрощеним варіантом запису рівнянь з методики [2]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta T_1 = \frac{\left(\frac{1}{r_w} (T_w (i-1) - T_1 (i-1)) - \frac{1}{r_{12}} (T_1 (i-1) - T_2 (i-1)) \right) * \Delta t}{\rho_{\text{ТЗП}} c_{\text{ТЗП}} \delta_{\text{ТЗП}}}; \\ \Delta T_2 = \frac{\left(\frac{1}{r_{12}} (T_1 (i-1) - T_2 (i-1)) - \frac{1}{r_{23}} (T_2 (i-1) - T_3 (i-1)) \right) * \Delta t}{\rho_{\text{об}} c_{\text{об}} \delta_{\text{об}}}; \\ \Delta T_3 = \frac{\frac{1}{r_3} (T_2 (i-1) - T_3 (i-1)) * \Delta t}{\rho_{\text{об}} c_{\text{об}} \delta_{\text{об}}}. \end{array} \right. \quad (2.6)$$

де $r_{w1} = \frac{1}{\alpha(t)} + \frac{\delta_1}{2\lambda_1}$, $r_{ik} = \frac{\delta_i}{2\lambda_i} + \frac{\delta_k}{2\lambda_k}$ – термічний опір $\left[\frac{\text{м}^2\text{К}}{\text{Вт}} \right]$;

δ – товщина розрахункового шару [м];

λ – коефіцієнт теплопровідності матеріалів ТЗП та обшивки $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м} * ^\circ\text{C}} \right]$.

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{1i} = \Delta T_{1i} + T_{1i-1}; \\ T_{2i} = \Delta T_{2i} + T_{2i-1}; \\ T_{3i} = \Delta T_{3i} + T_{3i-1}. \end{array} \right. \quad (2.7)$$

При розрахунку нагріву конструкції (див. рис. 2.3) слід прийняти до уваги наступні аспекти:

- силову металічну обшивку з достатньою точністю можна прийняти за один шар [2];
- крок по часу слід брати $\Delta t \leq 0,5$ с;
- у першому наближенні ТЗП можна прийняти за один розрахунковий шар, проте для більшої точності необхідно не менше 3 – 5 шарів [2].

З достатньою точністю можна скористатись наближеним підходом та розглядати лише кінцевий тепловий ефект реакцій розкладу та фазових перетворень матеріалу, характеризуючи його питомою теплою абляції

$H_{\text{еф}}$, $\left[\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}\right]$, віднесеної до 1 кг аблюючого матеріалу, та температурою абляції $T_{\text{абл}}$, з моменту початку абляції поверхня ТЗП починає руйнуватися з лінійною швидкістю [2], що рівна:

$$u = \frac{q_0}{\rho_{\text{п}} * H_{\text{еф}}}, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}}\right] \quad (2.8)$$

де q_0 – тепловий потік $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}\right]$;

$\rho_{\text{п}}$ – густина ТЗП $\left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}\right]$.

Товщина ТЗП буде змінюватись по закону:

$$\delta_i = \delta_{i-1} - \delta_{\text{ун}i}, [\text{м}] \quad (2.9)$$

де $\delta_{\text{ун}i} = u_i * \Delta t_i$ [м] – товщина унесеного шару ТЗП.

Механізм абляції зображено на рис. 2.4:

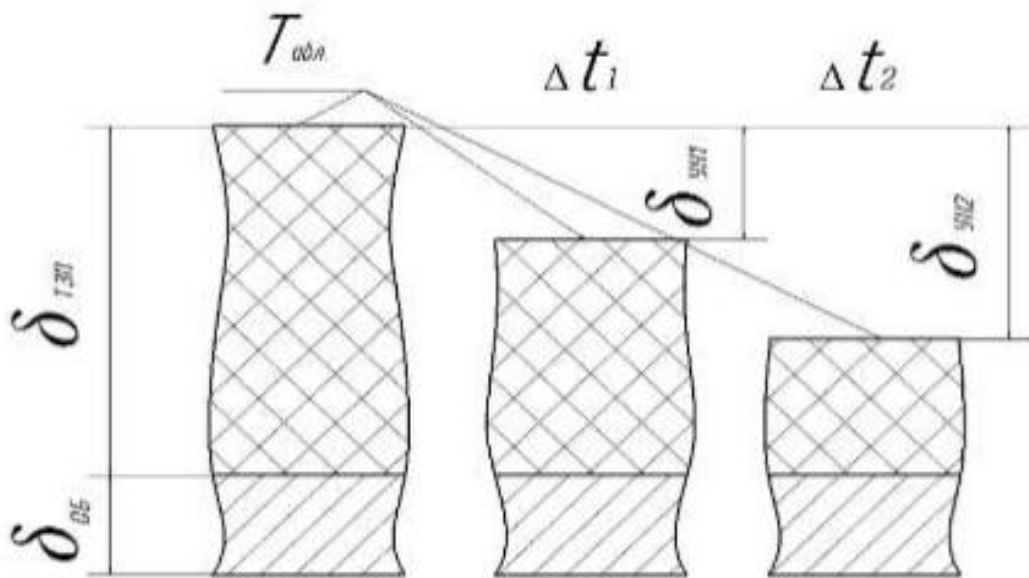


Рис. 2.4. Механізм абляції.

Таким чином приведено всі залежності, що необхідні для розрахунку температури обшивки з урахуванням процесу абляції та без його врахування.

2.2. Програмне забезпечення для розрахунку аеродинамічного нагріву літальних апаратів

На основі приведеної вище методики на мові програмування C# було розроблено програмне забезпечення для розрахунку нагріву конструкції ЛА. Для запуску програми слід відкрити «Кинетгагрев.exe». Інтерфейс програми приведено на рис.2.5

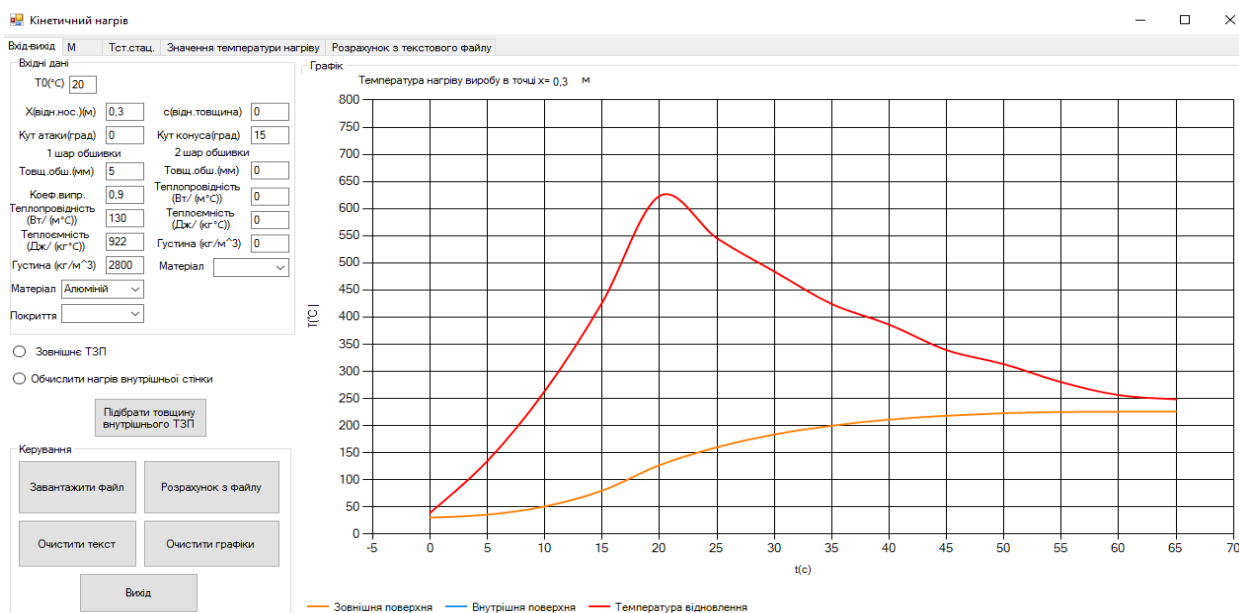


Рис.2.5. Інтерфейс програми.

В якості вхідних даних необхідно завантажити файл з траєкторією (рис.2.6).

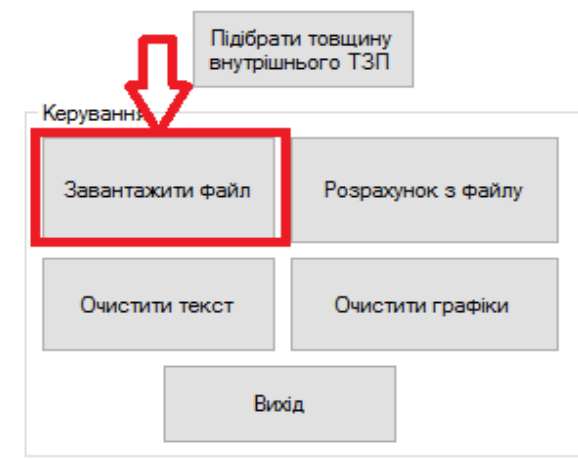


Рис.2.6 Задання траєкторії.

Переконалися у вірності введення вхідних даних можна, переглянувши таблицю на вкладці «Розрахунок з текстового файлу» (рис.2.7).

Кінетичний нагрів

Вхід.вихід M Тст.стац. Значення температури нагріву Розрахунок

Вхідні дані			
	Час,с	Висота,км	Швидкість,м/с
▶	0	15	442
	5	15	626
	10	15	810
	15	15	995
	20	15	1180
	25	15	1110
	30	15	1052
	35	15	992
	40	15	952
	45	15	900
	50	15	870
	55	15	830
	60	15	800
	65	15	790
*			

Рис.2.7. Вибір розмірності для швидкості.

Для коректного визначення температур на різних висотах необхідно вказати температуру T_0 (°C) на нульовій висоті (рис.2.8).

Кінетичний нагрів

Вхід.вихід M Тст.стац. Значення температури на

Вхідні дані

T0(°C) 20

Х(відн.нос.)(м) 0,3 с(відн.товщина) 0

Кут атаки(град) 0 Кут конуса(град) 15

1 шар обшивки 2 шар обшивки

Товщ.обш.(мм) 5 Товщ.обш.(мм) 0

Коеф.випр. 0,9 Теплопровідність (Вт/(м²С)) 0

Теплопровідність (Вт/(м²С)) 130 Теплоємність (Дж/(кг°С)) 0

Теплоємність (Дж/(кг°С)) 922 Густина (кг/м³) 0

Густина (кг/м³) 2800 Матеріал

Матеріал Алюміній

Покриття

Рис.2.8 Задання T_0 .

Далі необхідно вказати відстань $X(m)$ відносно носка, кут атаки $\alpha(\text{град})$. Якщо об'єкт являє собою аеродинамічний профіль, то необхідно задати його відносну товщину \bar{c} , а якщо тіло обертання, то кут конуса $\vartheta(\text{град})$ (рис.2.9).

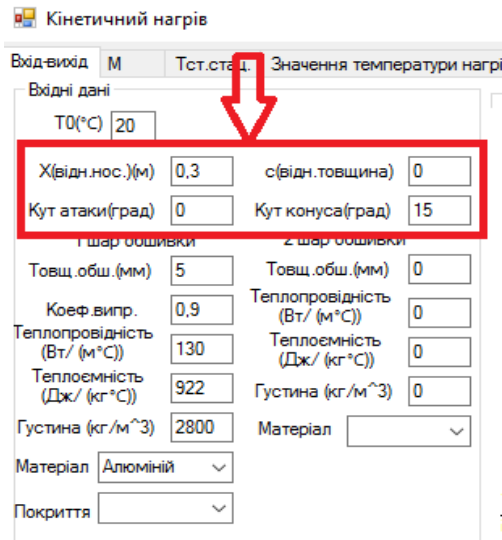


Рис.2.9. Задання положення розрахункової точки, кута атаки та характеристики тіла обтікання

Необхідно задати характеристики обшивки: товщину $\delta(\text{мм})$, коефіцієнт випромінювання матеріалу α , теплоємність $c(\frac{\text{ккал}}{\text{кг}^\circ\text{C}})$, густину матеріалу $\rho(\frac{\text{кг}}{\text{м}^3})$ (рис.2.10).

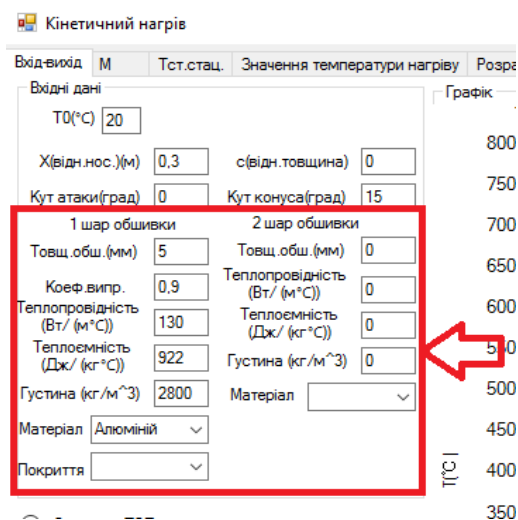


Рис.2.10 Задання характеристик обшивки

Натиснути кнопку «Розрахунок», після чого буде виведено графік нагріву обшивки в заданій точці відносно носка (Рис.2.11), на останній вкладці виводяться значення температури нагріву $T(^{\circ}\text{C})$ від часу польоту $t(\text{с})$ (рис.2.12).

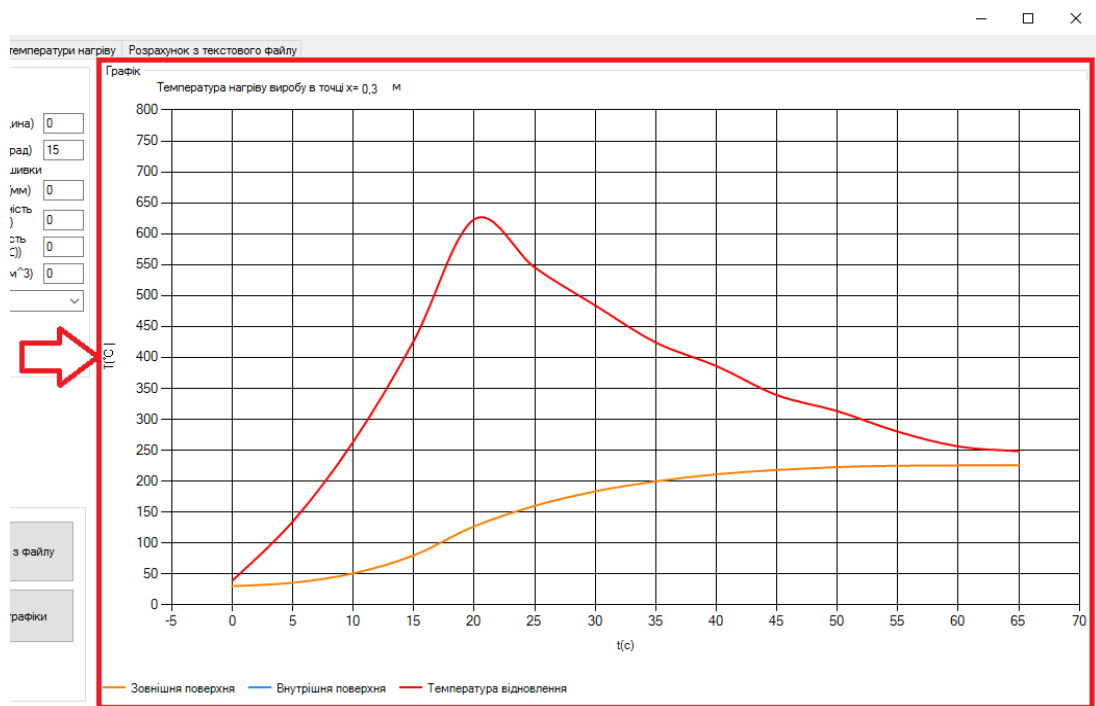


Рис.2.11. Графік нагріву обшивки в заданій точці відносно носка.

Результат

Час,с	Температура зовн.стінки,°C	Температура внутр.стінки,°C
0	30,2	
5	35,8	
10	50,9	
15	80,1	
20	127,1	
25	160,2	
30	183,7	
35	199,7	
40	211,1	
45	218,1	
50	222,8	
55	224,9	
60	225,5	
65	225,5	

Зберегти в EXCEL

Очистити таблицю вхідних даних

Очистити таблицю результату

Рис.2.12. Значення температури нагріву $T(^{\circ}\text{C})$ від часу польоту $t(\text{с})$.

Висновки по розділу

В даному розділі було створено методику, що використовується для розрахунку нагріву конструкції ЛА та на її основі створено спеціалізоване ПЗ на мові програмування C#.

Також було представлено основні залежності та припущення, що необхідні для визначення аеродинамічного нагріву конструкції ЛА. Для даної методики приведені всі поправочні коефіцієнти, що вводились задля підвищення точності розрахунку та врахування кута атаки, що вводилось задля відтворення картини польоту, що є більш наближеною до реальної.

Для проведення розрахунків прийнято наступні припущення:

- силову металічну обшивку з достатньою точністю можна прийняти за один шар [2];
- крок по часу слід брати $\Delta t \leq 0,5$ с;
- у першому наближенні ТЗП можна прийняти за один розрахунковий шар, проте для більшої точності необхідно не менше 3 – 5 шарів [2].

3. Залежність проектних параметрів ракети від аеродинамічного нагріву

У даному розділі приведено залежність проектних рішень для руля та носової частини ракети від теплових процесів, як для одних з найбільш теплонапружених елементів виробу.

3.1. Вхідні дані для розрахунку аеродинамічного нагріву ракети

Вхідними даними до розрахунку є компоновочна схема виробу та його траєкторні характеристики (рис.3.1), відомості про його конструкційні матеріали (табл. 3.1), епюра навантажень на виріб (рис. 3.2) та епюра моментів (рис.3.3) для визначення проектних товщин матеріалів отримані за [8]. Характеристики конструкційних матеріалів взято з джерел [2,12,13].

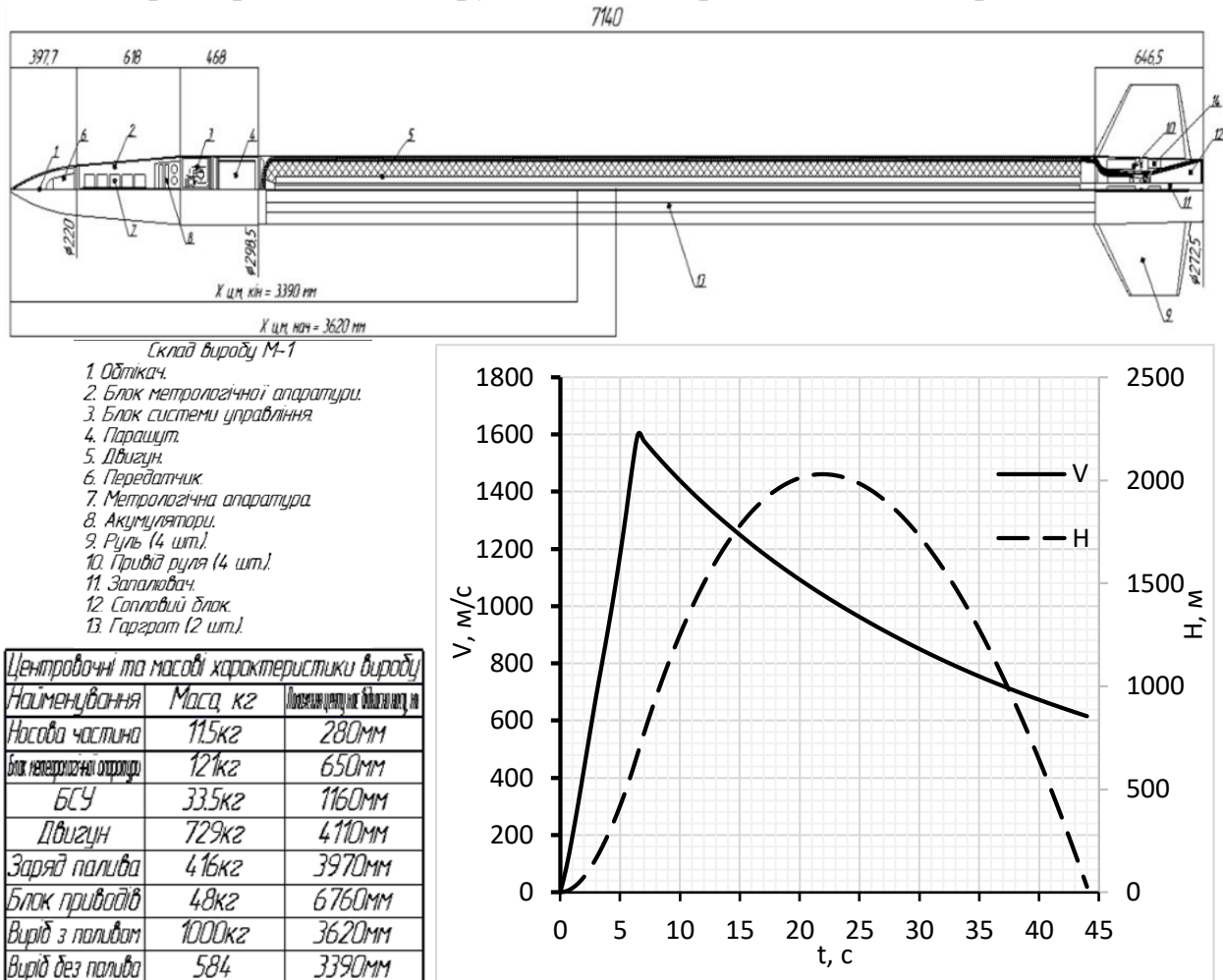


Рис. 3.1. Компоновочна схема ракети та траєкторні характеристики.

Таблиця 3.1. Матеріали та товщини елементів виробу

Елемент	Відстань, м	Матеріал	Товщина, мм
Обтікач	0	Кварцева кераміка	8
	0.39		8
БМА	0.4	Алюміній	2.5
БСУ	1.46		2.5
ДУ	1.5	Сталь	5,3
	6.47		5,3
БП	6.5	Алюміній	2.5

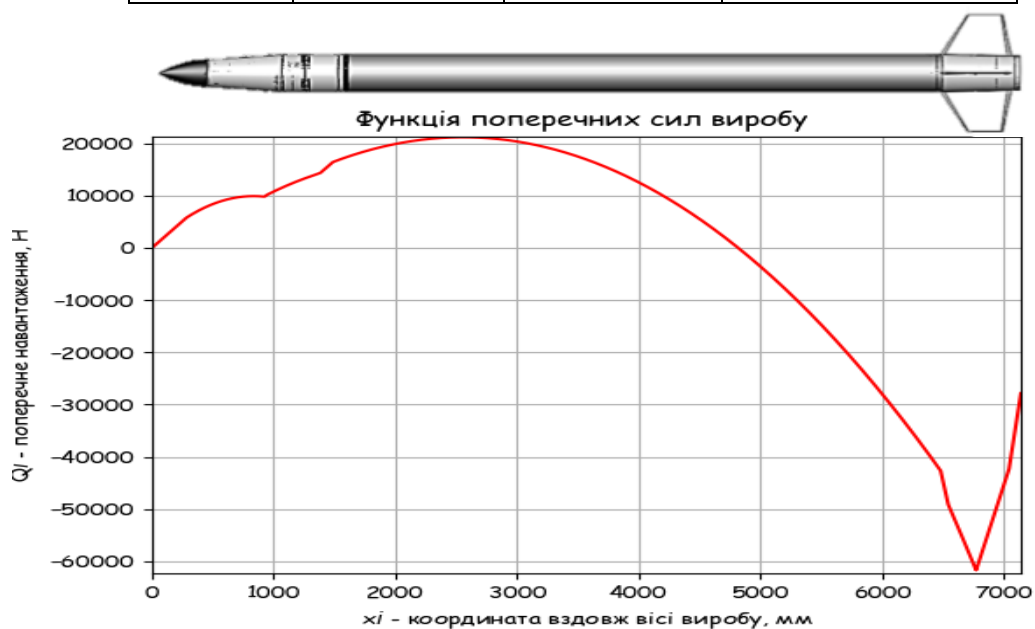


Рис. 3.2. Навантаження по довжині виробу.

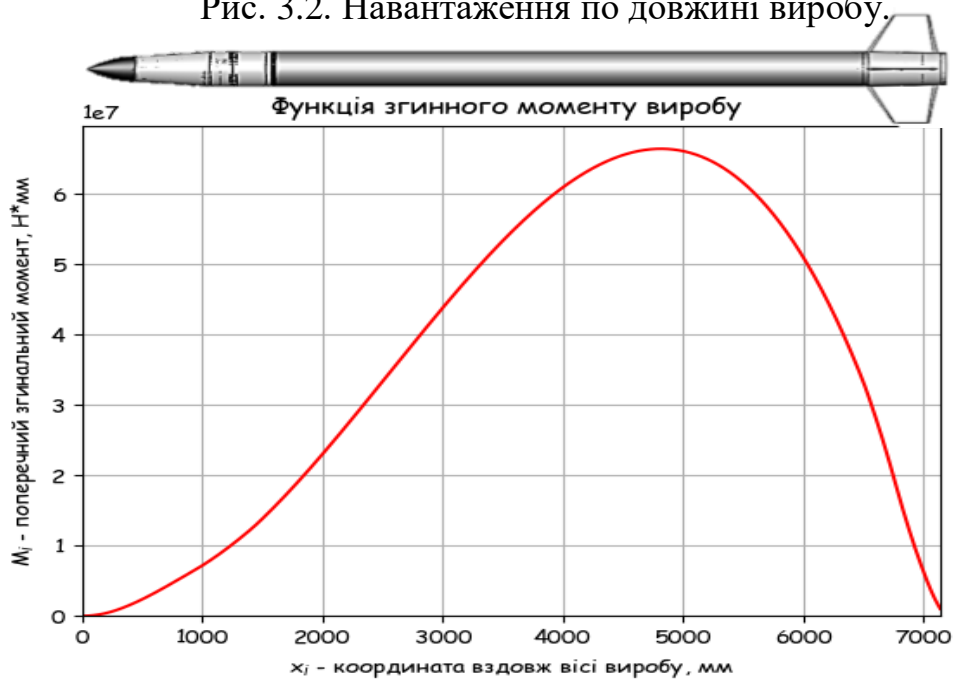


Рис. 3.3. Згинний момент по довжині виробу.

3.2. Розрахунок нагріву носової частини ракети

Було проведено розрахунок для двох варіантів конструкції ракети для оперативного моніторингу надзвичайних ситуацій на відстань 45 км. Траекторні характеристики виробу зображено на рис. 3.1, геометричні характеристики головної частини виробу, положення розрахункової точки зображено на рис. 3.4, відомості про матеріали та товщини див у табл. 3.2.

Порівняння температур нагріву обшивки для різних варіантів виконання приведено на рис. 3.5, порівняння по кінцевій масі виробу приведено в табл. 3.3.

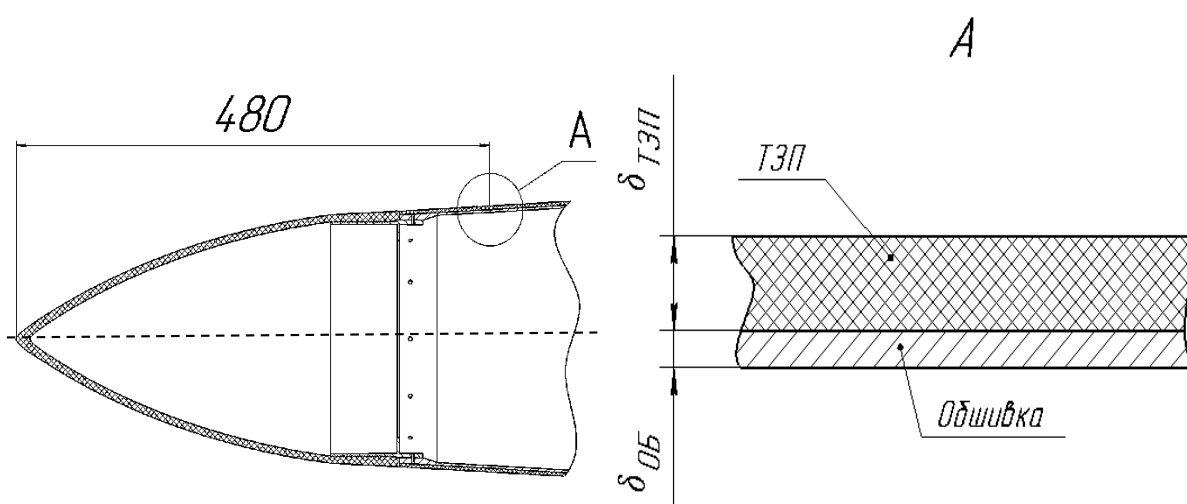


Рис. 3.4. Характеристики головної частини виробу.

Табл. 3.2. Варіанти виконання головної частини виробу.

Варіант	Без ТЗП	Заміна матеріалу	Неабляційне ТЗП	Абляційне ТЗП
ТЗП	-	-	Склопластик	ВШ - 27
$\delta_{ТЗП}$, мм	-	-	0,75	3,5
Обшивка	Д 16Т	Сталь 30ХГСА	ОТ4	Д16Т
$\delta_{Об}$, мм	2,5	2	2	2,5

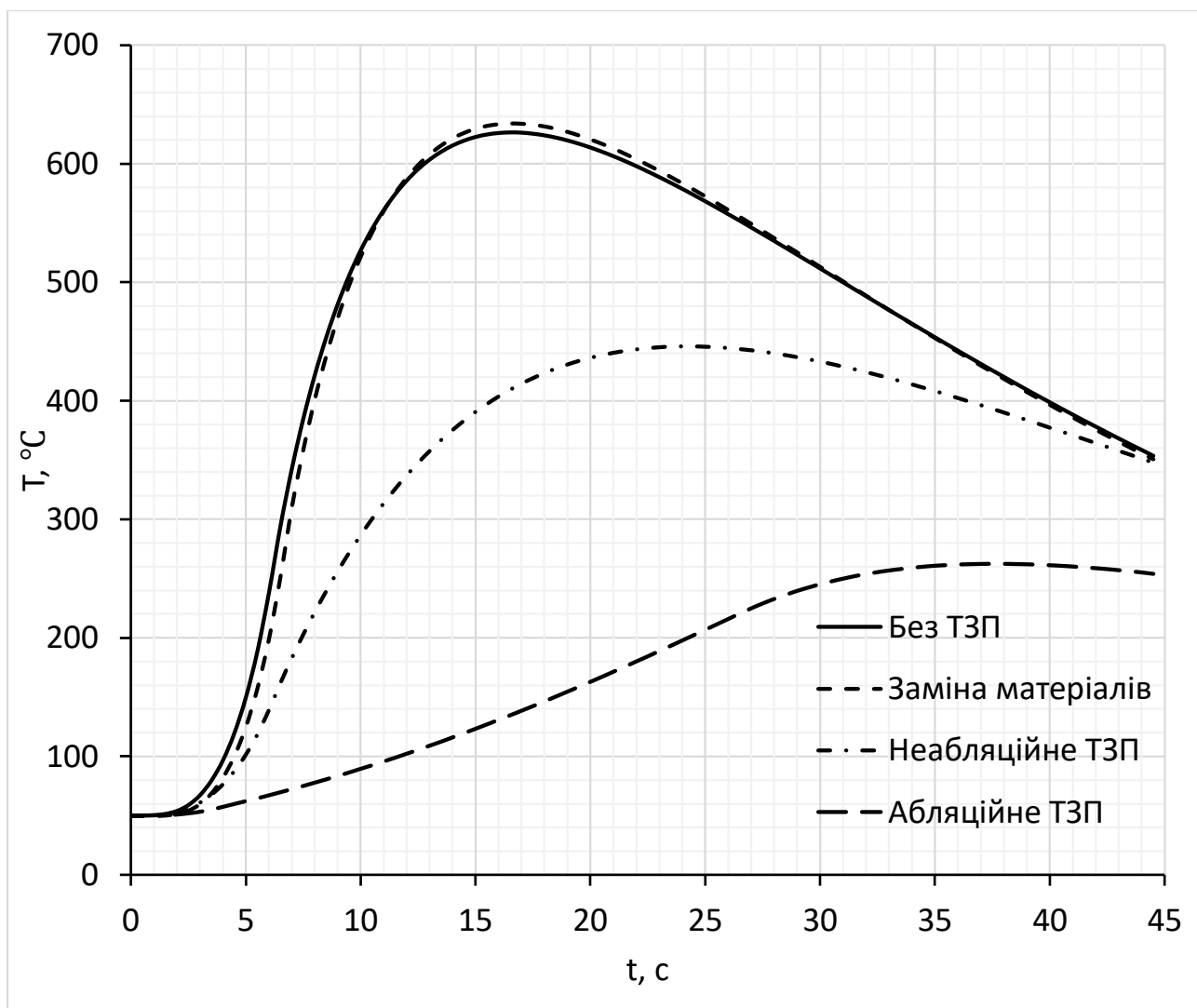


Рис. 3.5. Температури нагріву обшивки для різних варіантів конструкції.

Табл. 3.3. Порівняння маси виробу

Варіант	Без ТЗП	Заміна матеріалу	Неабляційне ТЗП	Абляційне ТЗП
Маса, кг	950	1000	985	976

З результатів розрахунків видно, що конструкція без ТЗП втрачає працездатність через занадто високі температури нагріву.

З рис. 3.6 та табл. 3.3 можна зробити висновок, що найвигіднішим варіантом з точки зору максимальної ефективності ТЗП та мінімальної маси виробу є варіант з використанням абляційного ТЗП.

3.3. Вибір проектних параметрів аеродинамічних поверхонь з урахуванням нагріву

У даному розділі необхідно спроектувати аеродинамічний руль та обрати його конструкційні матеріали з урахуванням аеродинамічного нагріву.

Знайти довжину бортової та кінцевої хорд можна, скориставшись формулами:

$$b_{\text{б}} = \frac{c_{\text{б}}}{\bar{c}}, b_{\text{к}} = \frac{c_{\text{к}}}{\bar{c}} \quad (3.1)$$

Статистично для надзвукових ракет $\bar{c} = 0.02 \dots 0.04$

Оберемо $\bar{c} = 0.02$, $c_{\text{б}} = 12 \text{ мм}$, $c_{\text{к}} = 6 \text{ мм}$, тоді:

$$b_{\text{б}} = \frac{12}{0.02} = 600 \text{ мм}, b_{\text{к}} = \frac{6}{0.02} = 300 \text{ мм}$$

Знайдемо довжину середньої геометричної хорди руля:

$$b_{\text{сер}} = \frac{2}{3} \left(b_{\text{б}} + b_{\text{к}} - \frac{b_{\text{б}} b_{\text{к}}}{b_{\text{б}} + b_{\text{к}}} \right) = \frac{2}{3} \left(900 - \frac{180000}{900} \right) = 466 \text{ мм}. \quad (3.2)$$

Знайдемо довжину консолі:

$$l_{\text{конс}} = b_{\text{сер}} \lambda_{\text{конс}} \quad (3.3)$$

Задамо $\lambda_{\text{конс}} = 0.7$

$$l_{\text{конс}} = 466 * 0.7 = 326.5 \text{ мм}.$$

Оскільки наш виріб більшу частину польоту буде знаходитись на надзвукових швидкостях, то найбільш вигідним буде клиновидний профіль.

З каталогу оберемо клиновидний профіль з $\bar{c} = 0.02$ (рис. 3.6).

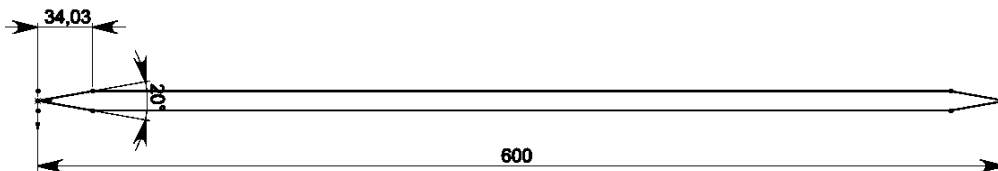


Рис. 3.6. Аеродинамічний профіль руля.

Методом продувок було обрано кут стріловидності руля 55° . Хоча на надзвукових швидкостях можливе і подальше збільшення кута

стріловидності, задля зменшення опору, проте це робити в нашому не дуже доцільно, оскільки такі дії призведуть до збільшення шарнірних моментів, а, як наслідок, збільшення маси кріплень, приводів та акумуляторів.

Побудуємо 3Д модель руля (рис. 3.7). Блок приводів разом з рулями зображено на рис. 3.8.

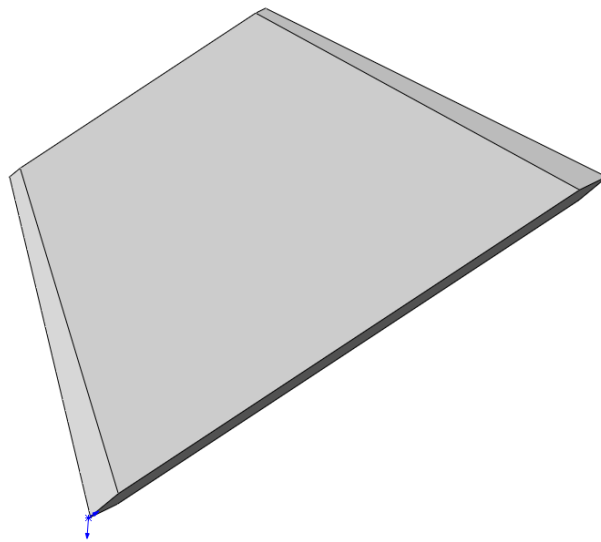


Рис. 3.7. 3Д - модель руля.

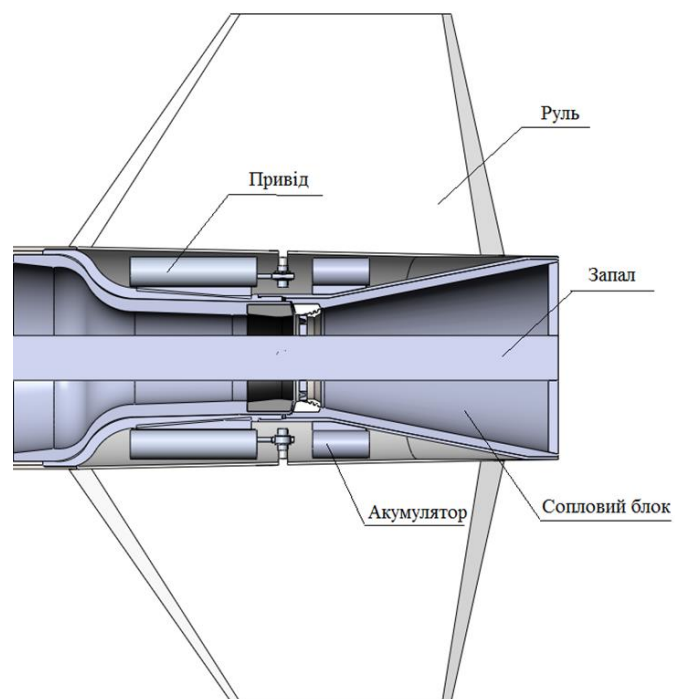


Рис. 3.8. Блок приводів.

В даному розділі наведені різні проектні рішення для руля ракети з врахуванням теплових процесів.

Було розглянуто наступні варіанти (табл. 3.4):

- Суцільний руль;
- Збірний руль з неабляційним зовнішнім ТЗП;
- Збірний руль з абляційним зовнішнім ТЗП.

Результати розрахунків приведено на рис. 3.9, порівняння по масі рулів приведено в табл. 3.5.

Табл. 3.4. Варіанти виконання руля.

Варіант	Суцільний	Неабляційне ТЗП	Абляційне ТЗП
ТЗП	-	Склопластик	ВШ - 27
$\delta_{\text{ТЗП}}$, мм	-	2	2
Обшивка	ОТ - 4	ОТ - 4	ОТ - 4
$\delta_{\text{об.}}$, мм	3	1	1

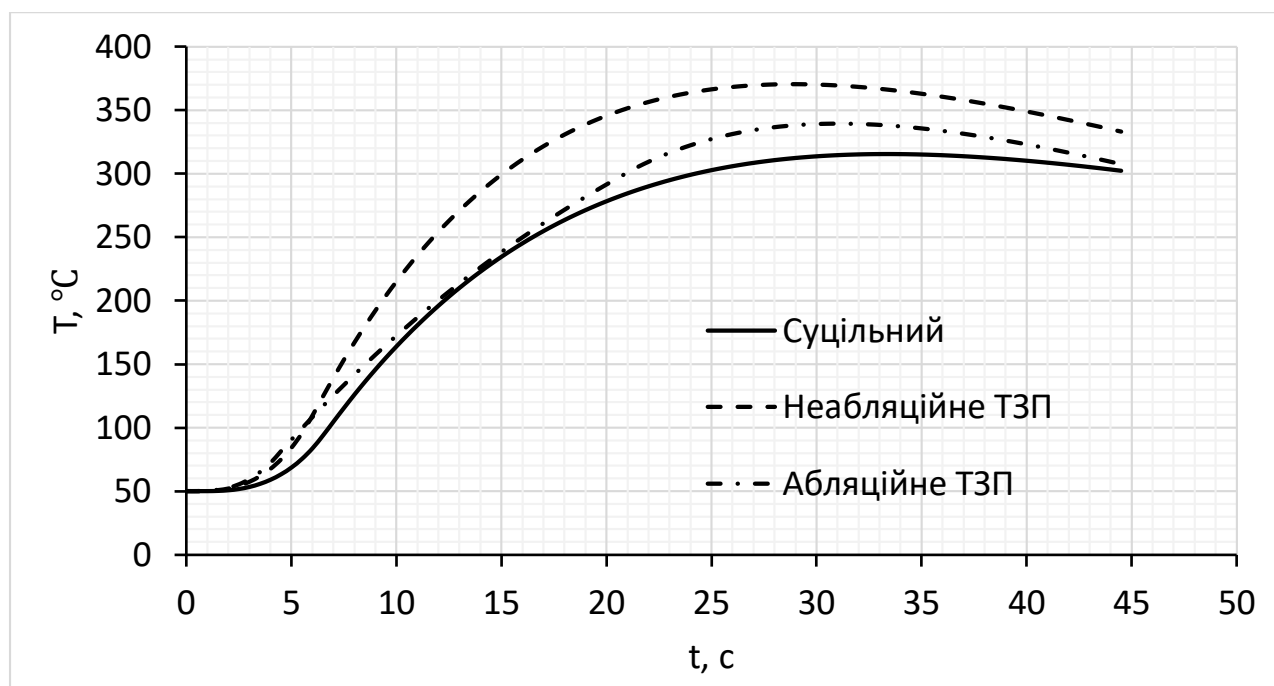


Рис. 3.9. Температури нагріву обшивки руля для різних варіантів конструкції.

Табл. 3.5. Порівняння маси виробу

Варіант	Без ТЗП	Неабляційне ТЗП	Абляційне ТЗП
Маса, кг	5,5	2	1,72

З рис. 3.9 та табл. 3.5 можна зробити висновок, що з однієї точки зору найвигіднішим варіантом з точки зору максимальної ефективності ТЗП та мінімальної маси виробу є варіант з використанням абляційного ТЗП, проте винос матеріалу впливає також і на балансування рулів, тому найвигіднішим варіантом буде використання неабляційного ТЗП.

3.4. Верифікація методики розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції ракети

Для верифікації методики розрахунку аеродинамічного нагріву літальних апаратів було проаналізовано джерела [10, 14 - 23]. З даних джерел обрано вироби різних класів, що відрізняються формою головної частини, калібром, діапазоном швидкостей польоту, конструкційними матеріалами та наявністю ТЗП, також було обрано аеродинамічні поверхні, що відрізняються кутом стріловидності. Результати верифікації приведено нижче.

3.4.1. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 10 липня 1956р.) [14]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.10) та його балістика (рис. 3.11). В якості даних для верифікації було взято показники термопари.

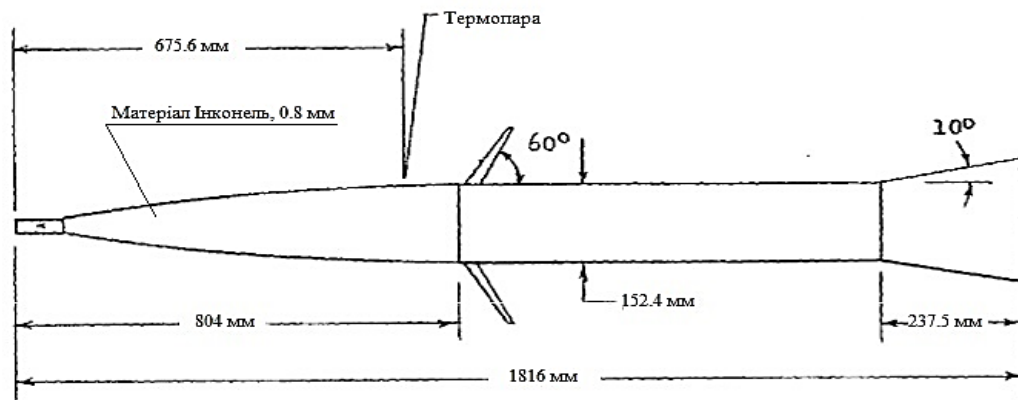


Рис. 3.10. Товщини та матеріали обшивки, положення термопари.

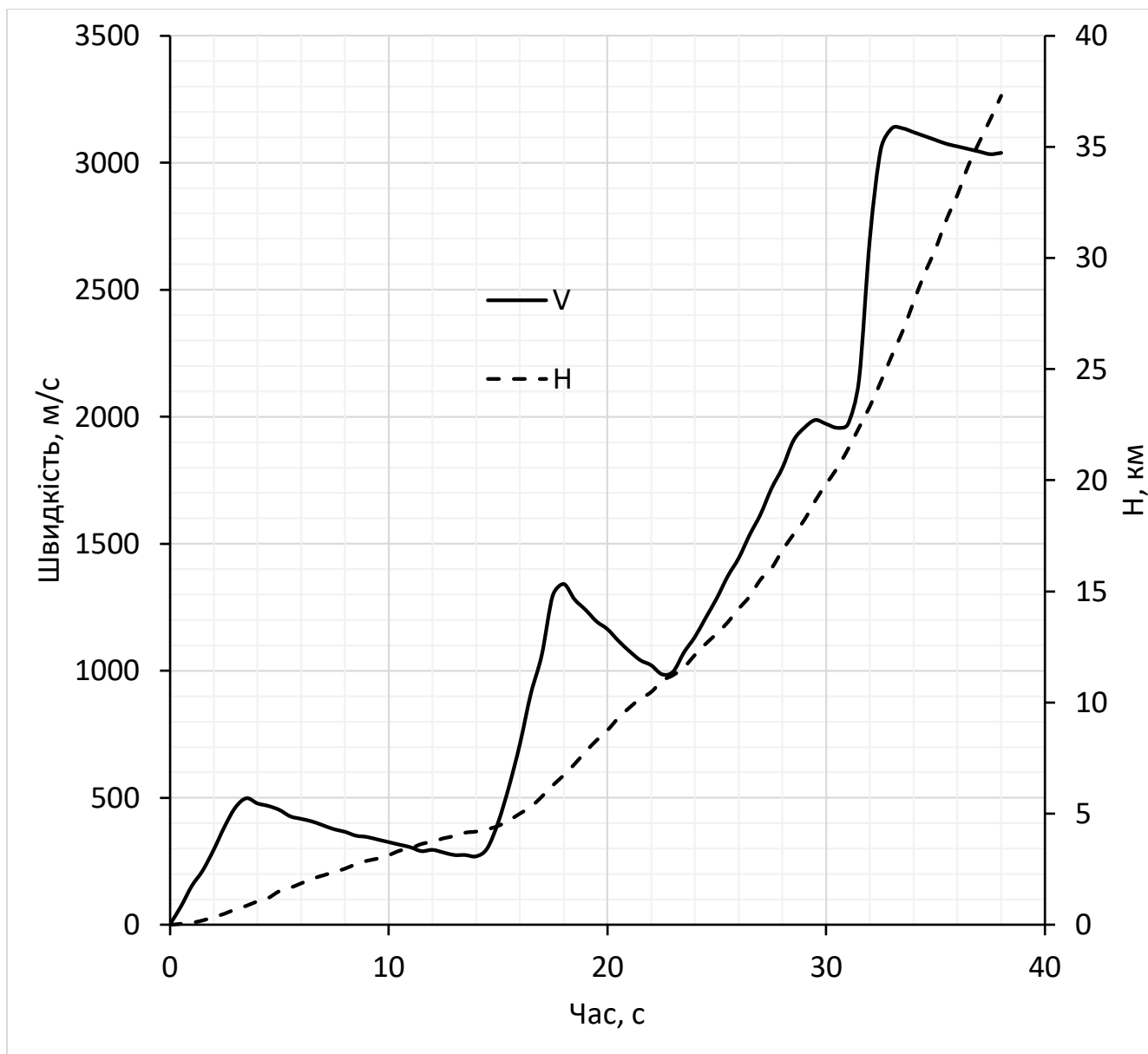


Рис. 3.11. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.12.

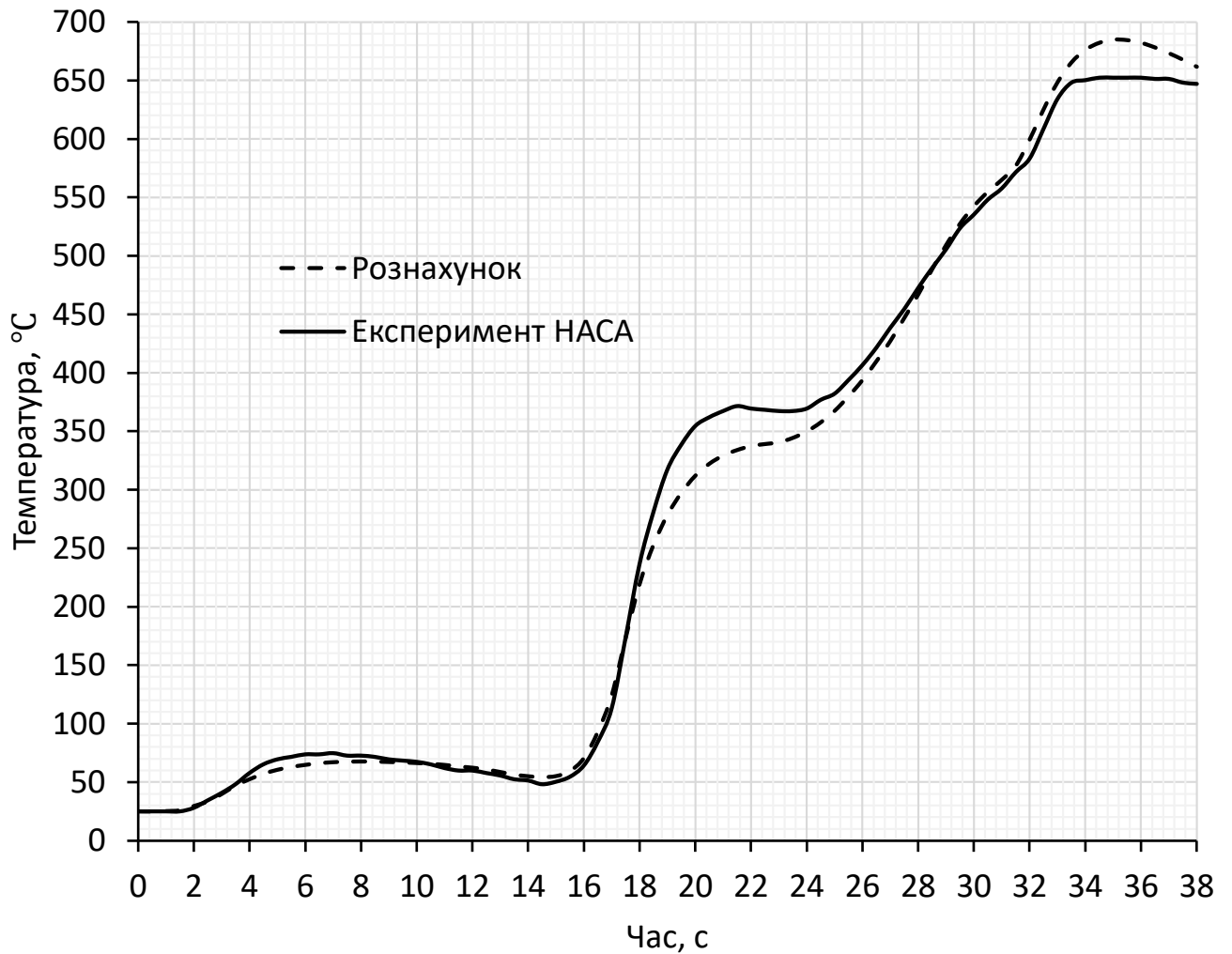


Рис. 3.12. Нагрів виробу.

3.4.2. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 17 червня 1957р) [15]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.13) та його балістика (рис. 3.14). В якості даних для верифікації було взято показники термопар.

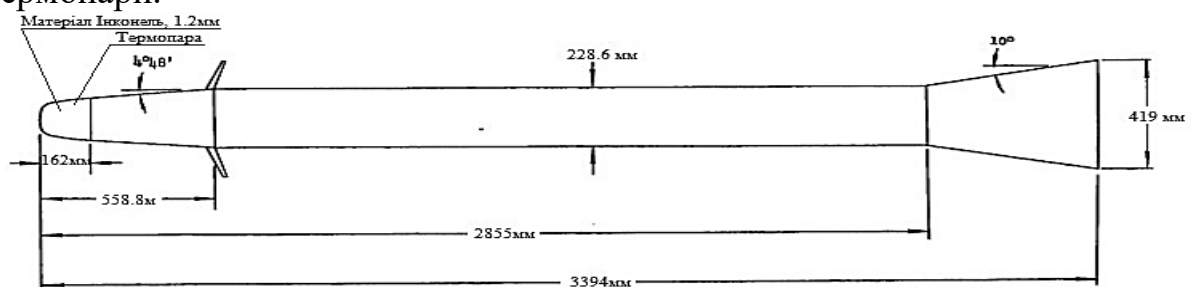


Рис. 3.13. Товщини та матеріали обшивки, положення термопар.

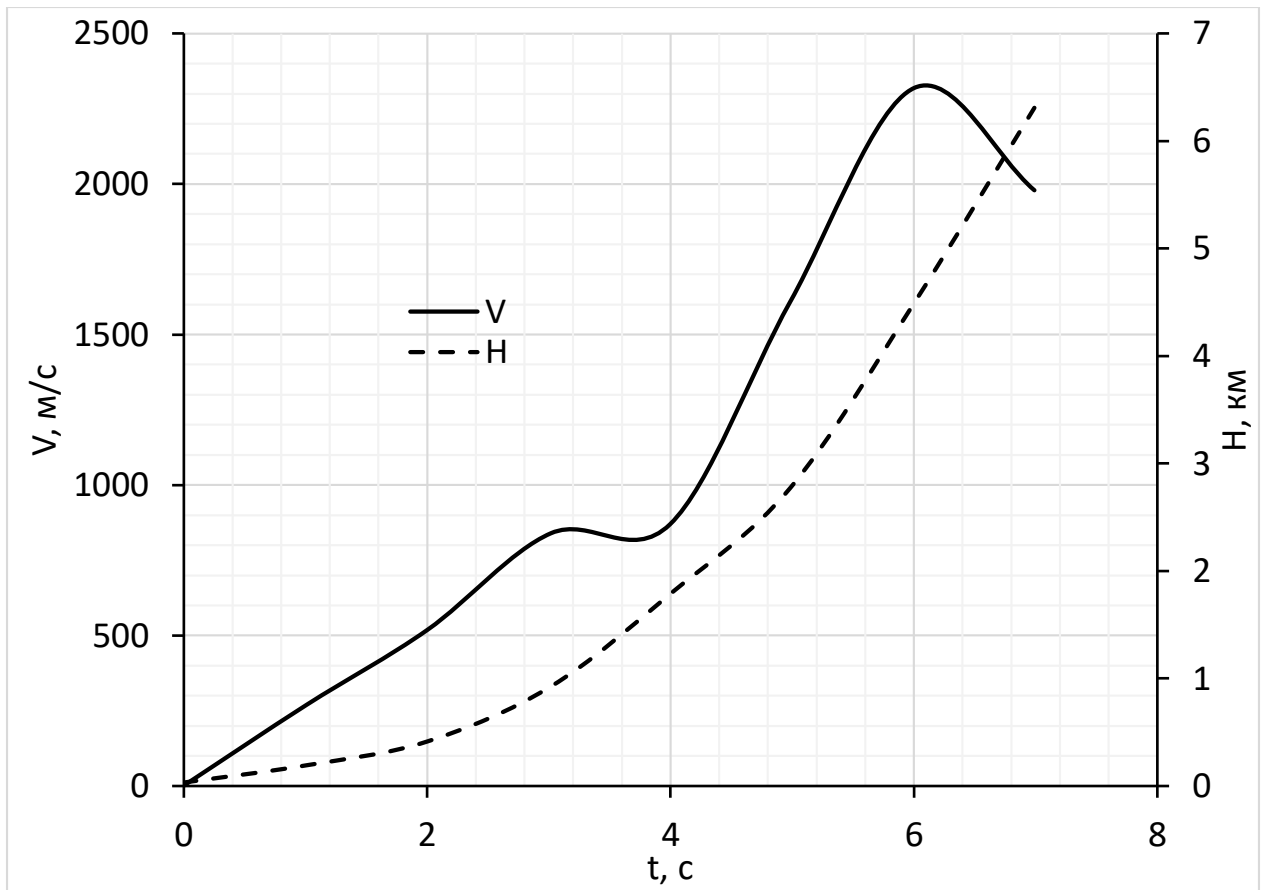


Рис. 3.14. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.15.

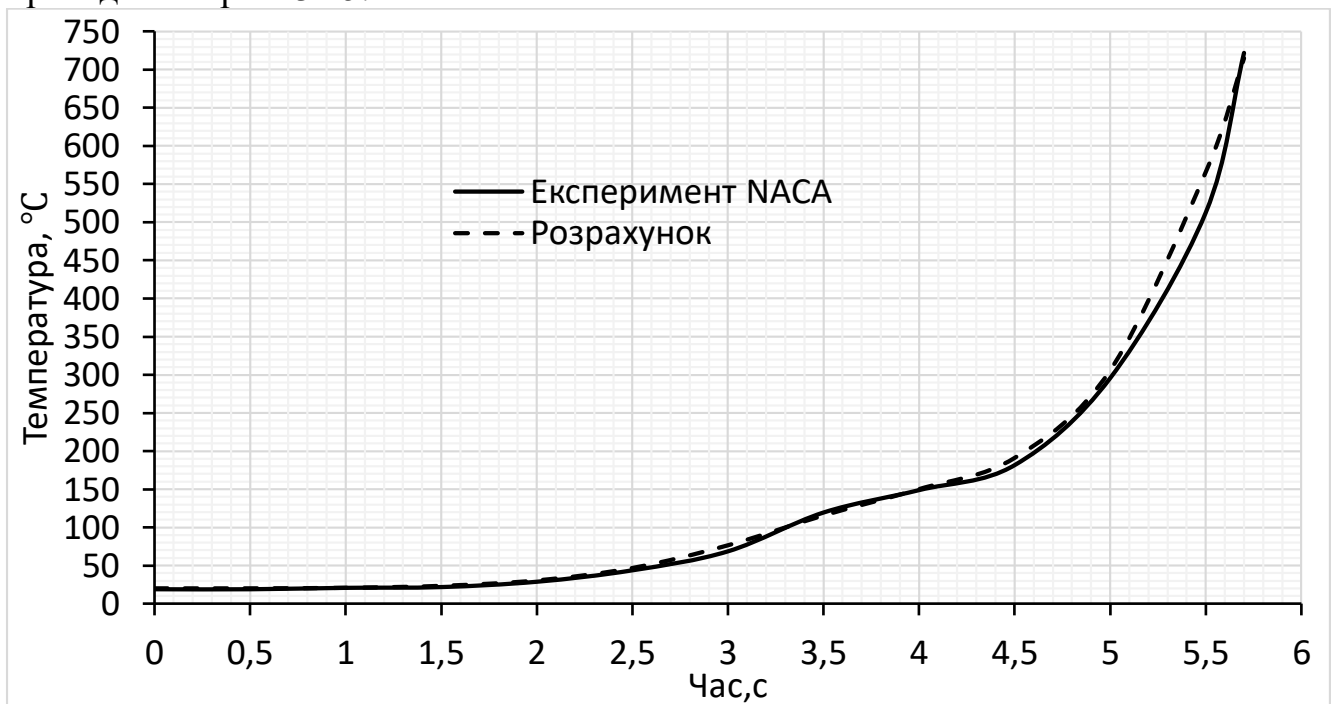


Рис. 3.15. Нагрів виробу.

3.4.3. Порівняння результатів розрахунку з експериментом NASA ТМХ-69896 [16]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.16) та його балістика (рис. 3.17). В якості даних для верифікації було взято показники термопари.

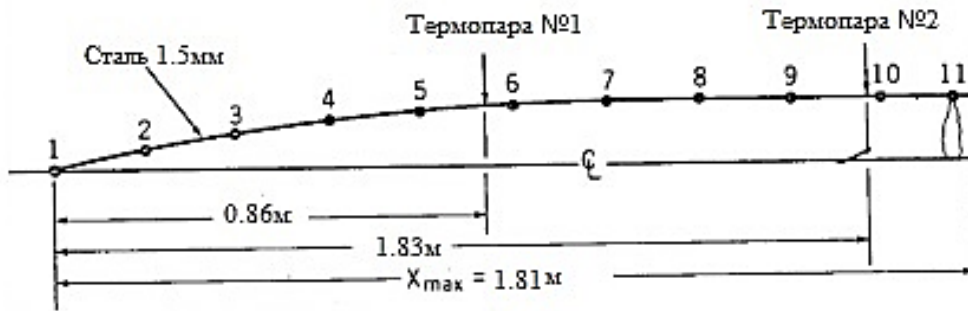


Рис. 3.16. Товщини та матеріали обшивки, положення термопари.

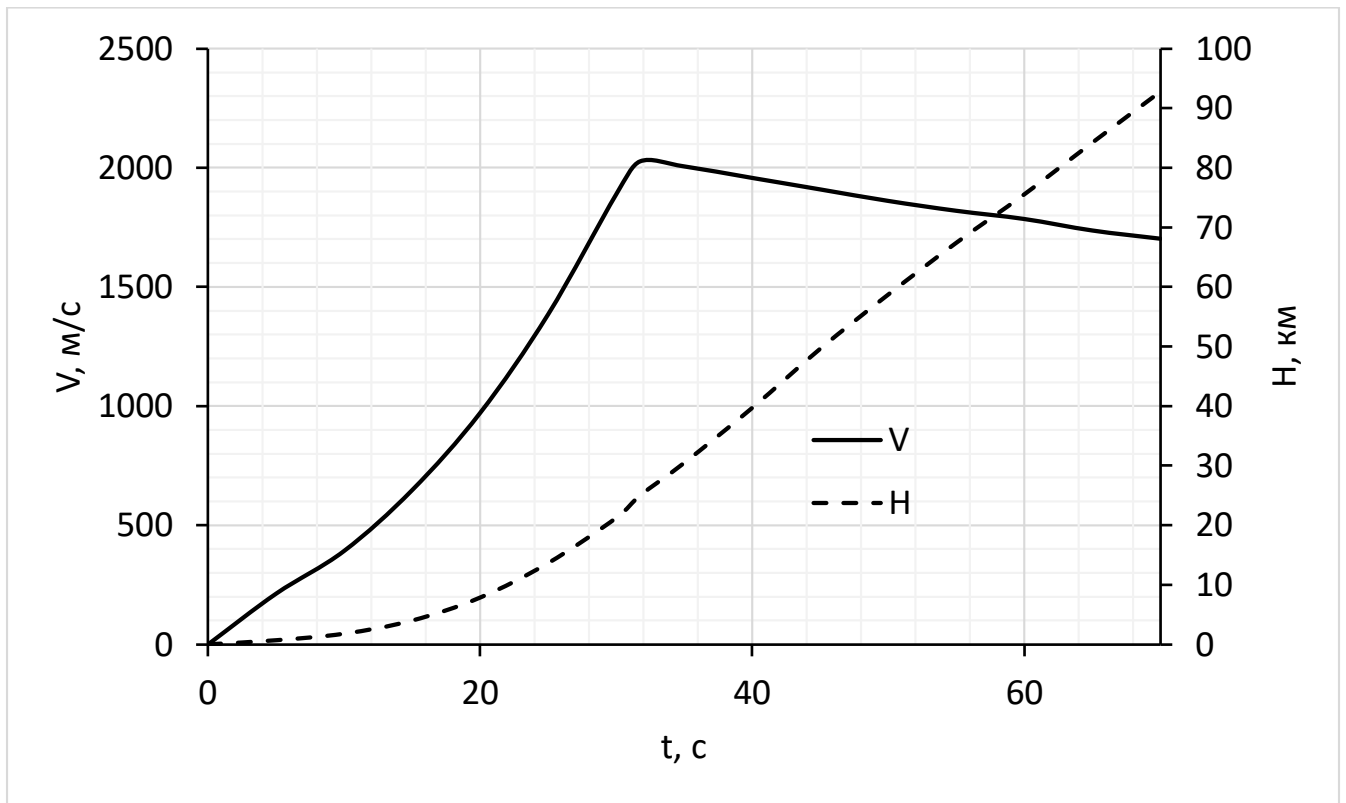


Рис. 3.17. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.18 (для термопари №1) та рис. 3.19 (для термопари №2).

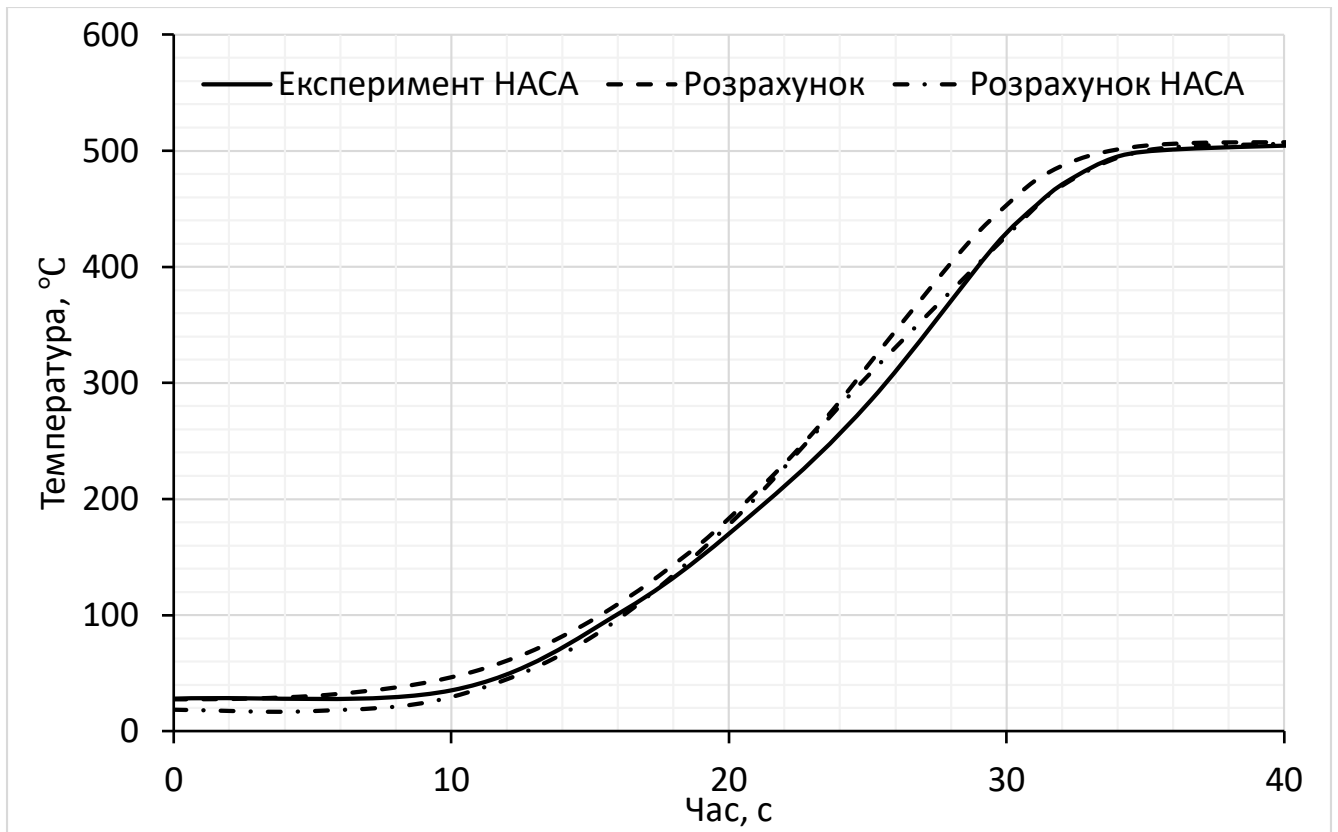


Рис. 3.18. Нагрів виробу (термопара №1).

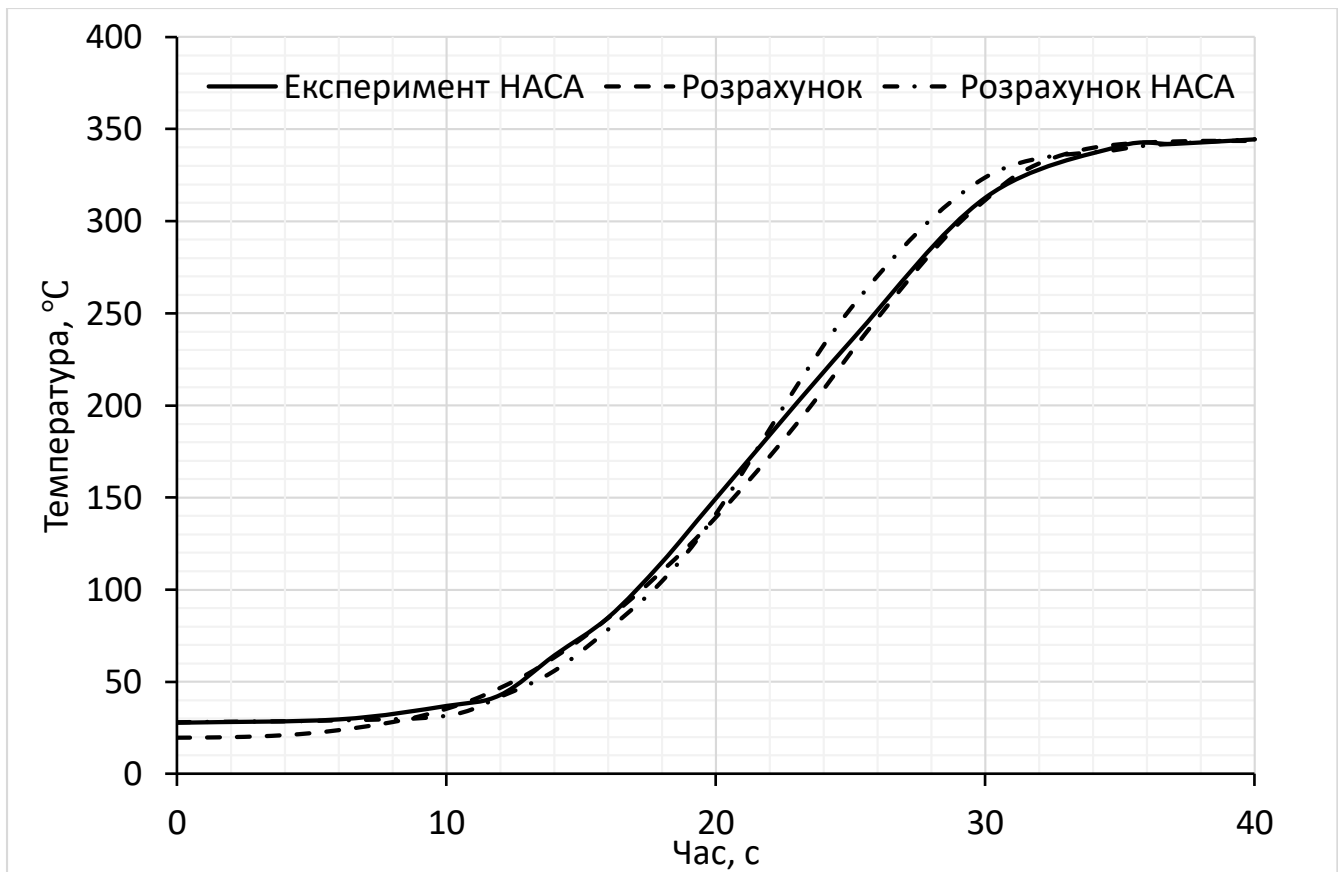
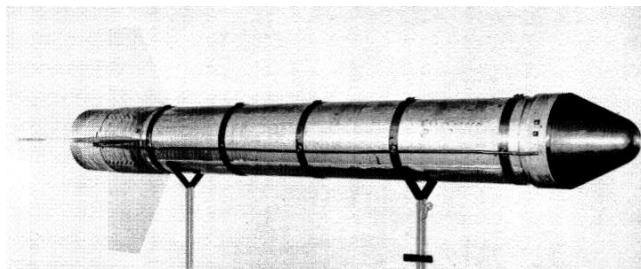


Рис. 3.19. Нагрів виробу (термопара №2).

3.4.5. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 18 квітня 1957 р.) [17]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробів (рис. 3.20) та їх балістика (рис. 3.21). В якості даних для верифікації було взято показники термопар.

Модель А



Модель Б

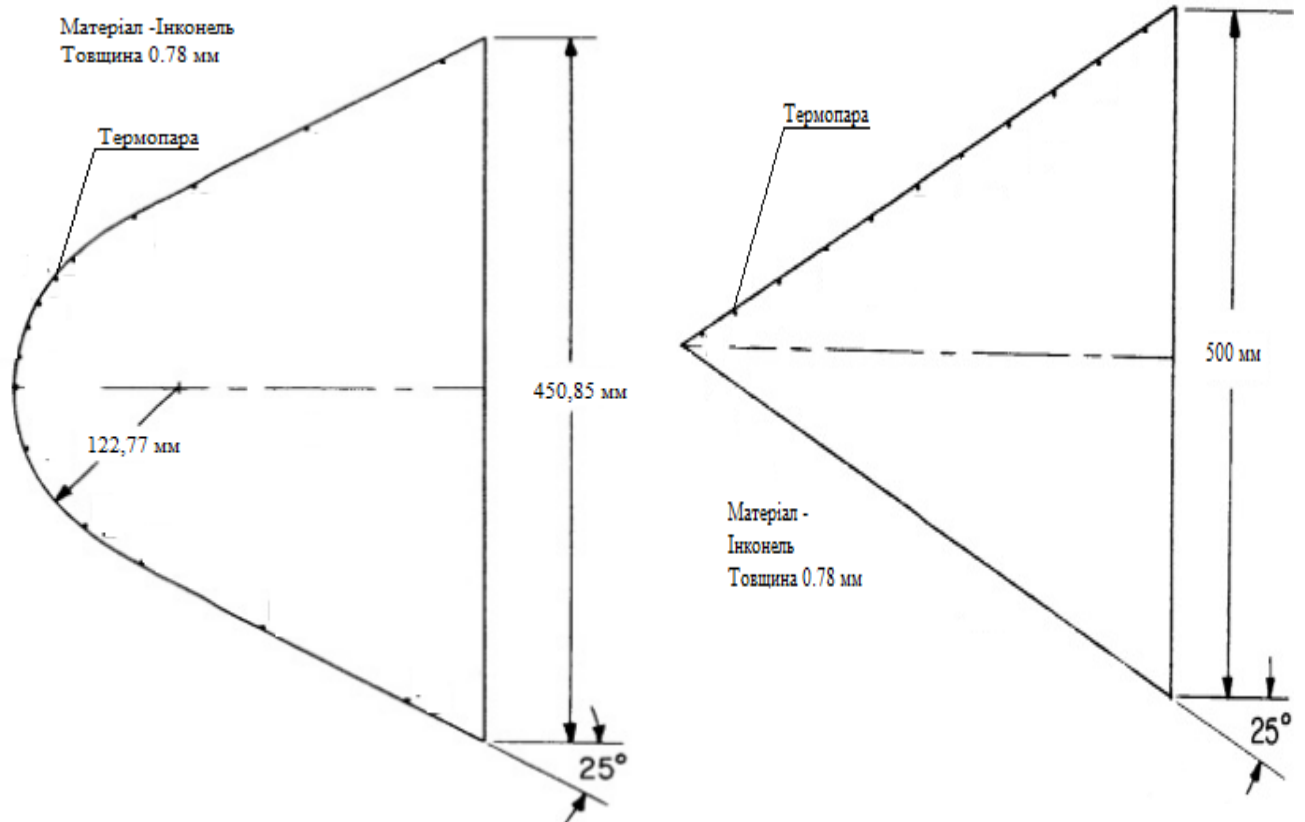
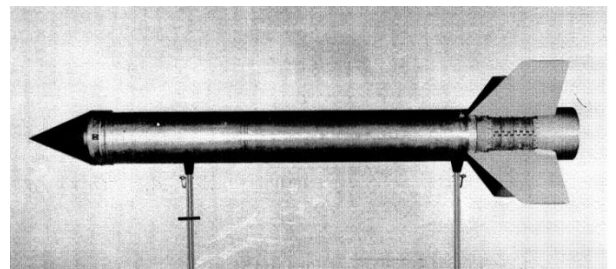
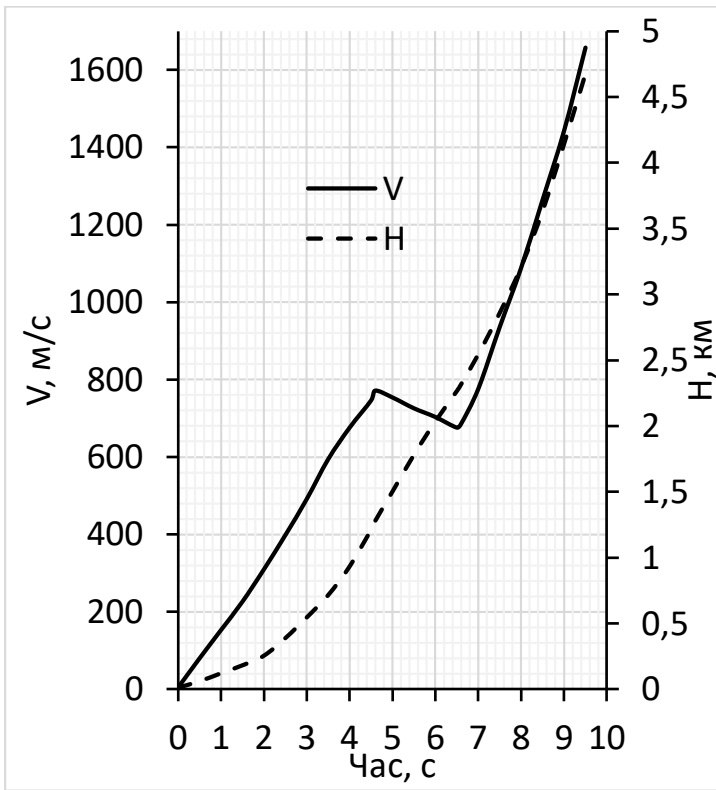


Рис. 3.20. Товщини та матеріали обшивки, положення термопар.

Модель А



Модель Б

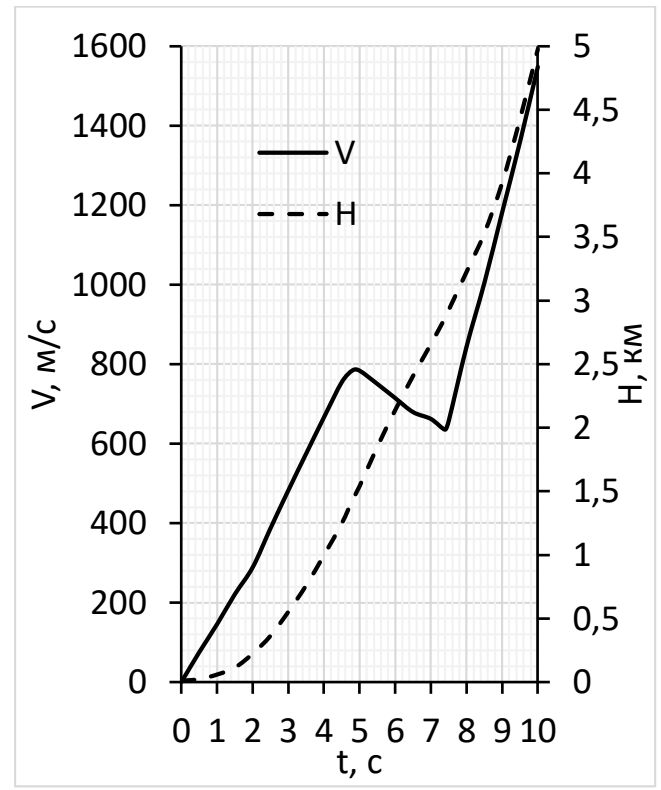
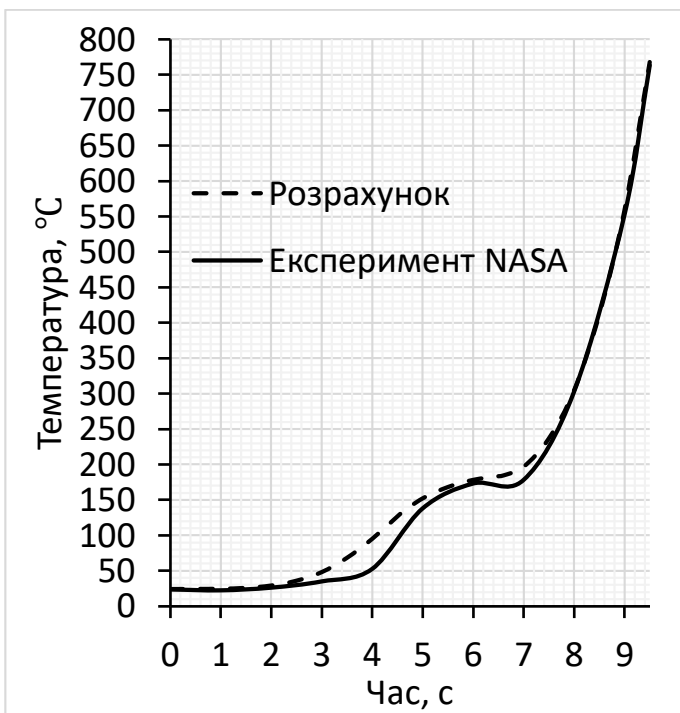


Рис. 3.21. Балістика виробів.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.22.

Модель А



Модель Б

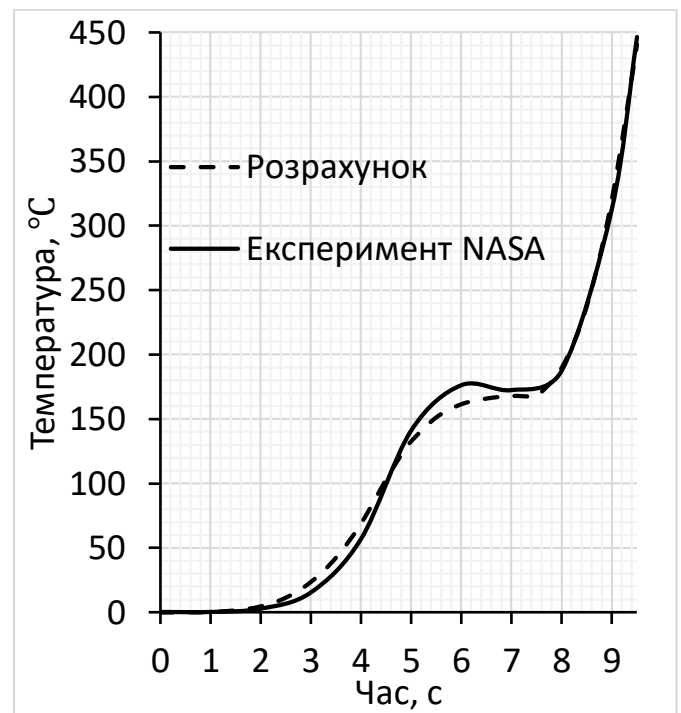


Рис. 22. Нагрів виробу.

3.4.6. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 31 січня 1957 р.) [18]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.23) та його балістика (рис. 3.24). В якості даних для верифікації було взято показники термопар.

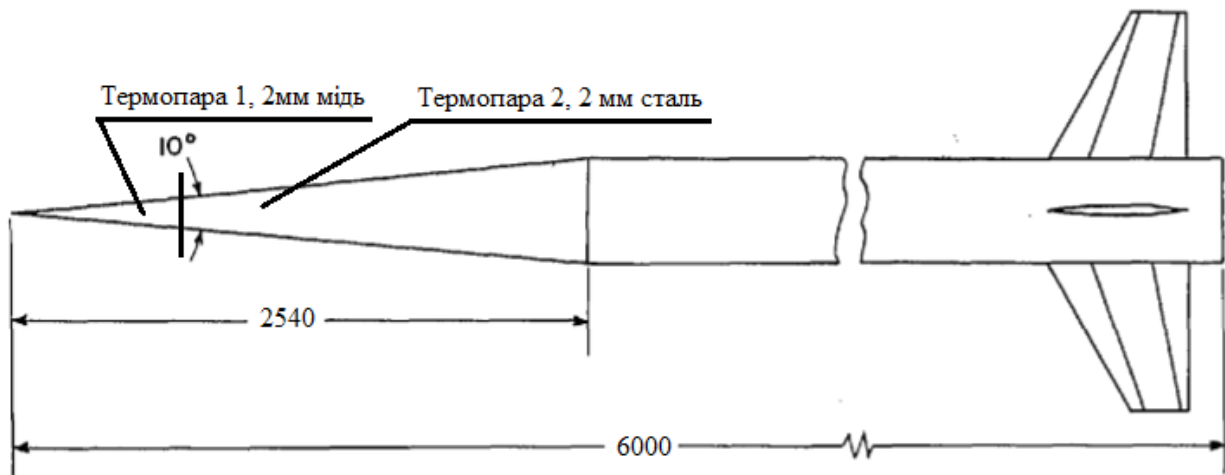


Рис. 3.23. Товщини та матеріали обшивки, положення термопар.

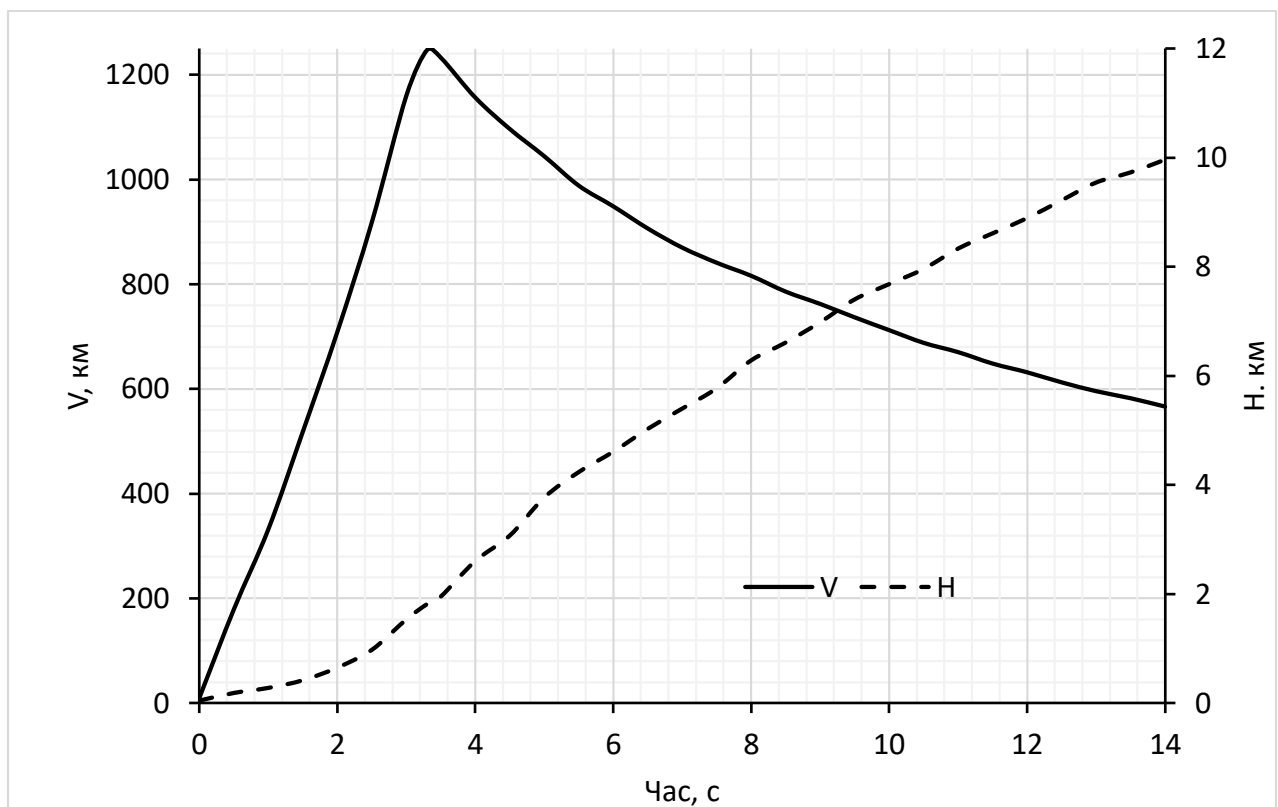


Рис. 3.24. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.25 (для термопари №1) та рис. 3.26 (для термопари №2).

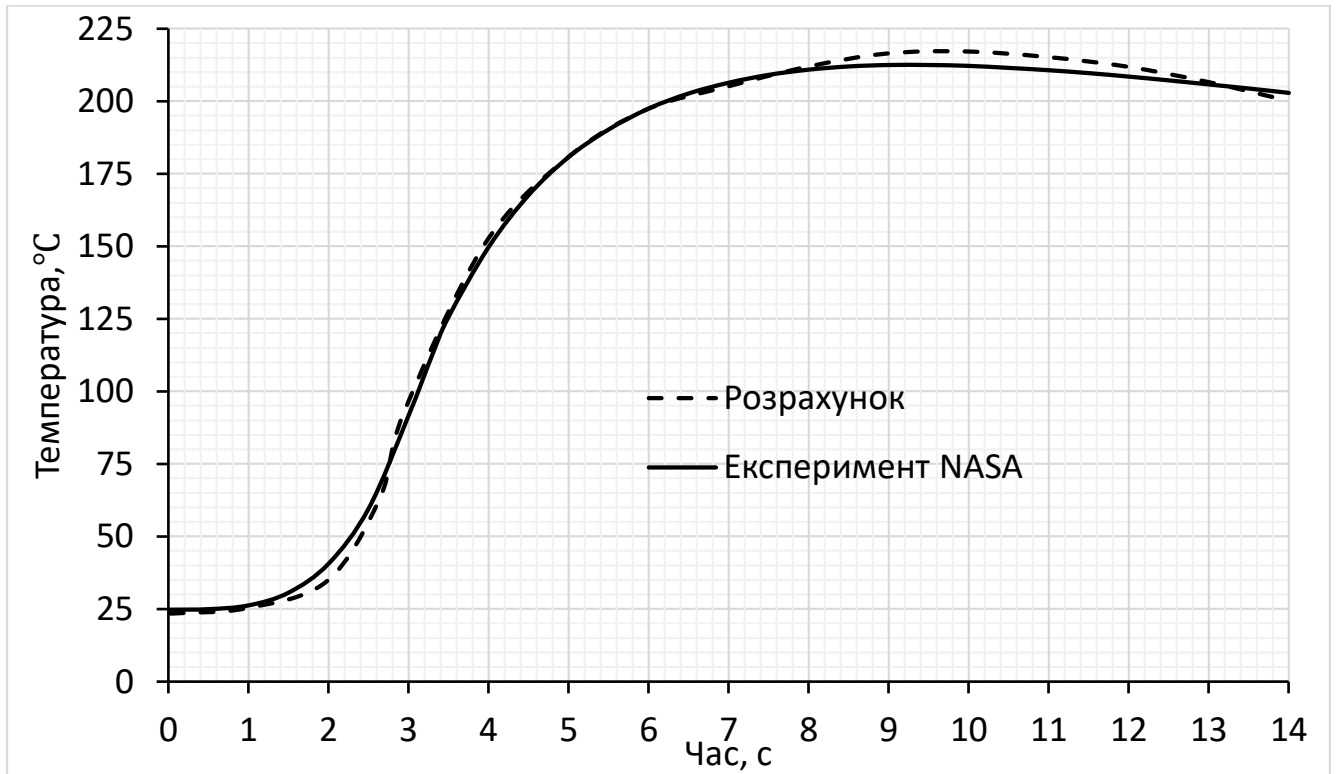


Рис. 3.25. Нагрів виробу (термопара №1).

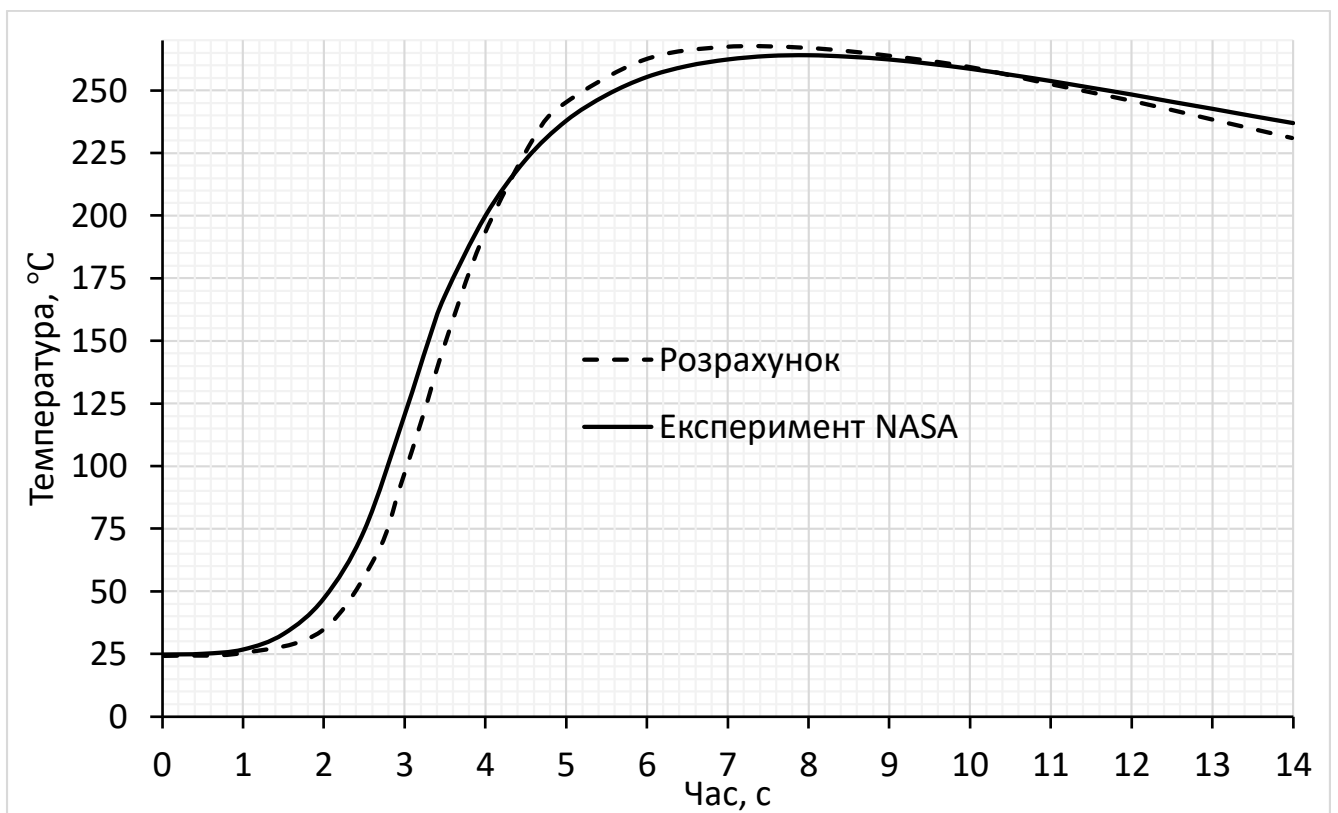


Рис. 3.26. Нагрів виробу (термопара №2).

3.4.7. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 3 лютого 1958 р.) [19]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.27) та його балістика (рис. 3.28). В якості даних для верифікації було взято показники термопар.

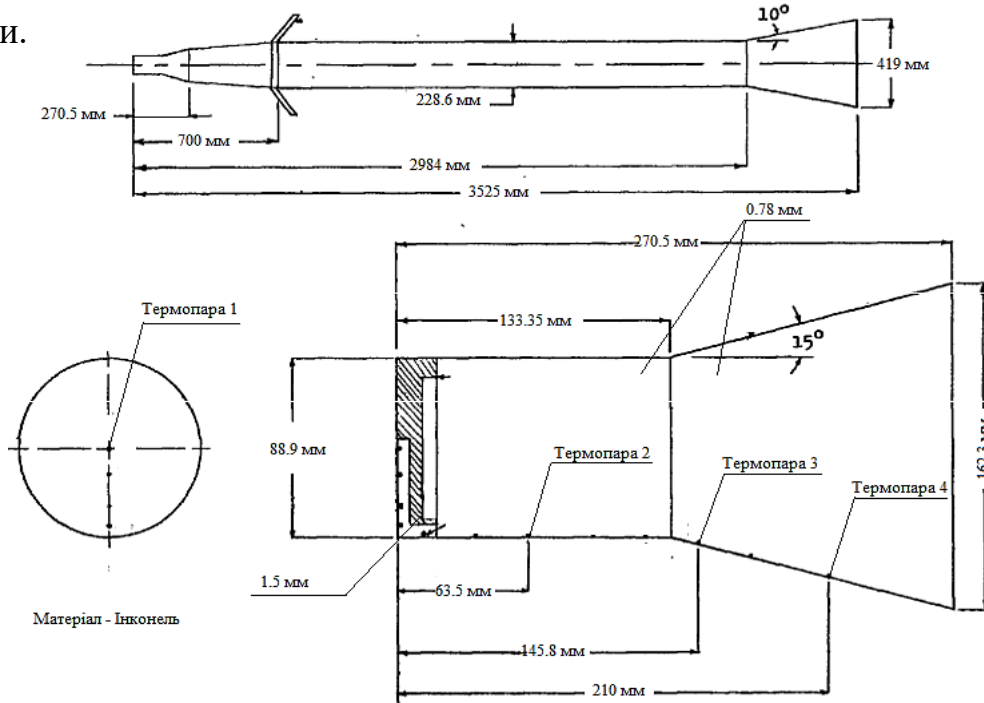


Рис. 3.27. Товщини та матеріали обшивки, положення термопар.

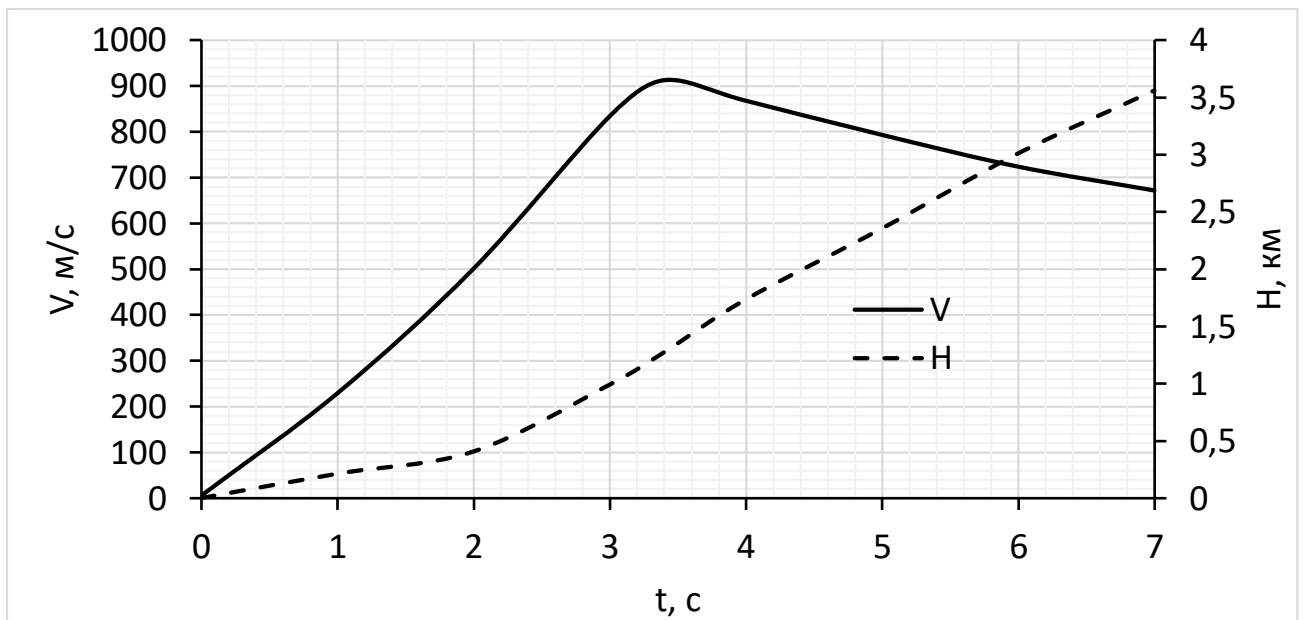


Рис. 3.28. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.29 (для термопарі №1), рис. 3.30 (для термопарі №2), рис. 3.31 (для термопарі №3) та рис. 3.32 (для термопарі №4).

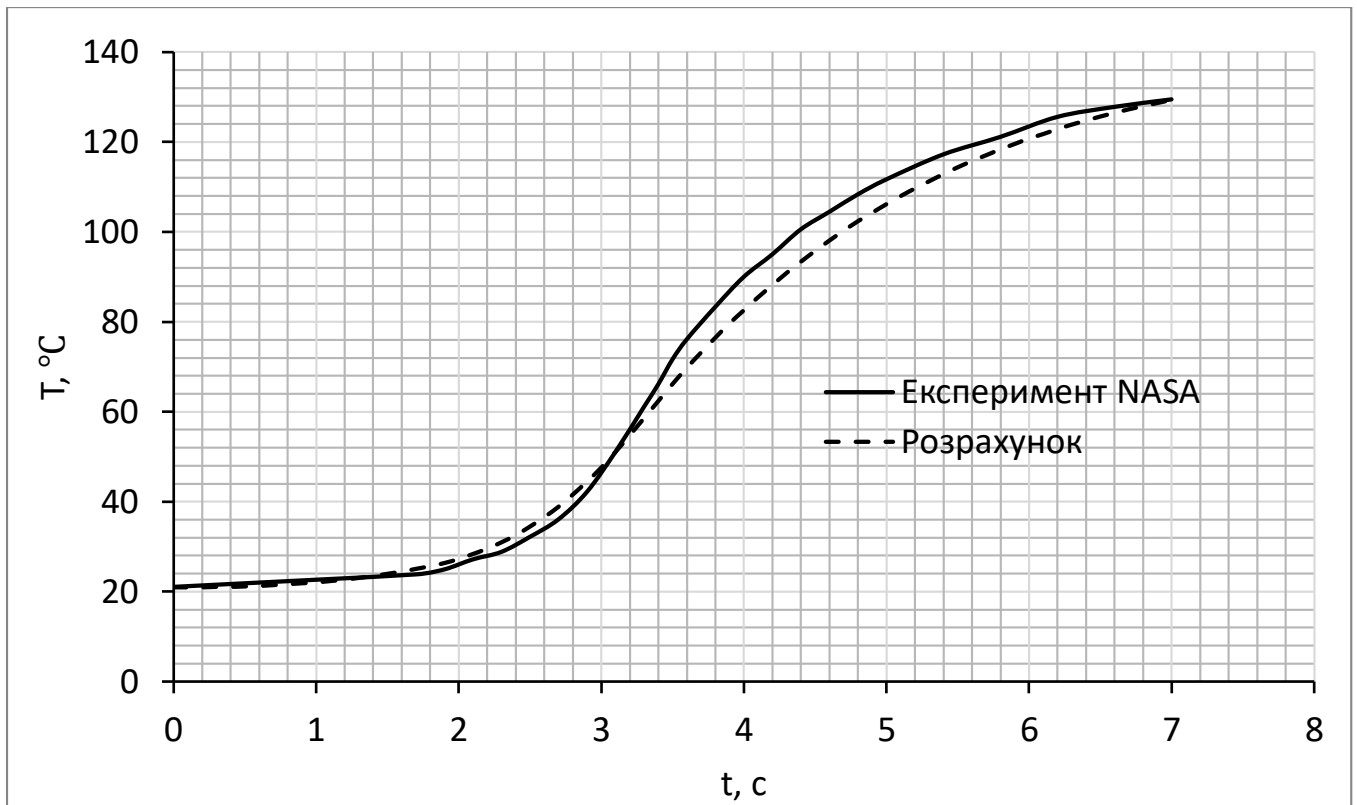


Рис. 3.29. Нагрів виробу (термопара №1).

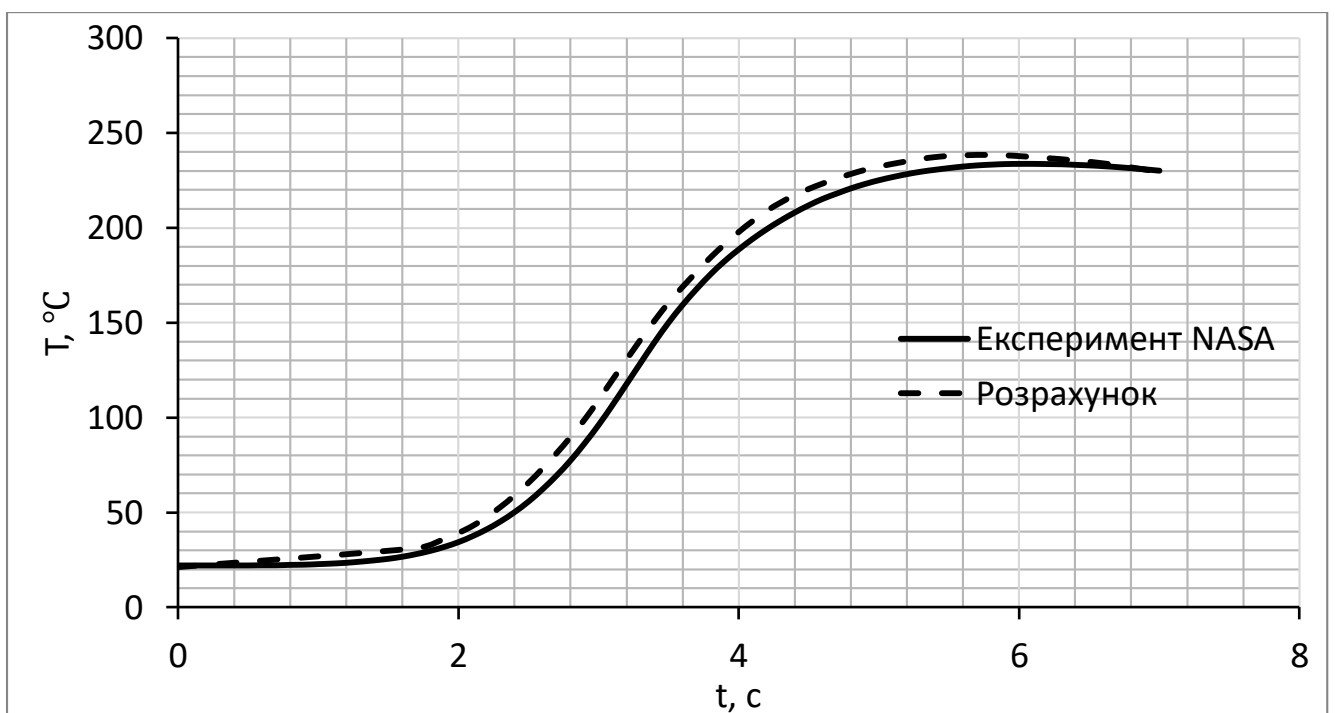


Рис. 3.30. Нагрів виробу (термопара №2).

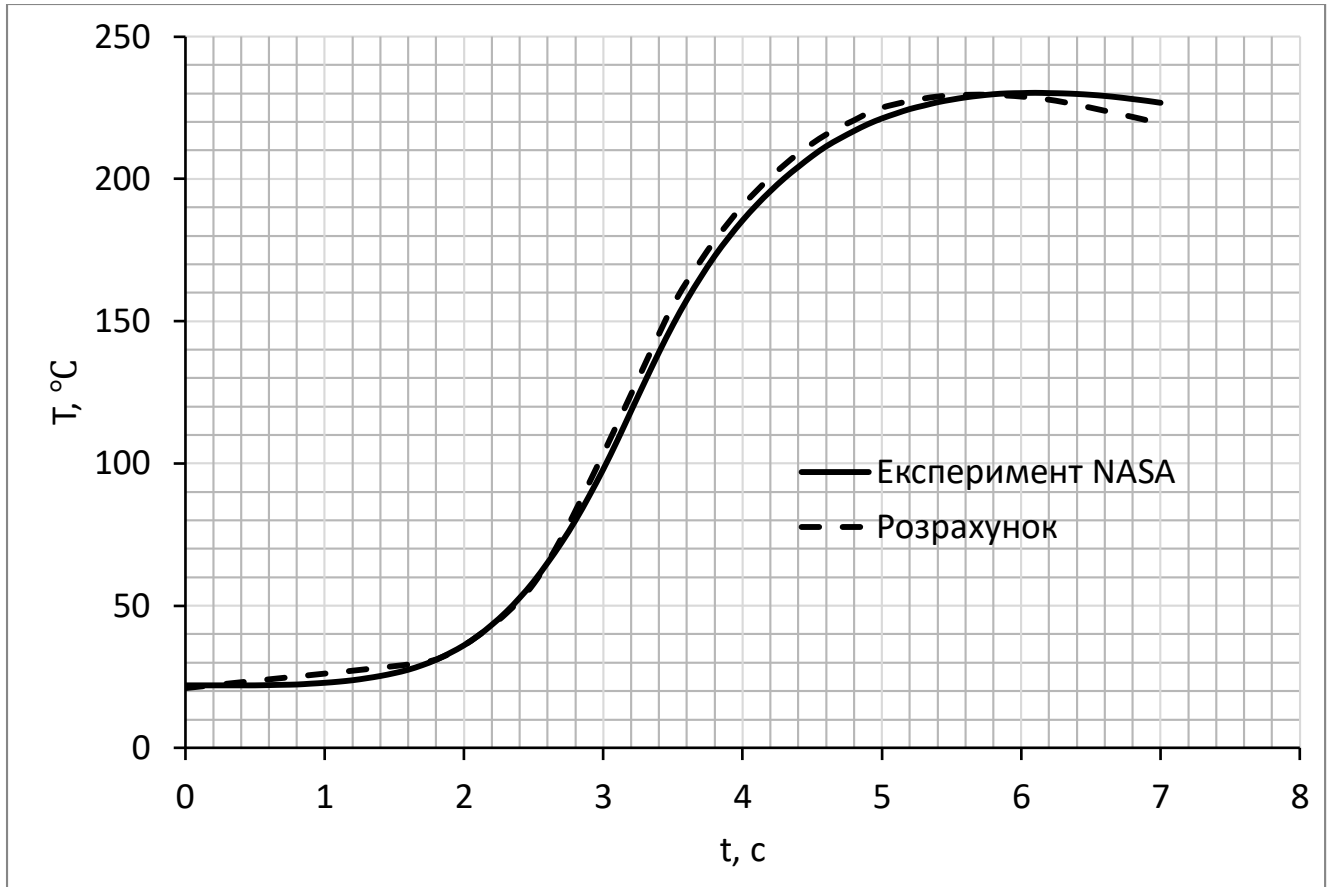


Рис. 3.31. Нагрів виробу (термопара №3).

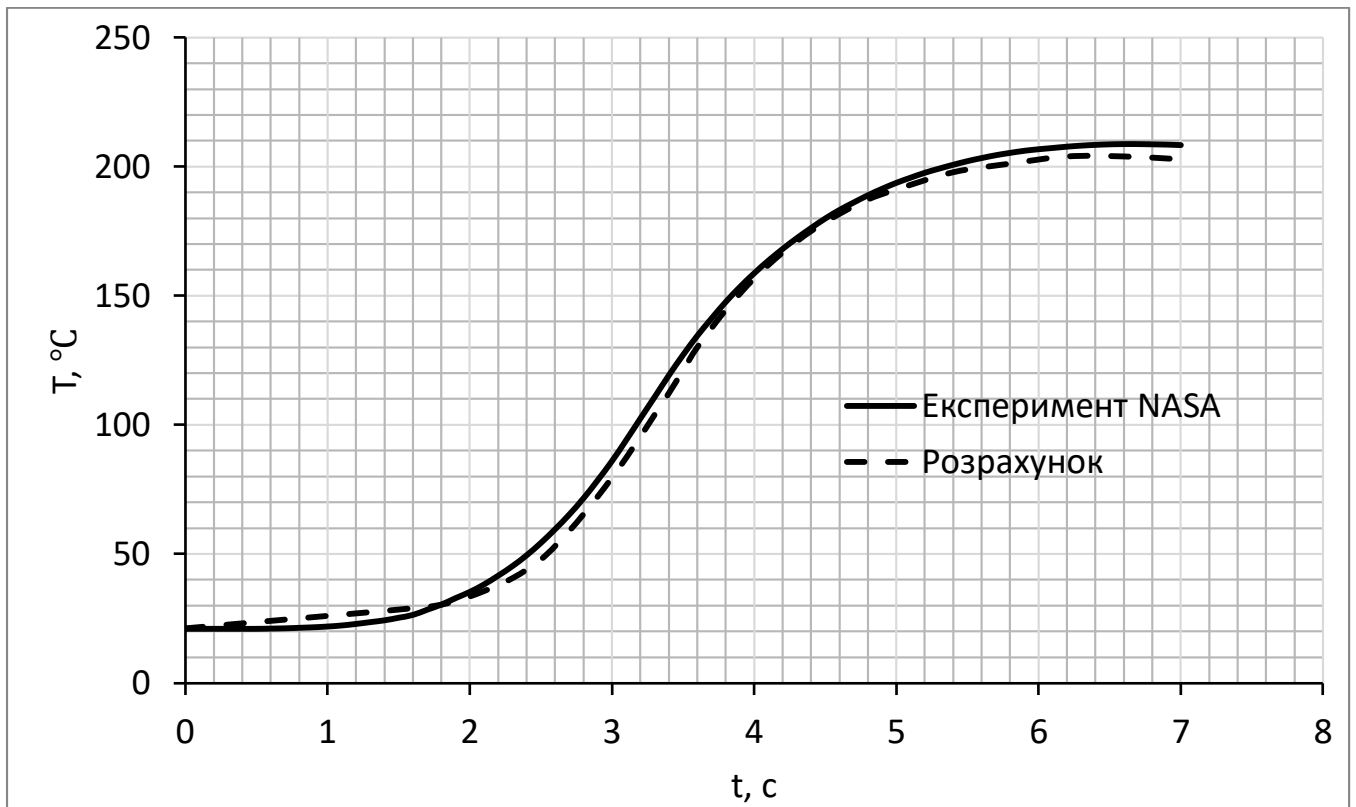


Рис. 3.32. Нагрів виробу (термопара №4).

3.4.8. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 22 січня 1958 р.) [20]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.33) та його балістика (рис. 3.34). В якості даних для верифікації було взято показники термопар.

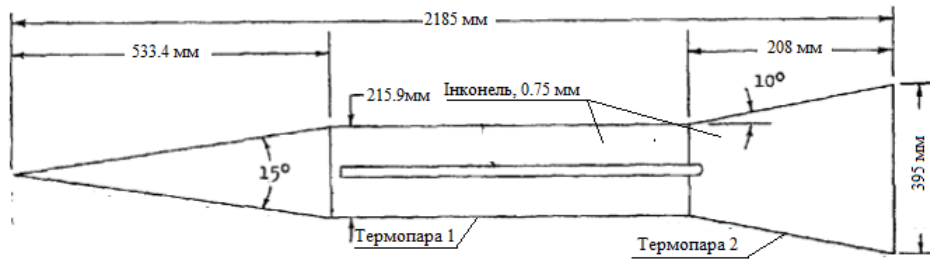


Рис. 3.33. Товщини та матеріали обшивки, положення термопар.

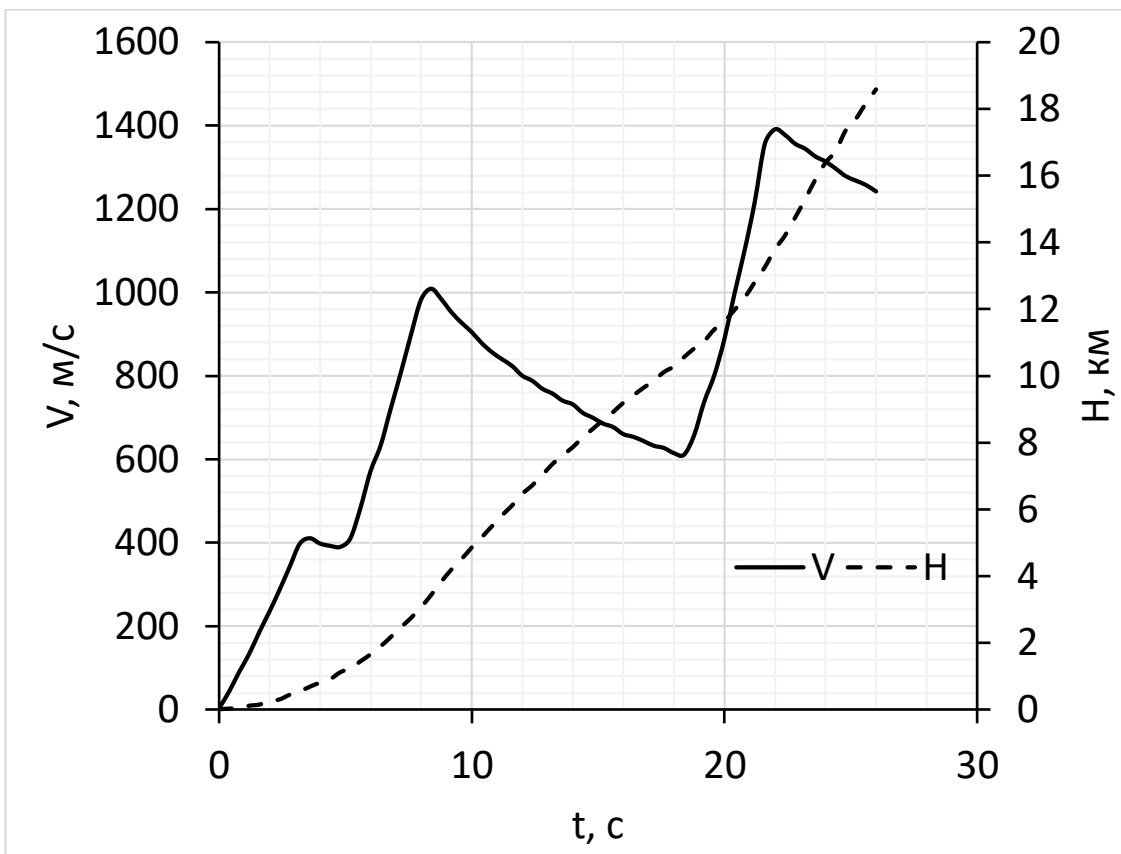


Рис. 3.34. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.35 (для термопарі №1), та рис. 3.36 (для термопарі №2).

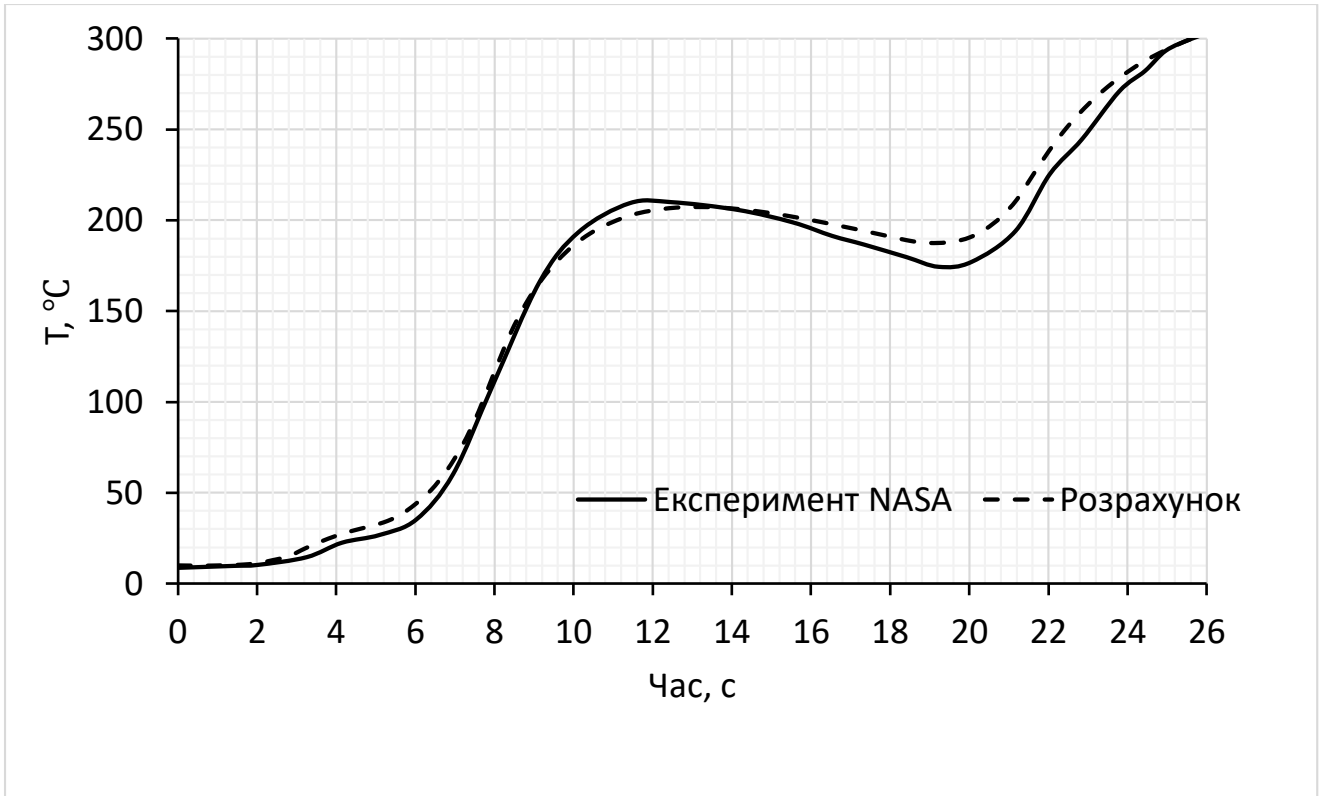


Рис. 3.35. Нагрів виробу (термопара №1).

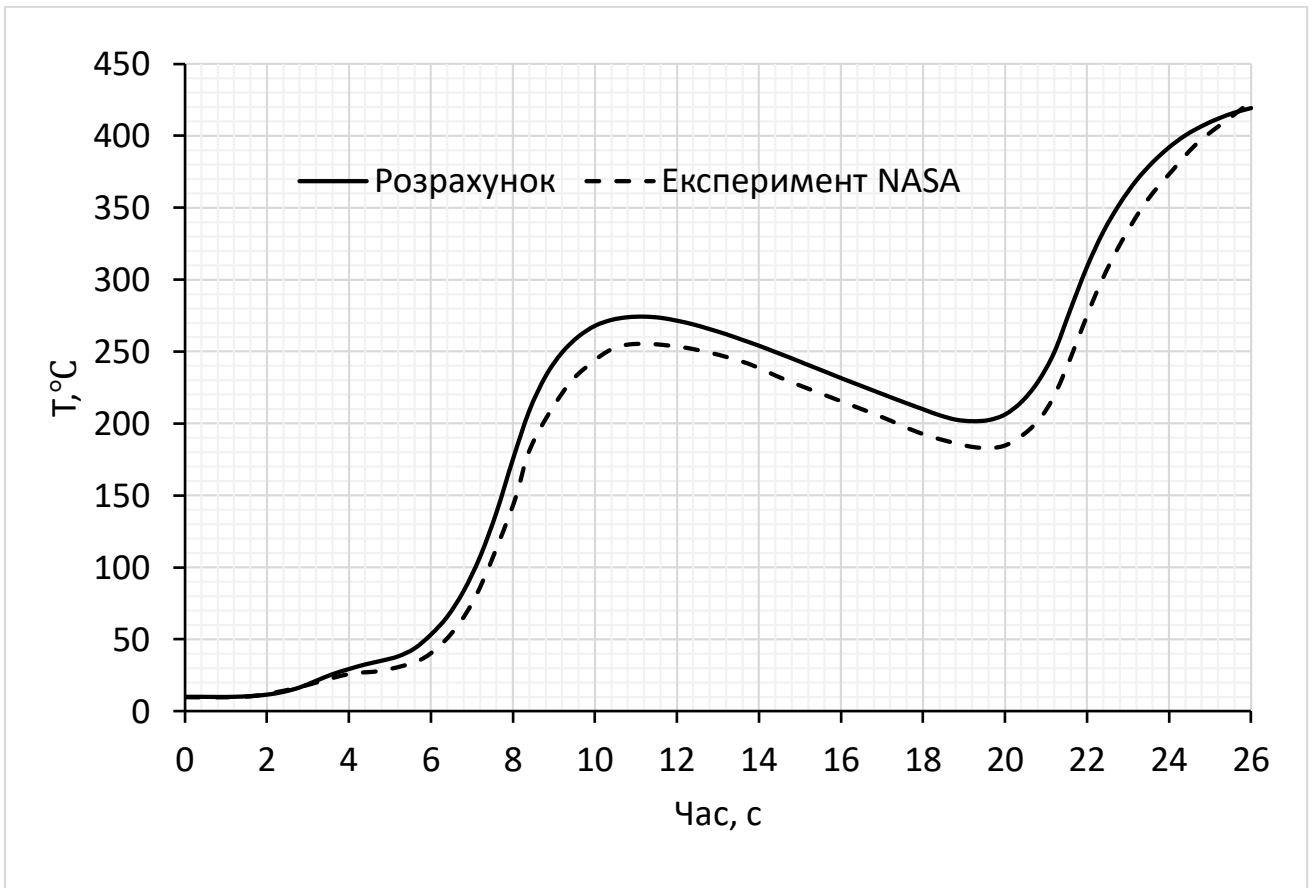


Рис. 3.36. Нагрів виробу (термопара №2).

3.4.9. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 13 січня 1958 р.) [21]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву виробу були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу (рис. 3.37) та його балістика (рис. 3.38). В якості даних для верифікації було взято показники термопари.

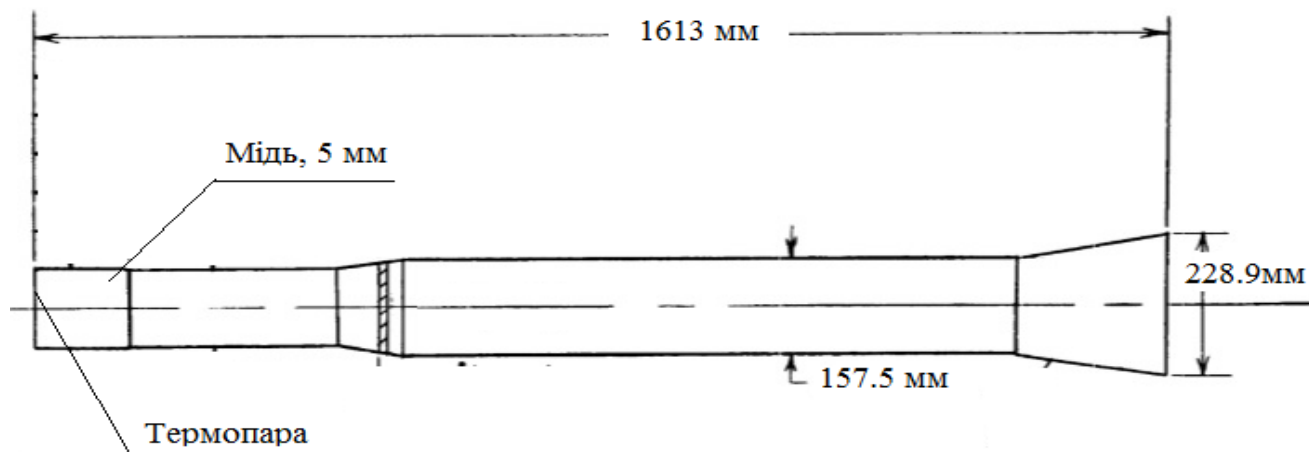


Рис. 3.37. Товщини та матеріали обшивки, положення термопари.

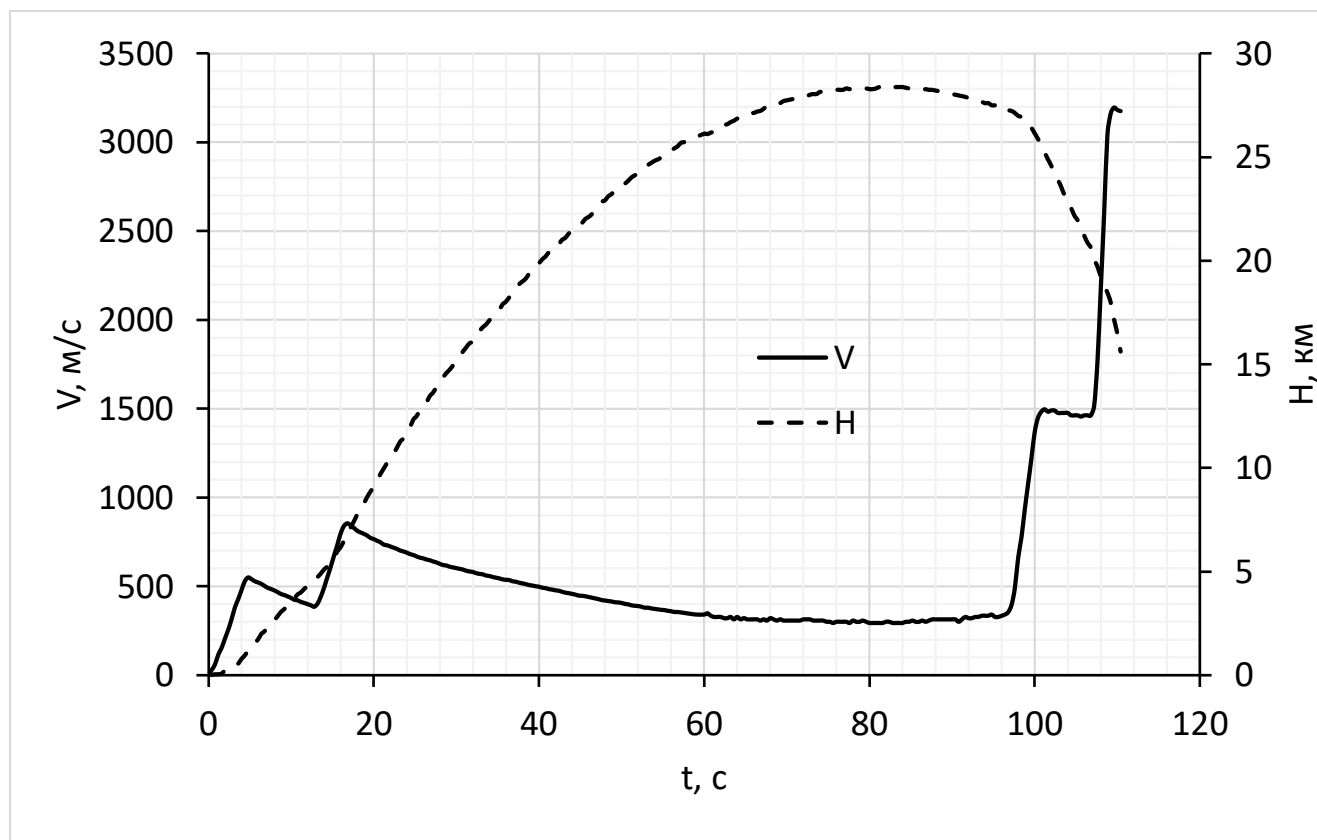


Рис. 3.38. Балістика виробу.

Розрахунок нагріву було проведено у створеній програмі. Результати приведені на рис. 3.39.

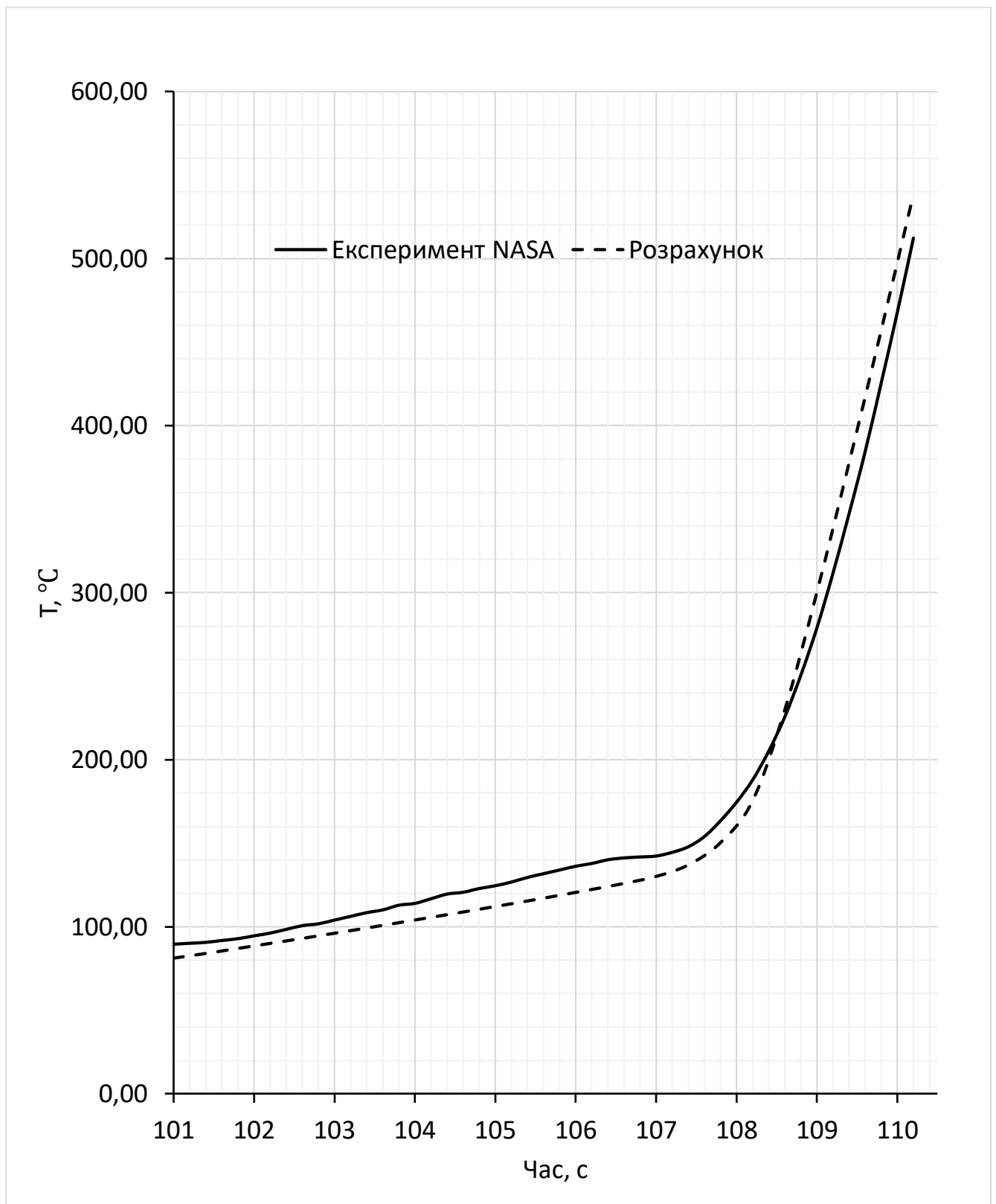


Рис. 3.39. Нагрів виробу.

3.4.10. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (з врахуванням абляції) [10]

Геометричні характеристики головної частини виробу, положення датчиків виносу та термопар, відомості про матеріали та товщини зображено на рис. 3.40. Траєкторні характеристики якого зображено на рис.3.41.

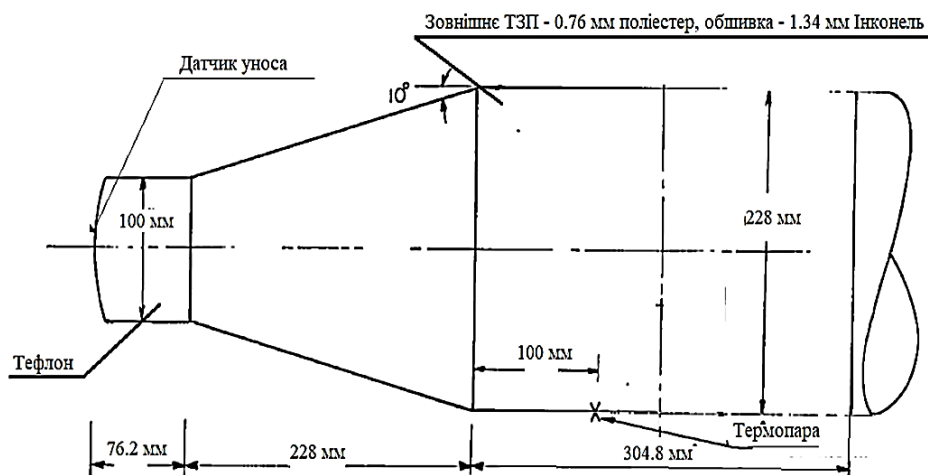


Рис. 3.40. Вхідні дані до розрахунку.

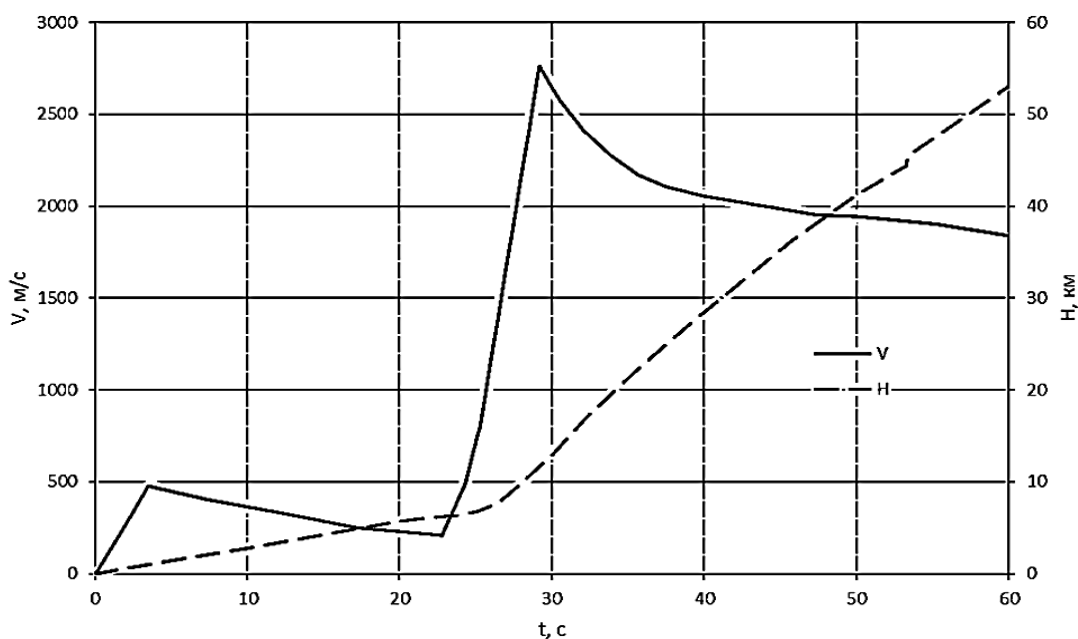


Рис. 3.41. Траєкторні характеристики виробу.

Порівняння товщини виносу ТЗП зображено на рис. 3.42, порівняння значень температур зображено на рис. 3.43.

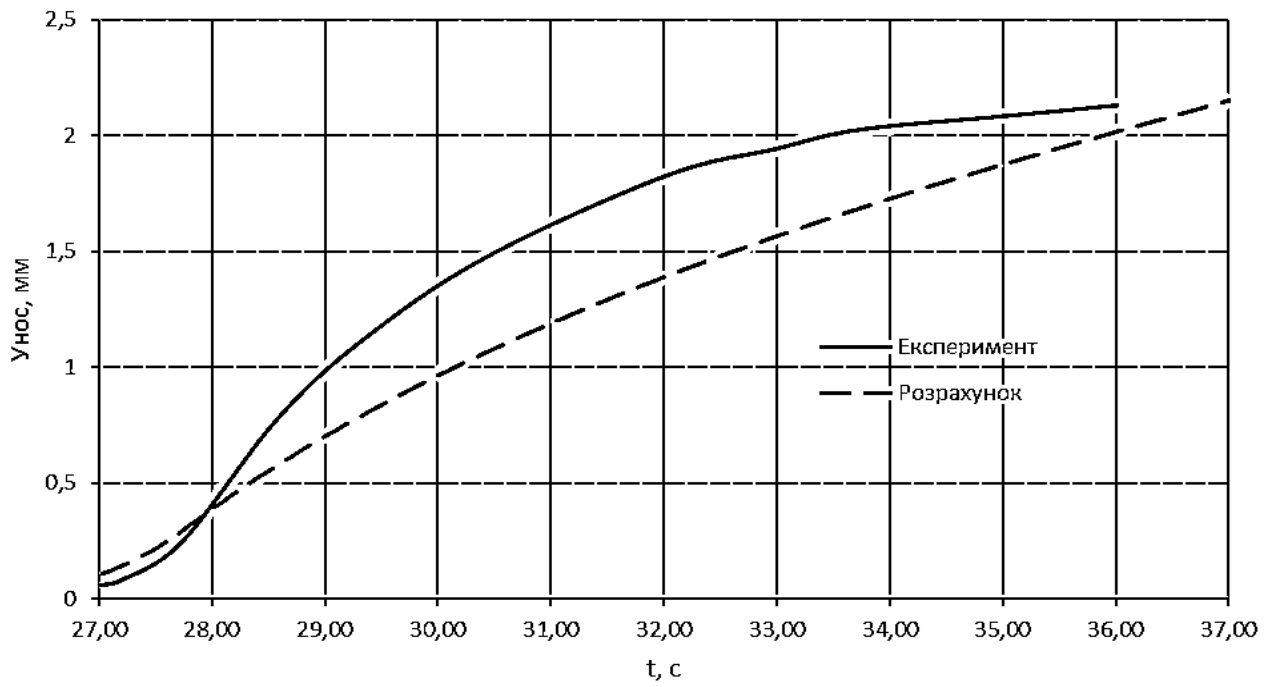


Рис. 3.42. Порівняння товщини винесеного шару обшивки.

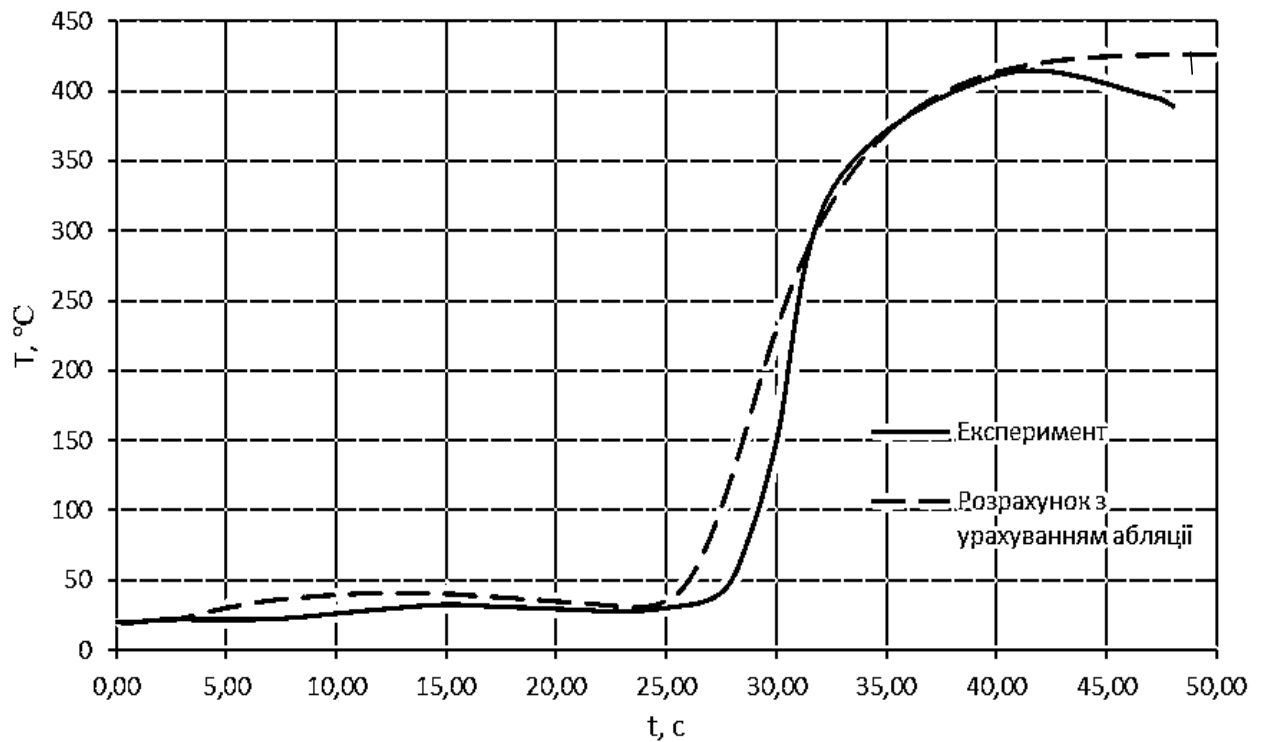


Рис. 2.43. Порівняння значень температур нагріву обшивки.

3.4.11. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 6 серпня 1957 р.) [22]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу та його балістика (рис. 3.44).

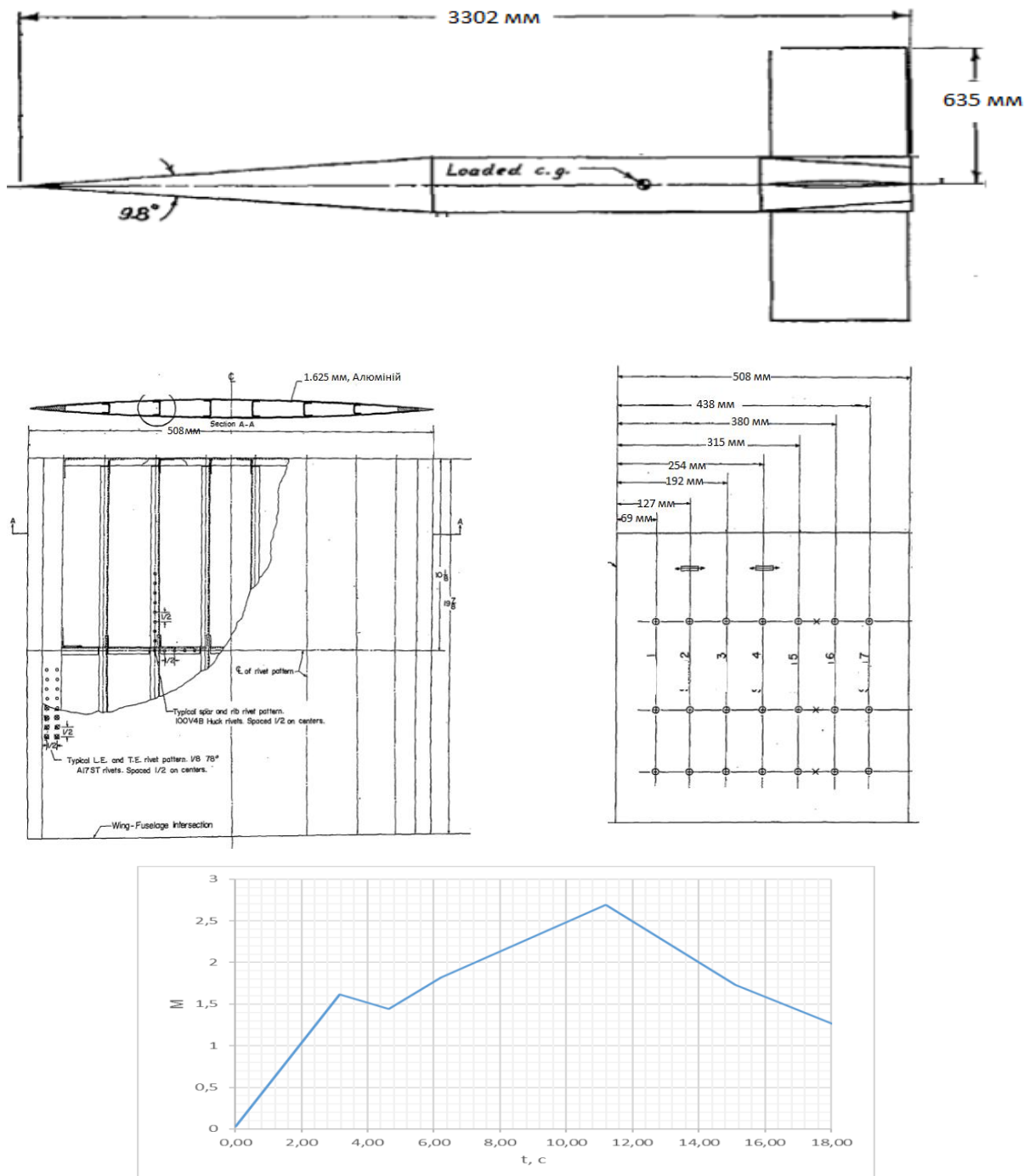
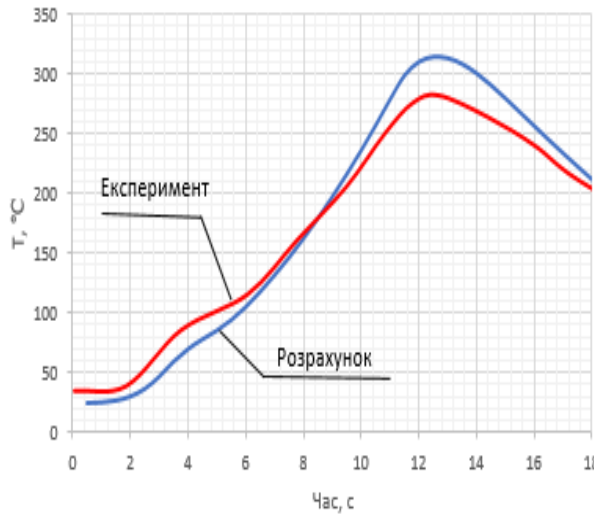


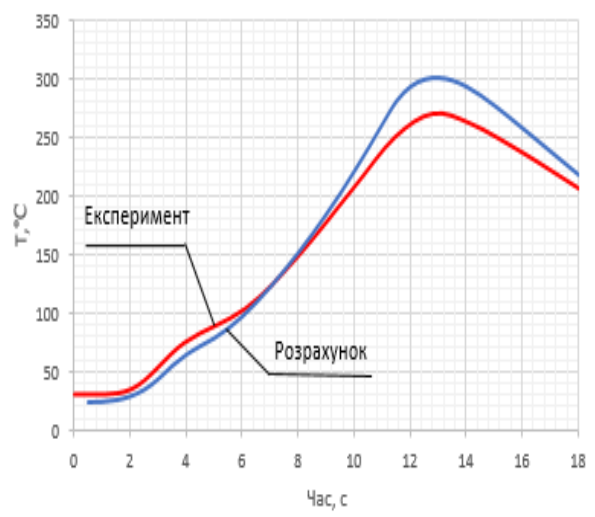
Рис. 3.44. Вхідні дані.

Результати розрахунку приведені на рис. 3.45.

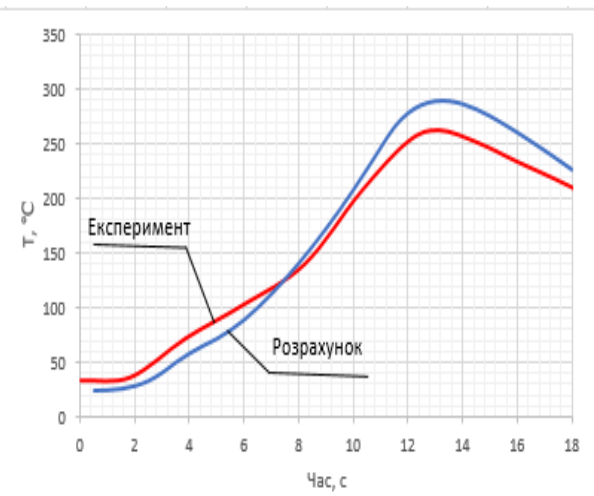
Термопара 1



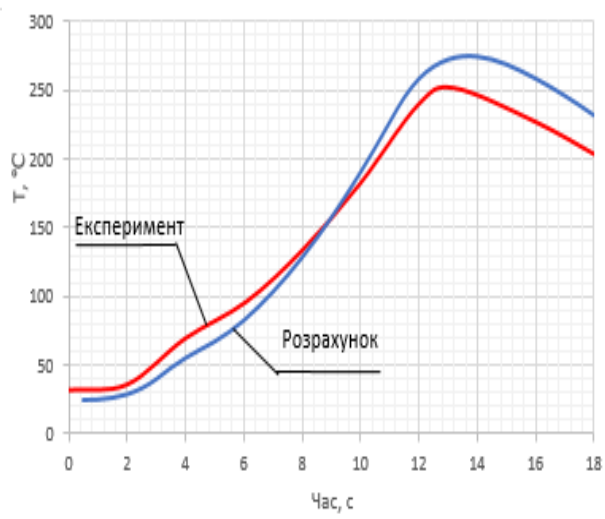
Термопара 2



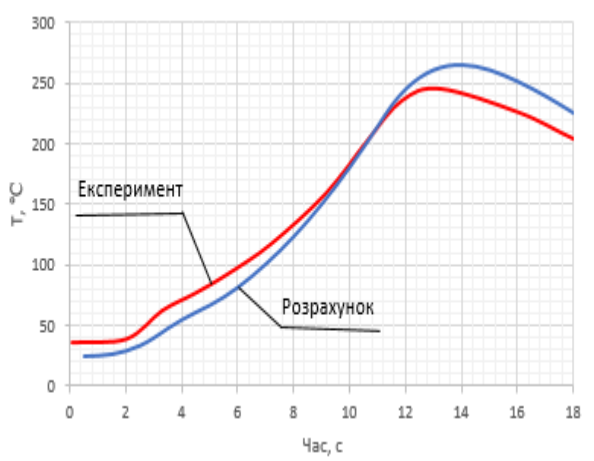
Термопара 2



Термопара 3



Термопара 4



Термопара 5

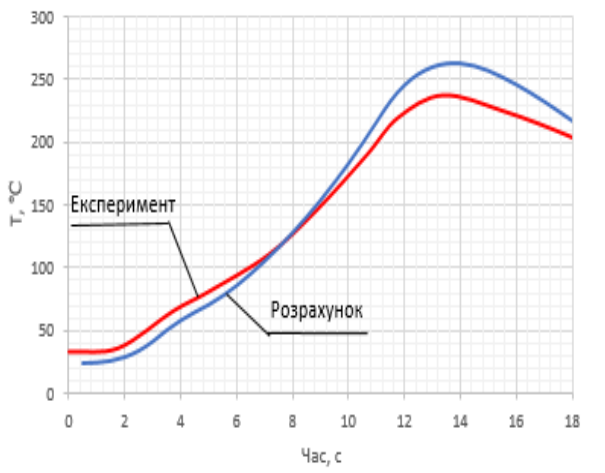


Рис. 3.45. Порівняння результатів.

3.4.12. Порівняння результатів розрахунку з експериментом НАСА (пуск 11 вересня 1956 р.) [23]

В якості вхідних даних до розрахунку нагріву були взяті відомості про матеріали та товщини обшивки виробу та його балістика (рис. 3.46).

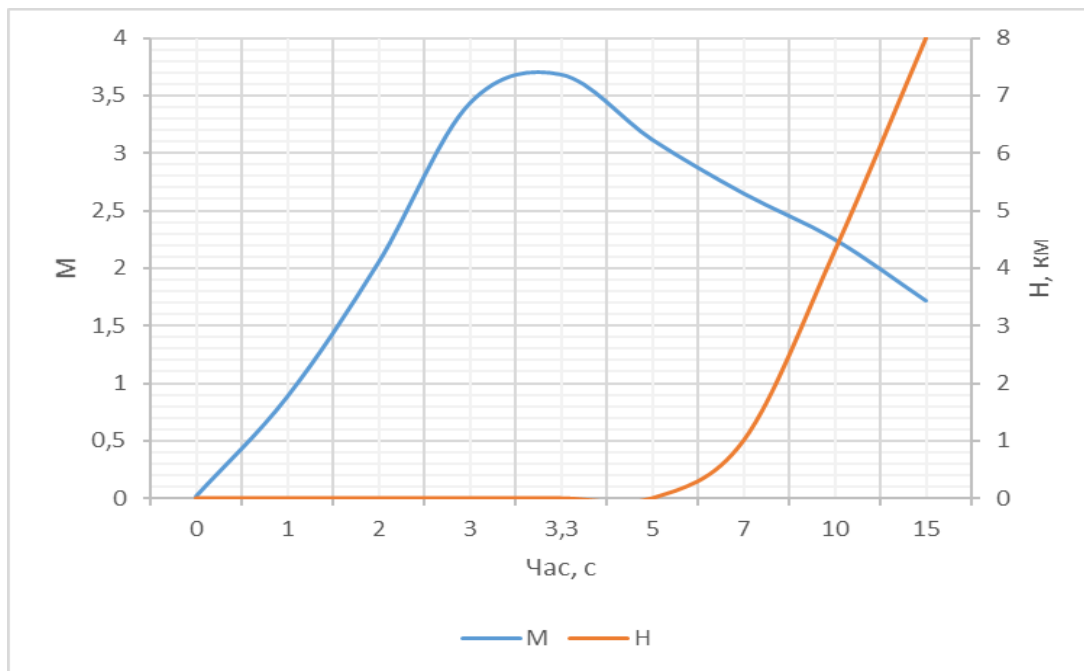
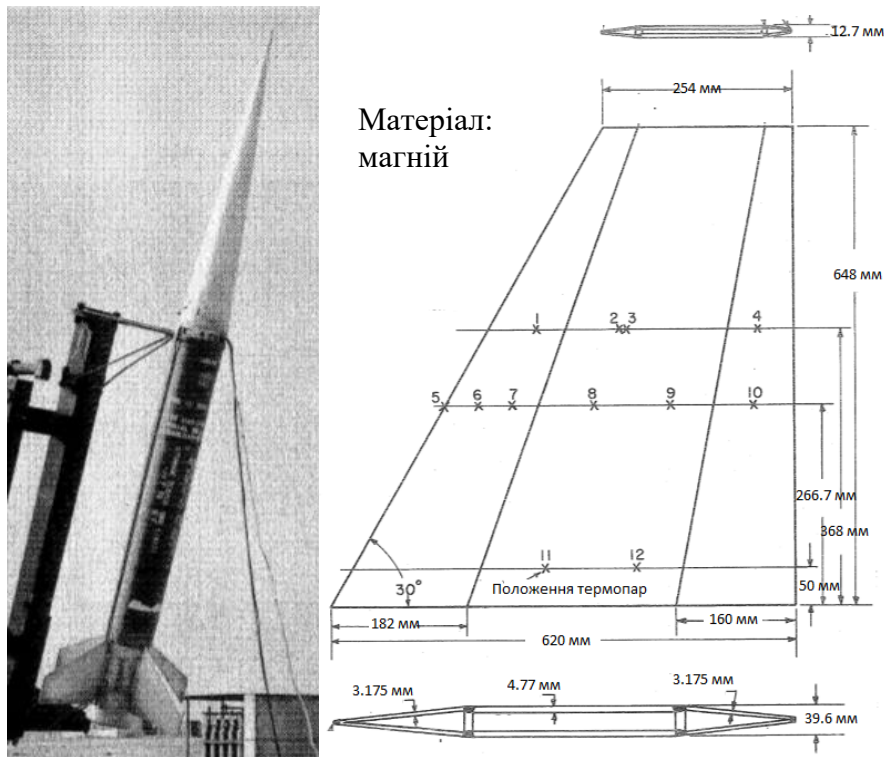
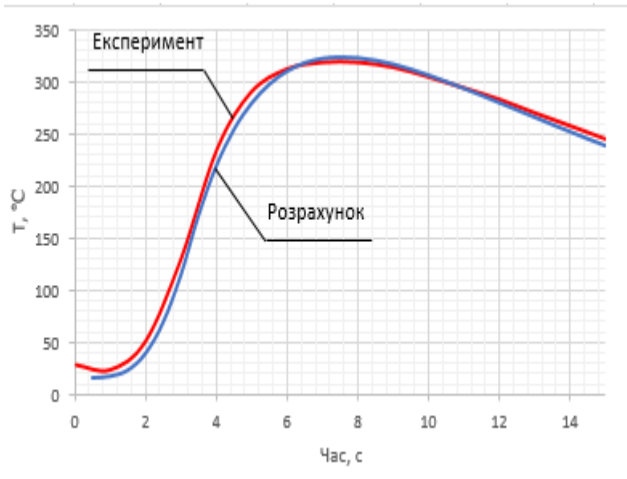


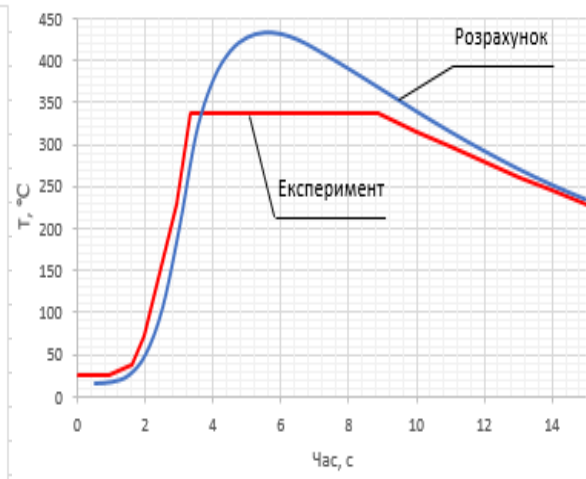
Рис. 3.46. Вхідні дані.

Результати розрахунку приведено на рис. 3.47.

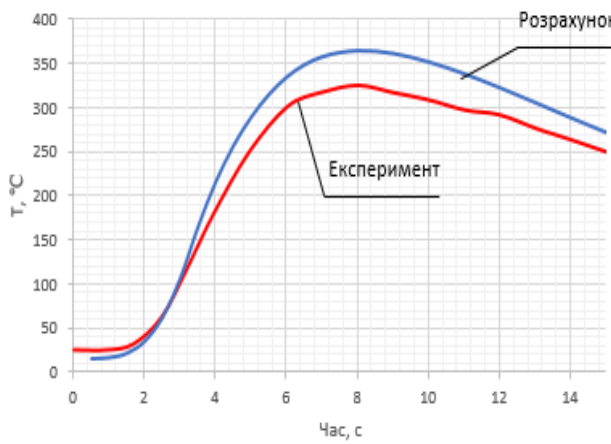
Термопара 1



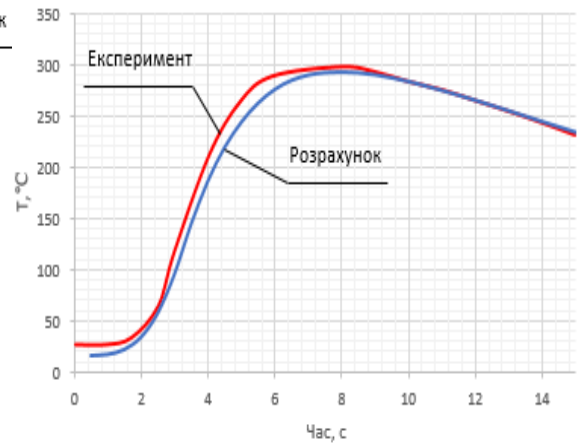
Термопара 5



Термопара 6



Термопара 7



Термопара 8

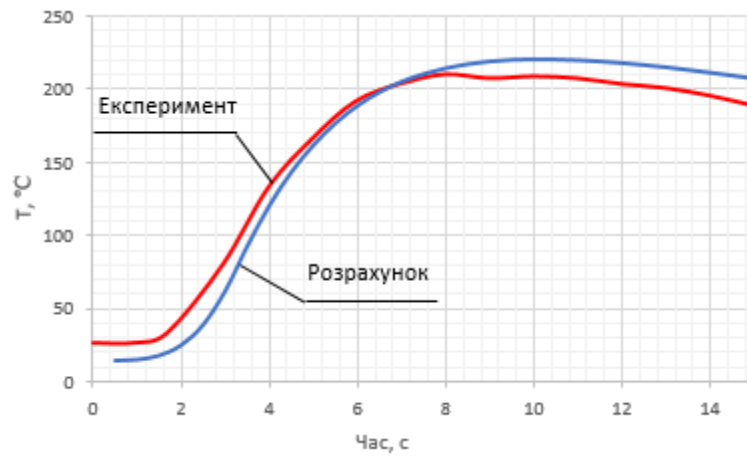


Рис. 3.47. Порівняння результатів.

Висновок по розділу

В даному розділі було проведено розрахунки нагріву та визначення проектних параметрів для носової частини та аеродинамічних рулів ракети.

З проведених для носової частини виробу розрахунків видно, що найвигіднішим варіантом для приведених режимів польоту є використання абляційних теплозахисних покриттів, а для аеродинамічних рулів – неабляційне теплозахисне покриття, оскільки його використання дозволить полегшити руль, не призводячи до зміни балансування поверхні.

Також було проведено верифікацію на прикладі виробів різних класів та з різними проектними параметрами та траєкторними характеристиками. З проведених розрахунків можна зробити висновки, що дана методика дозволяє проводити розрахунки аеродинамічного нагріву із задовільною точністю ($\Delta \leq 15\%$).

Також, слід зазначити, що за даними, отриманими під час верифікації та виконання розрахунків було створено діаграму застосування матеріалів (рис. 3.48), за якою ми можемо визначити необхідні конструкційні матеріали лише за максимальною швидкістю та висотою польоту.

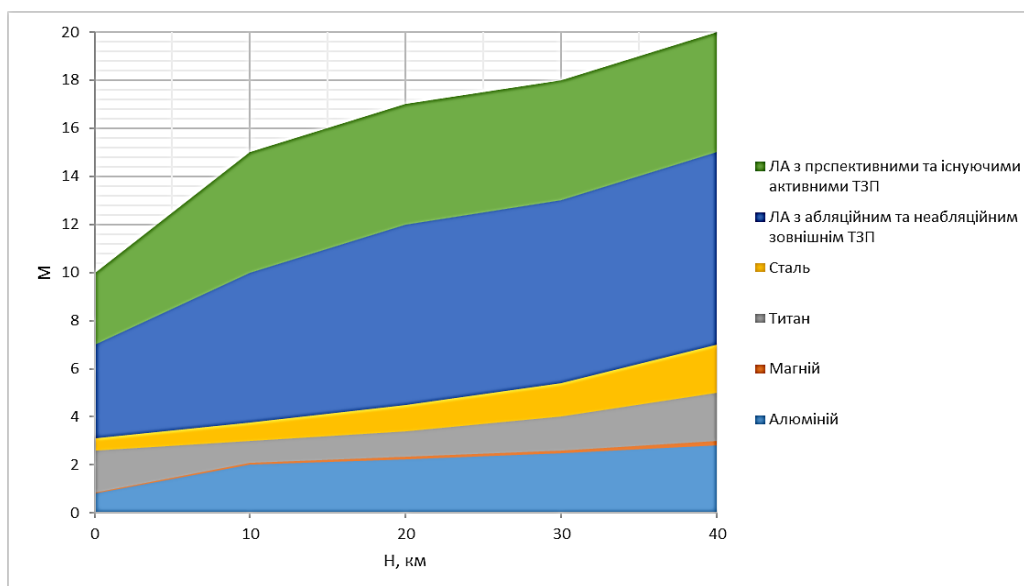


Рис. 3.48. Діаграма області застосування конструкційних матеріалів.

4. Вплив аеродинамічного нагріву на власні частоти ракети

Власні частоти коливань виробу є дуже важливою його характеристикою. На етапі проектування їх визначають для того, щоб уникнути резонансу на всіх експлуатаційних режимах, оскільки конструкція може втратити стійкість.

4.1. Методика розрахунку власних частот ракети

Розрахунок проводиться для вільного неоднорідного стержня з відомим розподілом мас та відомими жорсткісними характеристиками методом послідовних наближень. Розрахункова схема приведена на рис.4.1.

За основу взято алгоритм з [24].

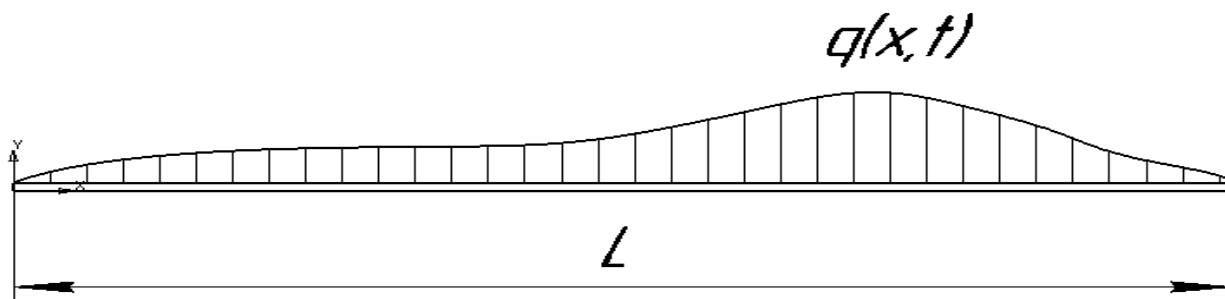


Рис. 4.1. Розрахункова схема.

Для зручності було введено масштаби маси та згинної жорсткості.

$$EJ_x = \bar{EJ} * EJ_0(4.1)$$

$$m_x = \bar{m}m_0(4.2)$$

Під m_0 та EJ_0 розуміються маса та жорсткість виробу в першому перерізі.

Погонна маса та жорсткість подаються у вигляді, приведену на рис.4.2.

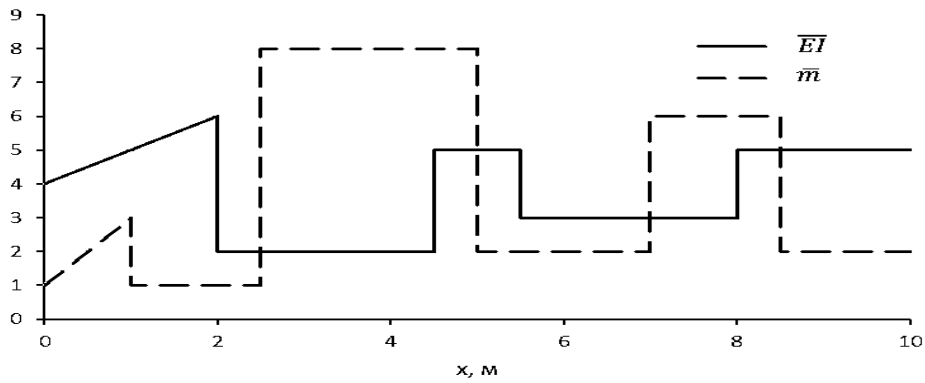


Рис. 4.2. Погонна маса та жорсткість виробу.

Дані з графіків занесемо до табл. 4.1.

Табл.4.1. Вхідні дані.

N	\bar{m}	\bar{EJ}
0	1	4
1	2	5
2	1	4
3	8	2
4	8	2
5	5	5
6	2	3
7	4	3
8	6	4
9	2	5
10	2	5

В подальшому обчислюються безрозмірні прирости моментів приведених мас та знаходиться інтегральна сума приведених мас та моментів приведених мас.

$$\Delta \bar{M} = \bar{m} * N \quad (4.3)$$

$$\bar{m}_{\text{сум}} = \int_0^N \bar{m} \quad (4.4)$$

$$\bar{M} = \int_0^N \Delta \bar{M} \quad (4.5)$$

Результати занесемо до табл. 4.2.

Табл. 4.2. Результати.

N	$\Delta\bar{M}$	$\bar{m}_{\text{сум}}$	\bar{M}
0	0	0	0
1	2	3	2
2	2	6	6
3	24	15	32
4	32	31	88
5	25	44	145
6	12	51	182
7	28	57	222
8	48	67	298
9	18	75	364
10	20	79	402

Далі знаходимо положення центру мас стержня та перераховуємо положення перерізів від центру мас.

$$N_t = \frac{\sum_0^k \bar{m} N}{\sum_0^k \bar{m}} \quad (4.6)$$

$$N_{\text{ц}} = N - N_t \quad (4.7)$$

Далі проведемо обчислення відносного моменту інерції:

$$\bar{I} = \sum_0^k \bar{m} (N - N_t)^2 \quad (4.8)$$

Результати розрахунку занесемо до табл. 4.3.

Табл. 4.3. Розрахунок моментів інерції.

N	N_t	$N_{\text{ц}}$	\bar{I}
0	5,088608	-5,08861	0
1		-4,08861	59,32735
2		-3,08861	102,3003
3		-2,08861	146,738
4		-1,08861	191,1168
5		-0,08861	200,6366
6		0,911392	202,3371
7		1,911392	218,6121
8		2,911392	284,083
9		3,911392	365,5382
10		4,911392	444,3797

Далі в першому наближенні задається імперична форма власних коливань першої моди для балки з аналогічними навантаженнями (Рис. 4.3).

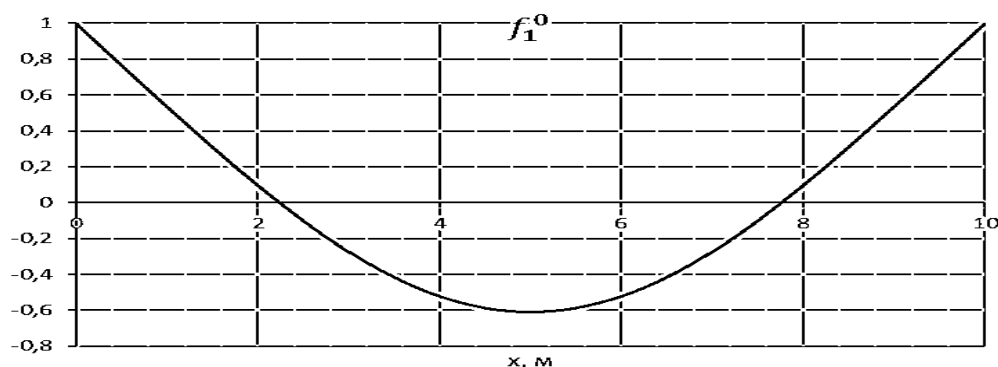


Рис. 4.3. Форма коливань в першому наближенні.

Відмасштабуємо приведені маси, відповідно до форми коливань, просумуємо їх, знайдемо прирости моментів відносно центру мас та моменти від масштабованих мас.

$$\bar{m}_M = \bar{m} f_1^0 \quad (4.9)$$

$$d\bar{M}_M = (N - N_t) \bar{m} f_1^0 \quad (4.10)$$

$$\bar{M}_M = \int_0^N d\bar{M}_M \quad (4.11)$$

Далі обчислимо поправки до функції f_1^0 .

$$a = \frac{\bar{m}_{\text{сум}}}{\sum_0^k \bar{m} (N - N_t)^2} \quad (4.12)$$

$$b = -\frac{\int_0^N d\bar{M}_M}{\sum_0^k \bar{m} (N - N_t)^2} \quad (4.13)$$

Визначимо функцію коливань в другому наближенні:

$$f_1^1 = \frac{f_1^0 + a + b(N - N_t)}{f_1^1(0)} \quad (4.14)$$

Результати приведені в табл. 4.4. Функція коливань приведена на рис. 4.4.

Табл. 4.4. Результат визначення функції коливань.

N	\overline{m}_M	$d\overline{M}_M$	\overline{M}_M	a	b	f_1^1
0	1	-5,08861	0	0,177776	-0,04456	1
1	1,074	-4,39116	-9,47977			0,638626
2	0,098	-0,30268	-14,1736			0,29434
3	-2,176	4,54481	-9,93149			-0,00082
4	-4,16	4,528608	-0,85808			-0,20912
5	-3,04	0,269367	3,939899			-0,3035
6	-1,04	-0,94785	3,261418			-0,27257
7	-1,088	-2,07959	0,233975			-0,12773
8	0,588	1,711899	-0,13372			0,103975
9	1,074	4,200835	5,779013			0,384807
10	2	9,822785	19,80263	0,682725		

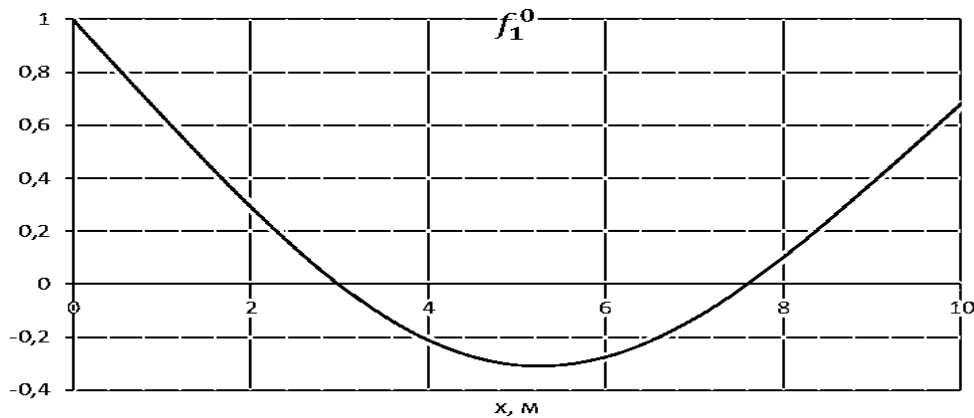


Рис. 4.4. Функція коливань в другому наближенні.

Відмасштабуємо приведені маси, відповідно до форми коливань, просумуємо їх, знайдемо прирости моментів та моменти, для виконання граничних умов введемо поправку та обчислимо моменти з урахуванням поправки.

$$\overline{m}_M = \overline{m} f_1^0 \quad (4.15)$$

$$d\overline{M}_M = (N - N_T) \overline{m} f_1^0 \quad (4.16)$$

$$\overline{M}_M = \int_0^N d\overline{M}_M \quad (4.17)$$

$$\Delta M = -\frac{N}{k} \int_0^N d\overline{M}_M \quad (4.18)$$

$$M_{1x} = \overline{M}_M + \Delta M \quad (4.19)$$

Обчислимо прогини:

$$\varphi(x) = \iint_0^N \frac{M_{1x}}{EI} dx^2 \quad (4.20)$$

Відмасштабуємо відносні маси до прогинів:

$$\overline{m}_\varphi = \overline{m}\varphi(x) \quad (4.21)$$

Обчислимо прирости моментів, відносно центру мас та знайдемо їх суму:

$$d\overline{M}_\varphi = \overline{m}_\varphi(N - N_T) \quad (4.22)$$

$$\overline{M}_\varphi = \int_0^N d\overline{M}_\varphi \quad (4.23)$$

Обчислимо поправки до функції:

$$D_1 = -\frac{\int_0^N d\overline{M}_\varphi}{\sum_0^k \overline{m}(N - N_t)^2} \quad (4.24)$$

$$D_2 = -\frac{\sum_0^k \overline{m}_\varphi}{\int_0^N \overline{m}} \quad (4.25)$$

Визначимо функцію коливань в третьому наближенні:

$$f_1^2 = \frac{\varphi(x) + D_1(N - N_T) + D_2}{f_1^2(0)} \quad (4.26)$$

Результати приведені в табл. 4.5. Функція коливань приведена на рис. 4.5.

Табл. 4.5. Результат визначення уточненої функції коливань.

N	\bar{m}_M	$d\bar{M}_M$	\bar{M}_M	ΔM	M_{1x}	$\varphi(x)$	\bar{m}_φ	$d\bar{M}_\varphi$	\bar{M}_φ	D_1	D_2	f_1^2
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	-102	-239	1
1	1,27	2,27	2,27	0,17	2,4	0,48	0,97	0,979	-4	-102	-239	0,63
2	0,29	3,84	8,4	0,34	8,7	4,14	4,14	6,101	-20,8	-102	-239	0,28
3	-0,006	4,13	16,3	0,51	16,8	21,1	168	179,1	-386	-102	-239	-0,016
4	-1,67	2,45	22,9	0,68	23,6	68,9	551	899,9	-1339	-102	-239	-0,21
5	-1,5	-0,73	24,7	0,8	25,5	154,1	770	2222	-2009	-102	-239	-0,27
6	-0,54	-2,79	21,2	1	22,1	268,6	537	3530	-1587	-102	-239	-0,23
7	-0,51	-3,8	14,5	1,1	15,7	408,3	1633	5701	2024	-102	-239	-0,09
8	0,62	-3,7	6,94	1,3	8,3	568	3408	10742	15069	-102	-239	0,108
9	0,76	-2,3	0,85	1,5	2,3	737	1475	15626	30762	-102	-239	0,347
10	1,365	-0,21	-1,7	1,7	0	910	1820	18921	45472	-102	-239	0,597

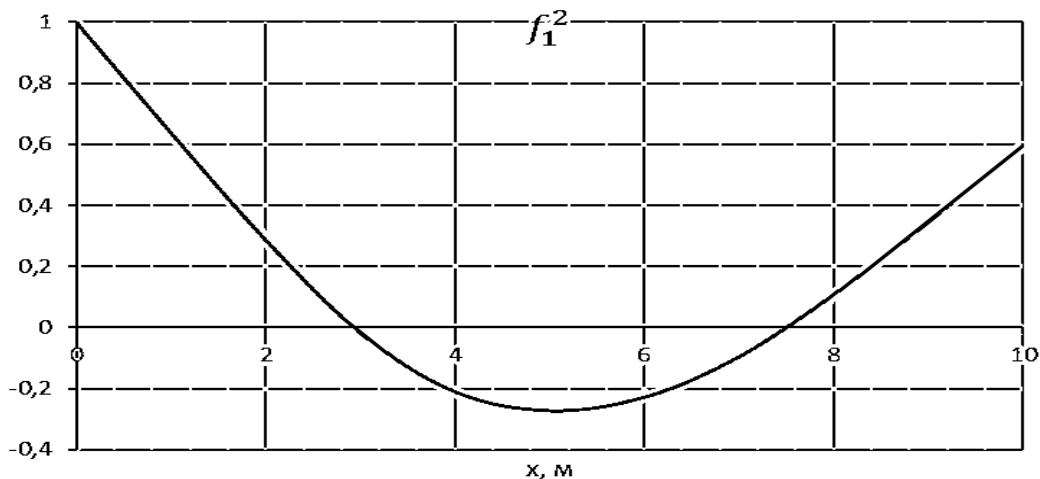


Рис. 4.5. Функція коливань в третьому наближенні.

Відмасштабуємо приведені маси, відповідно до форми коливань, просумуємо їх, знайдемо прирости моментів та моменти, для виконання граничних умов введемо поправку та обчислимо моменти з урахуванням поправки.

$$\bar{m}_M = \bar{m}f_1^0 \quad (4.27)$$

$$d\bar{M}_M = (N - N_T)\bar{m}f_1^0 \quad (4.28)$$

$$\bar{M}_M = \int_0^N d\bar{M}_M \quad (4.29)$$

$$\Delta M = -\frac{N}{k} \int_0^N d\bar{M}_M \quad (4.30)$$

$$M_{1x} = \bar{M}_M + \Delta M \quad (4.31)$$

Обчислимо прогини:

$$\varphi(x) = \iint_0^N \frac{M_{1x}}{EI} dx^2 \quad (4.32)$$

Результати занесено до табл. 4.6

Табл. 4.6. Визначення моментів.

N	\bar{m}_M	$d\bar{M}_M$	\bar{M}_M	ΔM	M_{1x}
0	1	0	0	0	0
1	1,275663	2,275663	2,275663	-0,01953	2,256129
2	0,286919	3,838246	8,389573	-0,03907	8,350503
3	-0,13324	3,991926	16,21974	-0,0586	16,16114
4	-1,68222	2,176469	22,38814	-0,07814	22,31
5	-1,35758	-0,86333	23,70128	-0,09767	23,6036
6	-0,45601	-2,67692	20,16103	-0,11721	20,04382
7	-0,3802	-3,51314	13,97096	-0,13674	13,83422
8	0,653227	-3,24012	7,217706	-0,15628	7,061427
9	0,695772	-1,89112	2,086468	-0,17581	1,910655
10	1,195348	-2,2E-15	0,195348	-0,19535	0

Далі за отриманими результатами проводимо розрахунок частоти першої моди власних згинальних коливань.

$$\omega_1^2 = \frac{EJ_0}{m_0 \Delta^4} \frac{\sum_0^k (\bar{m} f_1^2)^2}{\sum_0^k \frac{M_{1x}^2}{EI}} = 0,012862 \frac{EJ_0}{m_0} \frac{1}{\text{сек}} \quad (4.33)$$

В прикладі

$$\omega_1^2 = 0,0129 \frac{EJ_0}{m_0} \frac{1}{\text{сек}}$$

Отже, дану задачу було вирішено вірно, проте в джерелі [24] не було наведено EJ_0 та m_0 , до яких було приведено вхідні дані, тож необхідно провести верифікацію. Для знаходження другої та третьої моди коливань (Рис. 4.6) необхідно провести аналогічні обчислення для форм коливань другої та третьої моди відповідно.

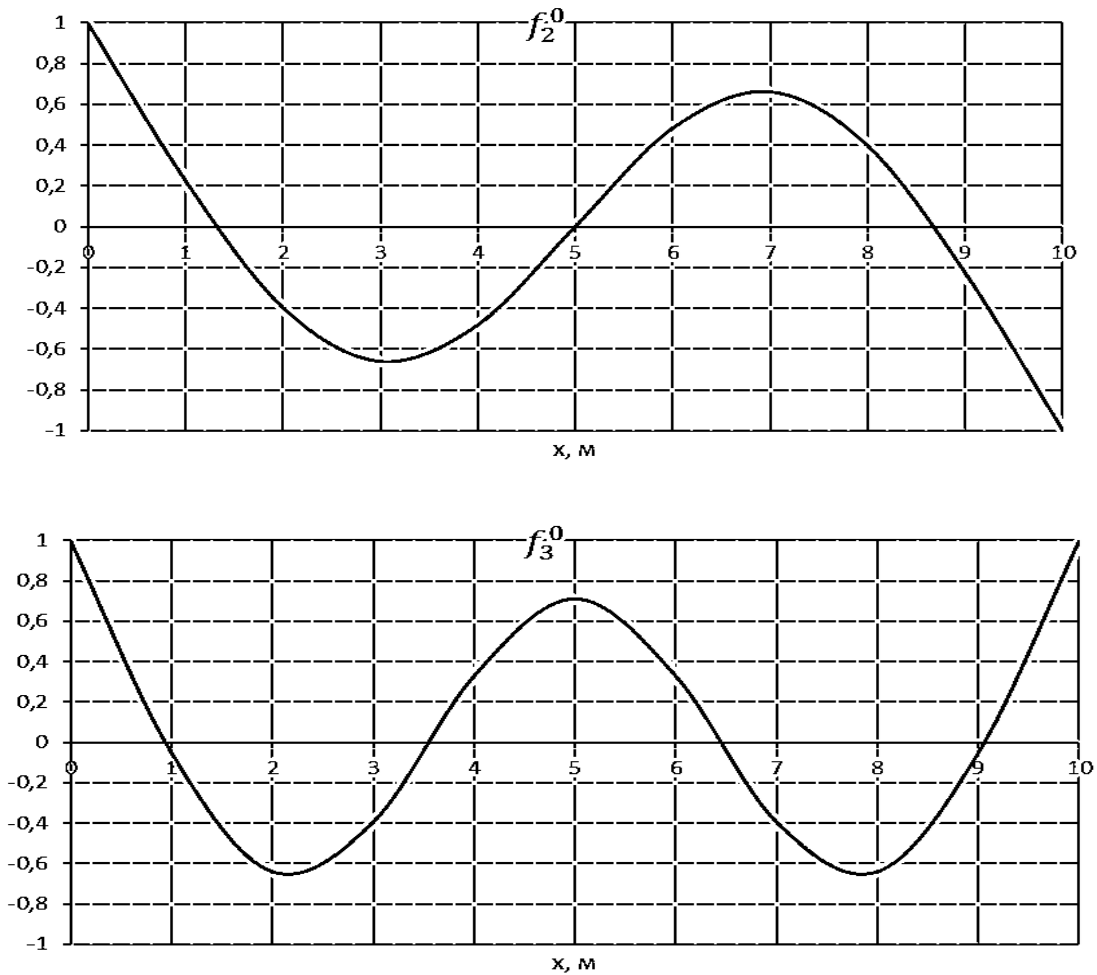


Рис. 4.6. Форми коливань другої та третьої моди.

4.2. Розрахунок власних частот виробу з урахуванням нагріву.

Розрахунок частот було проведено для другого варіанту корпуси ракети.

Під час розрахунку приймалось:

$$m = 584 \frac{\text{кг}}{\text{м}}$$

$$EI = 8750500 \text{ Н} \cdot \text{м}^2$$

Результати занесено до Табл. 4.7.

Табл. 4.7. Результати розрахунку власних частот.

Мода	Частота, Гц	
	T=20°C	T=550°C
1	23	19
2	62	54
3	102	90

Форми коливань приведено на Рис. 4.7.

Форма поперечних коливань (f)

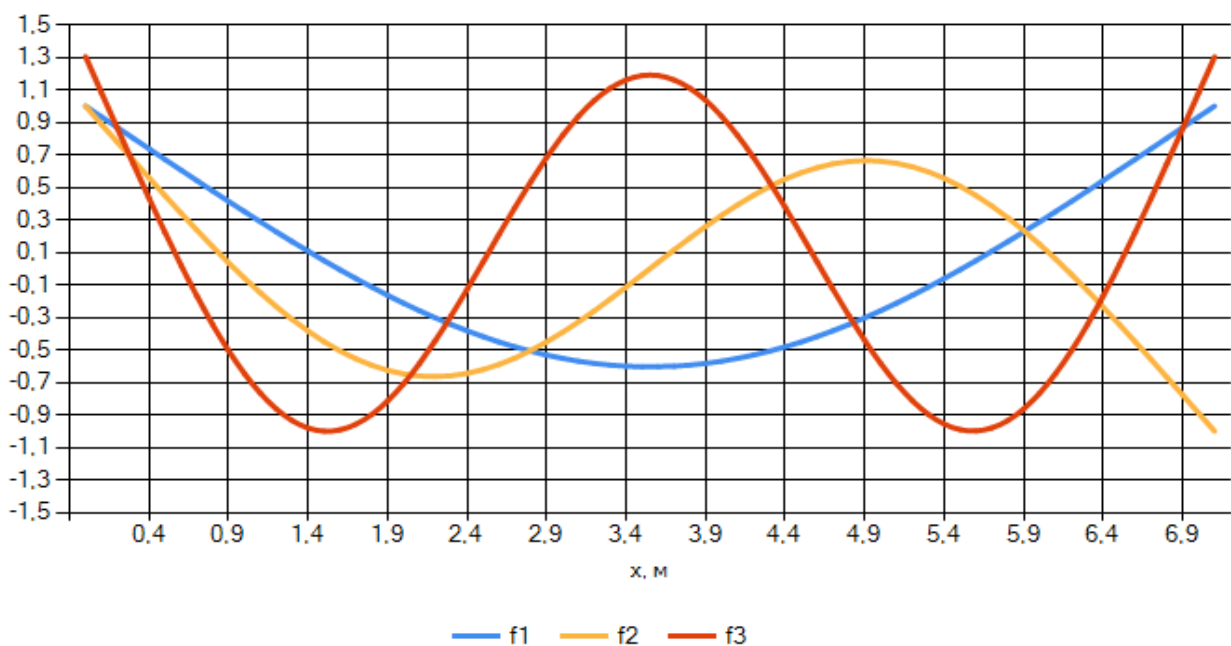


Рис. 4.7. Форми коливань виробу.

4.3. Верифікація методики розрахунку власних частот ракети

Верифікацію даної методики розрахунку було проведено для чотириступеневої ракети з [25] (Рис. 4.8).

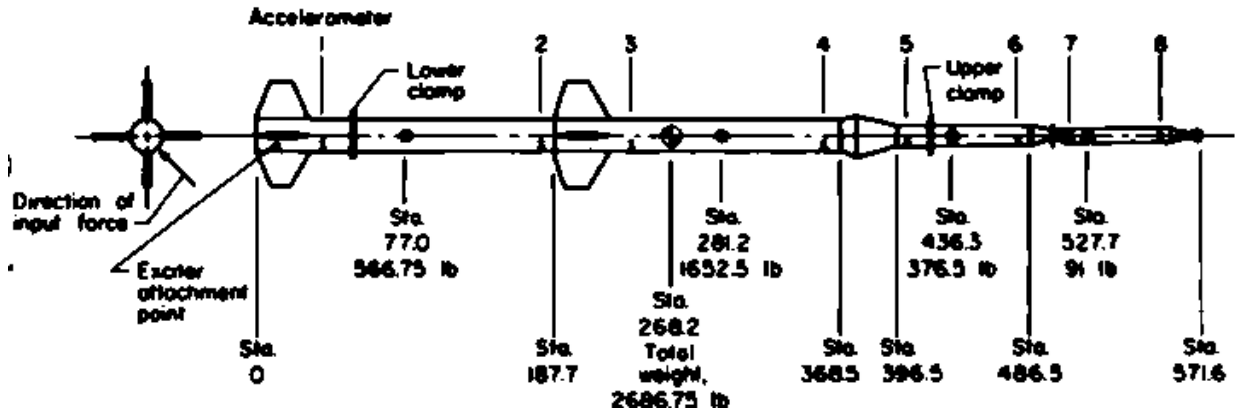


Рис. 5.8. Чотириступенева ракета.

В якості вхідних даних було приведено графік розподілених мас та жорсткісні параметри виробу (Рис.4.9,4.10).

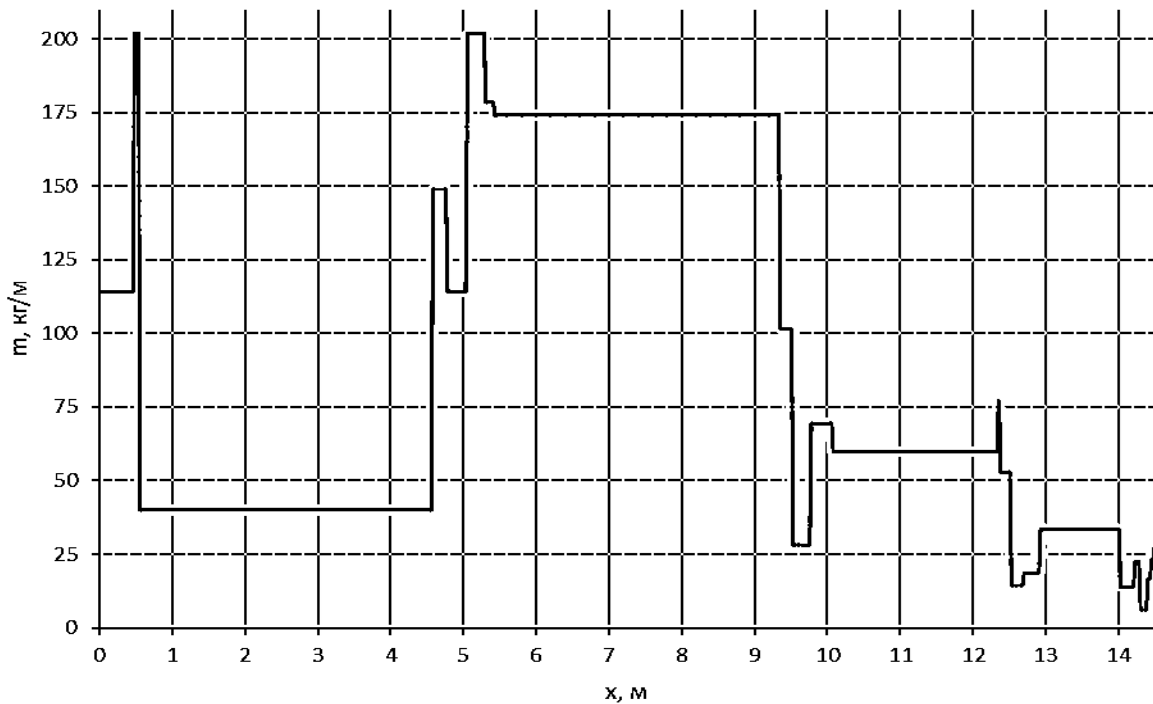


Рис. 4.9. Графік розподілу мас по довжині виробу.

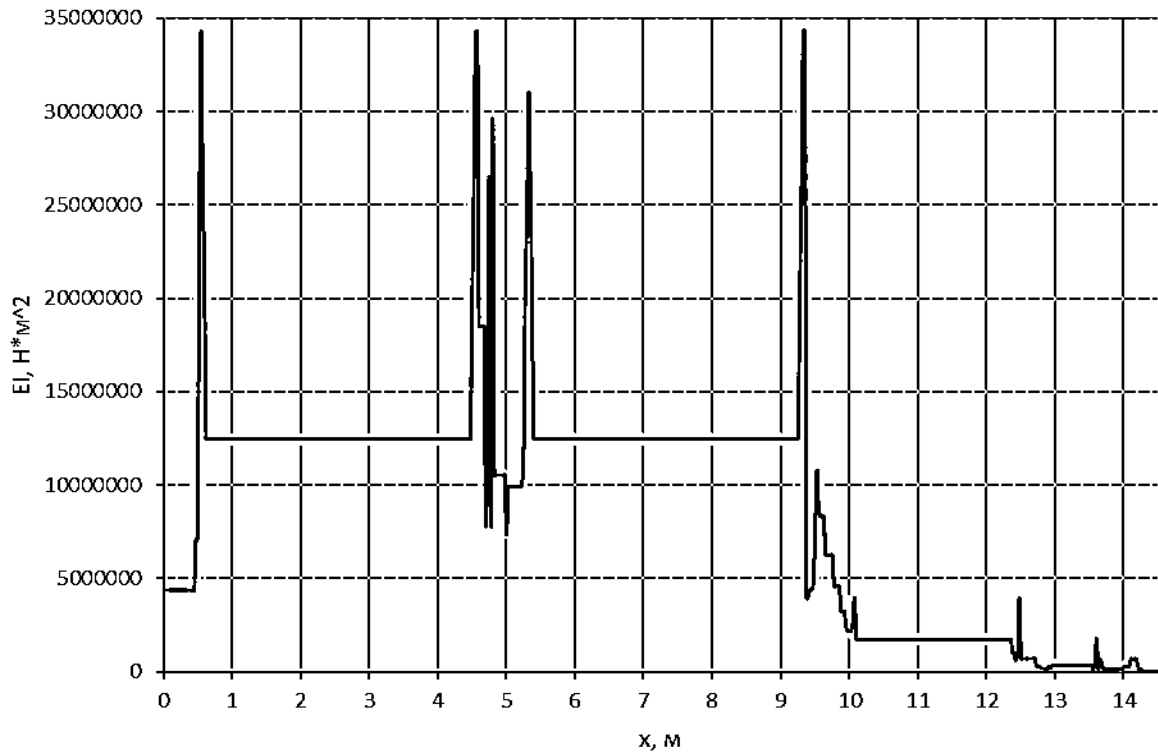


Рис. 4.10. Графік розподілу жорсткості по довжині виробу.

Розрахунок було проведено в створеній програмі. Результати порівняння форм коливань приведено на Рис. 4.11 – 4.13, порівняння частот приведено в Табл.4.8.

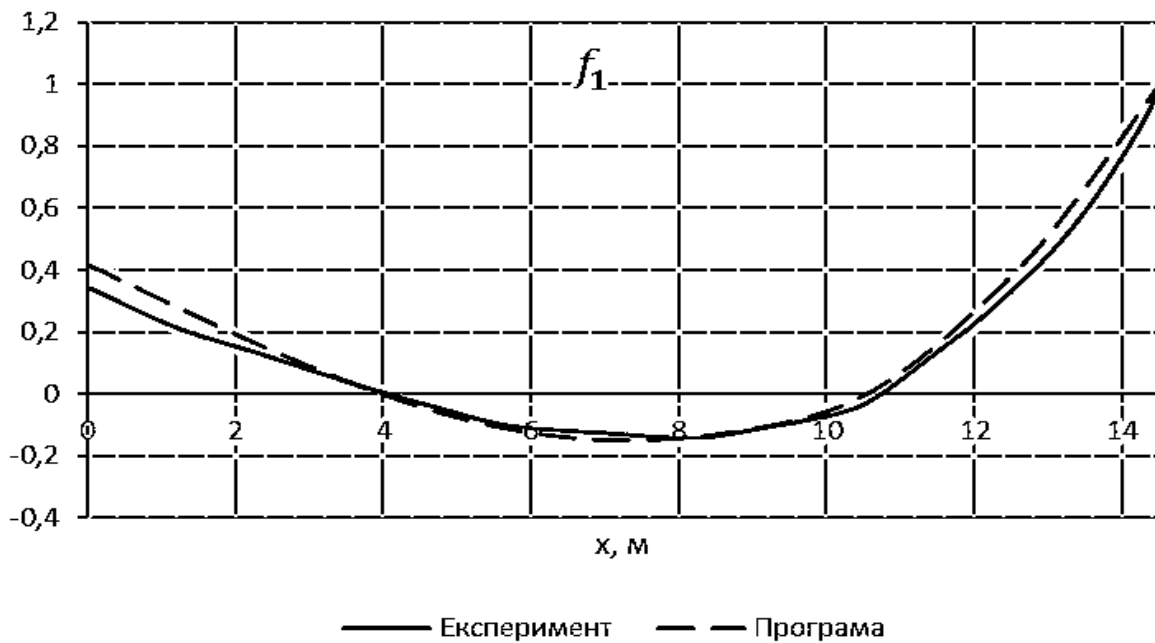


Рис. 4.11. Форма коливань першої моди.

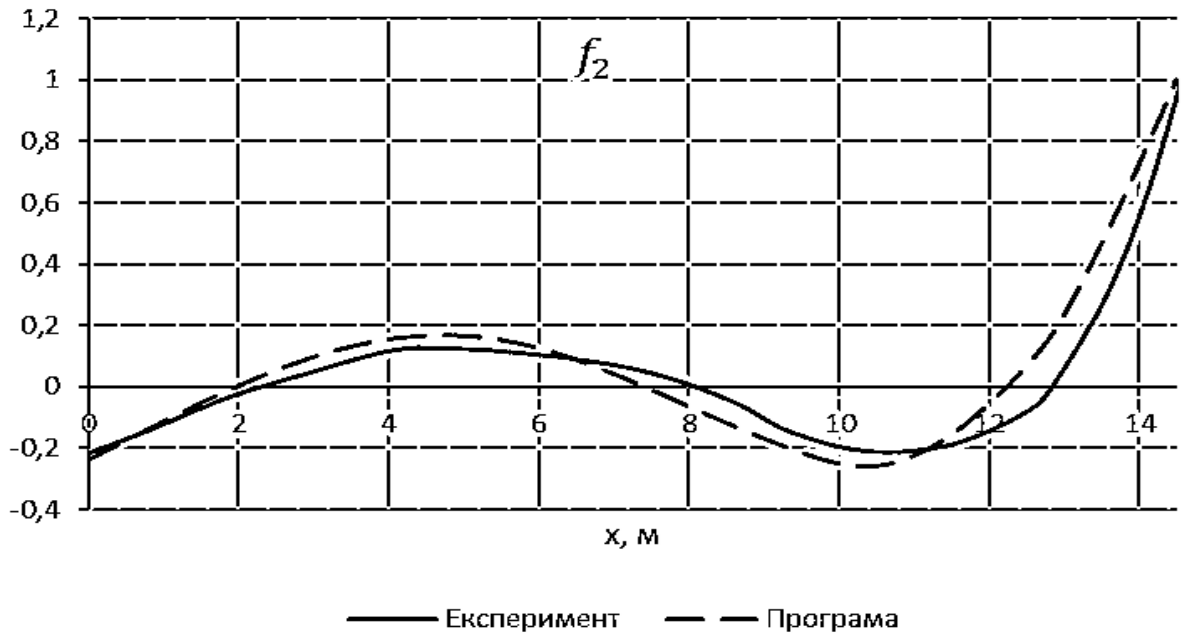


Рис. 4.12. Форма коливань другої моди.

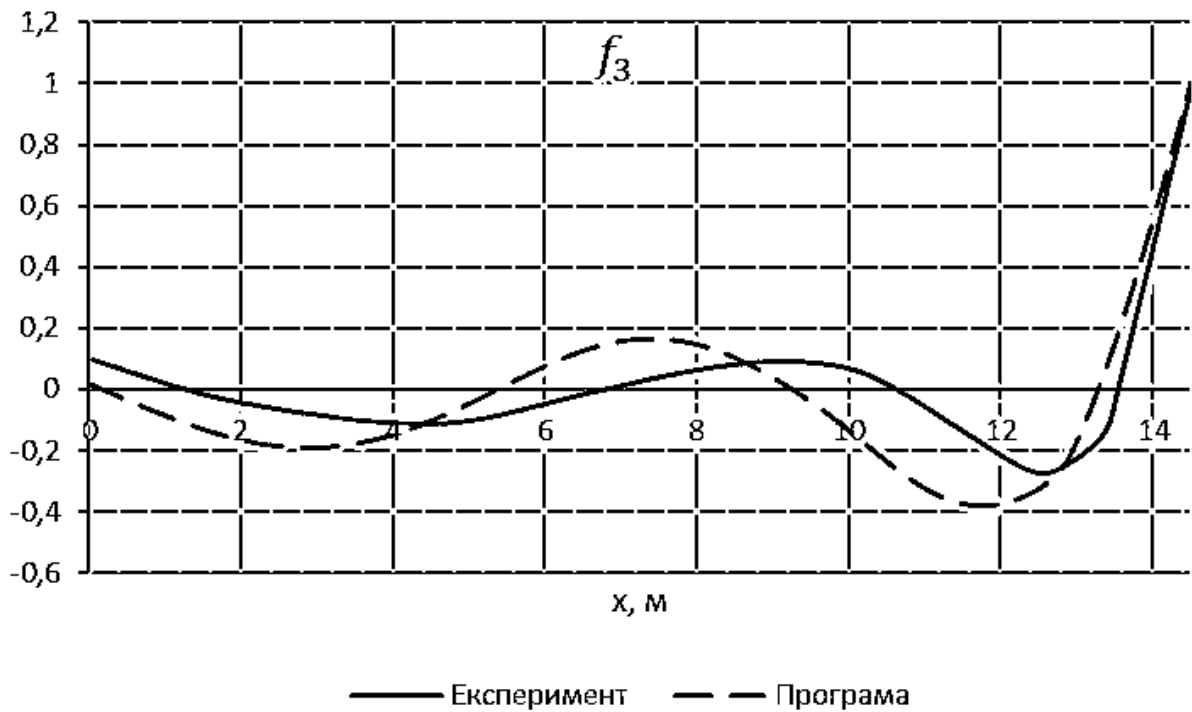


Рис. 4.13. Форма коливань третьї моди.

З приведених вище графіків видно, що коливання мають подібну форму, а отже форму коливань визначено вірно.

Табл. 4.8. Аналіз точності.

Мода	ω, Гц		Розбіжність, %
	Експеримент	Програма	
1	5,45	5,536	1,55
2	10,62	10,696	0,71
3	17,2	15,0787	14

Верифікацію даного метода розрахунку було проведено для чотирьохступеневої ракети з [26] (Рис. 4.14).

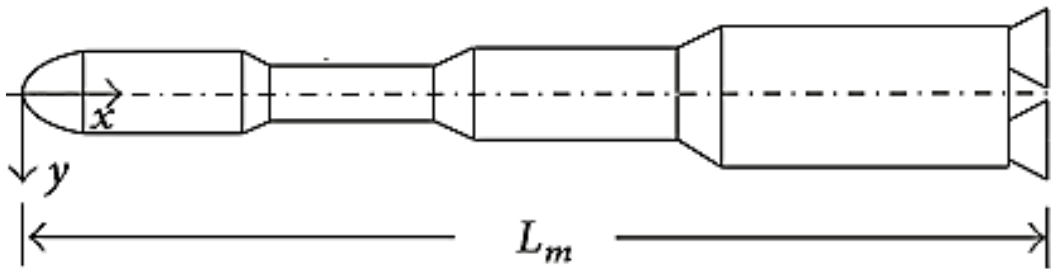


Рис. 4.14. Багатоступенева ракета.

В якості вхідних даних було приведено графік розподілених мас та жорсткісні параметри виробу (Рис.4.15,4.16).

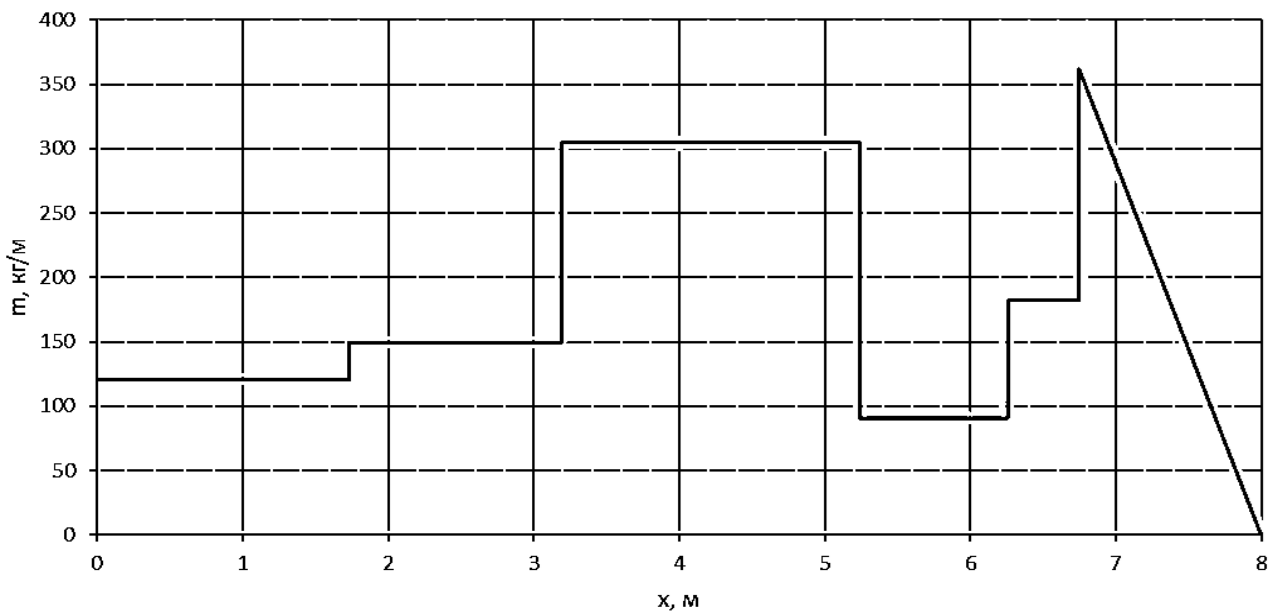


Рис. 4.15. Графік розподілу мас по довжині виробу.

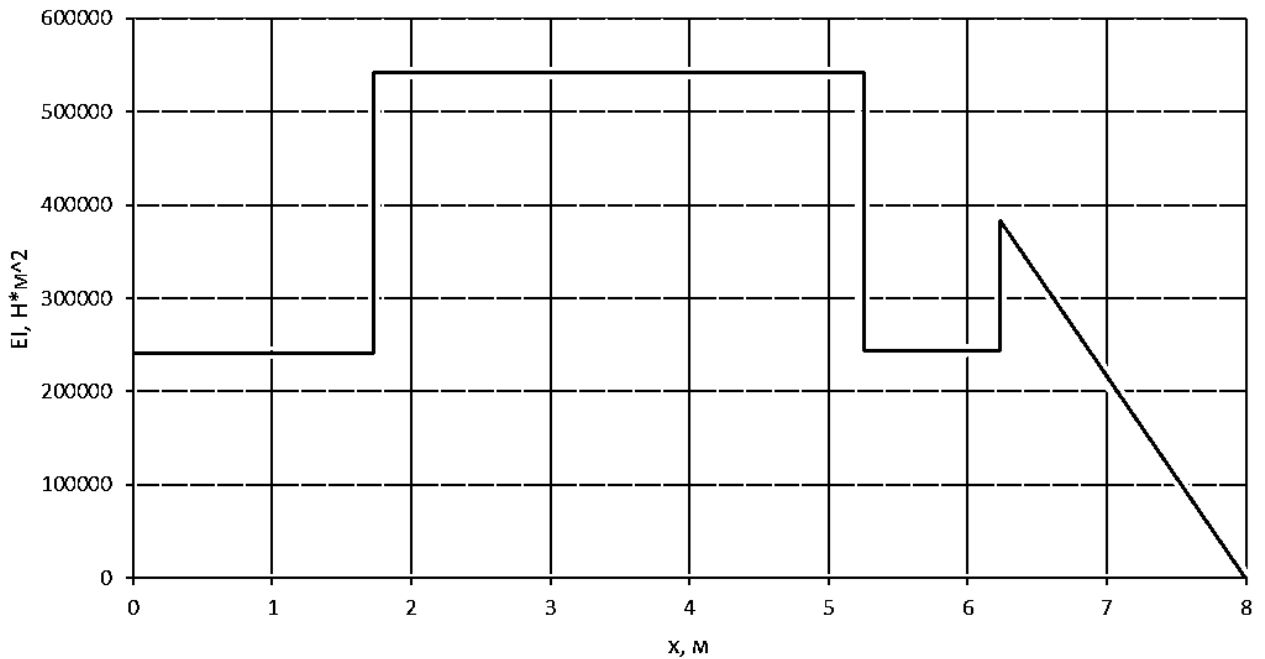


Рис. 4.16. Графік розподілу жорсткості по довжині виробу.

Розрахунок було проведено в створеній програмі. Результати порівняння частот приведено в Табл.4.9.

Табл. 4.9. Аналіз точності.

Мода	ω, Гц		Розбіжність, %
	Експеримент	Програма	
1	2,57	2,81	8,54
2	7,48	7,55	0,93
3	14,8	12,64	17

Висновки до розділу

В даному розділі було проведено оцінка вкладу аеродинамічного нагріву у власні частоти виробу і виявлено, що він призводить до зниження частоти, тож при проектуванні необхідно враховувати вплив теплових процесів під час польоту ЛА на власні частоти.

5. Розробка конструкції носової частини

В даному розділі нам необхідно проробити варіант конструкції головного відсіку ракети (див. рис. 3.4). З попередніх проектних розрахунків товщина обшивки з матеріалу Д16Т складає 2.5 мм. Необхідно розробити вузли стикування відсіку метеорологічної ракети з відсіком системи керування та головним обтікачем і забезпечити температурний режим всередині відсіку $T \leq 100^{\circ}\text{C}$ для забезпечення працездатності апаратури.

Відсік головної частини пропонується стикувати з відсіком БСУ за схемою, приведеною на рис. 5.1.

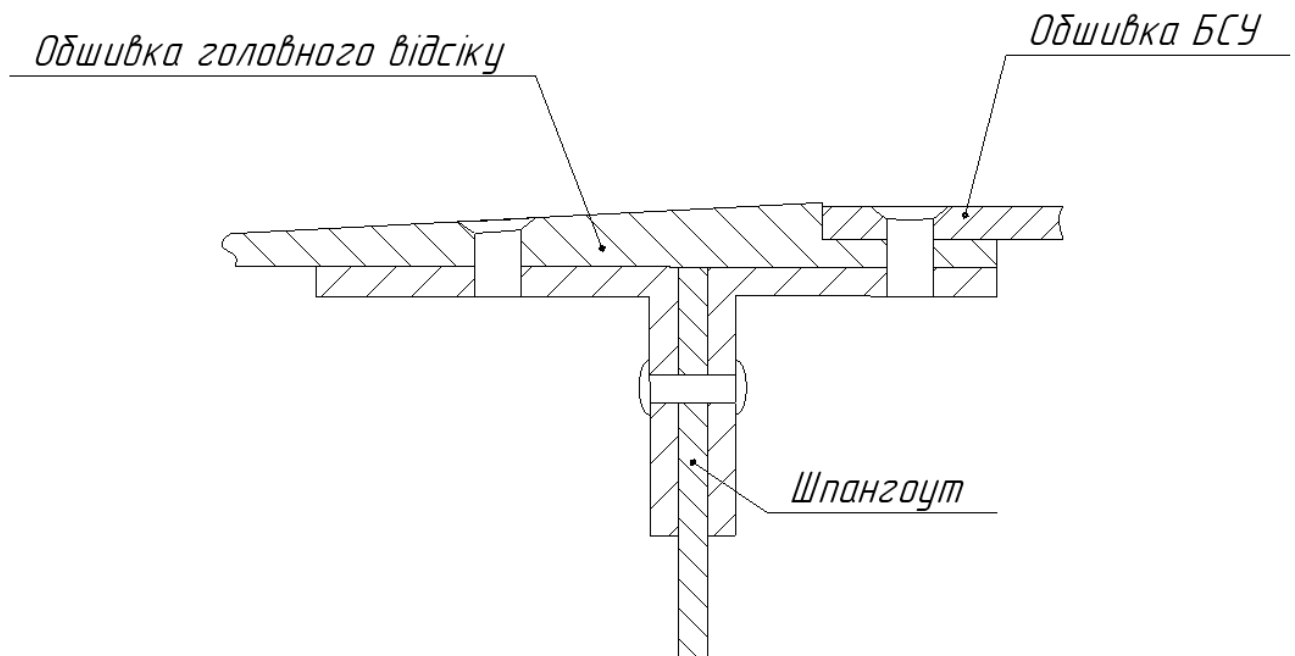


Рис. 5.1. Схема стикування.

Висоту стінки шпангоута визначимо за формулою:

$$h = \left(\frac{3M_{max}}{2^3 \sqrt{\frac{Q_{max}}{4,8E}} \sigma_{кр}} \right)^{\frac{3}{7}} = 10 \text{ мм} \quad (5.1)$$

Товщина стінки шпангоута визначається за залежністю:

$$\delta = \sqrt[3]{h} = 2,16 \text{ мм} \quad (5.2)$$

Приймето $\delta = 2,5 \text{ мм}$.

Площа перерізу поясу знаходиться за формулою:

$$F = \frac{M_{max}}{h\sigma_{кр}} = 4,5 \text{ мм}^2 \quad (5.2)$$

Площа перерізу одного кутника:

$$F_1 = \frac{F}{2} = 2,27 \text{ мм}^2 \quad (5.3)$$

З отриманих результатів оберемо за ГОСТ 13737 – 90 кутник 410001.

Розрахункову схему для заклепок, що з'єднують пояса зі стінкою зображено на рис. 5.2.

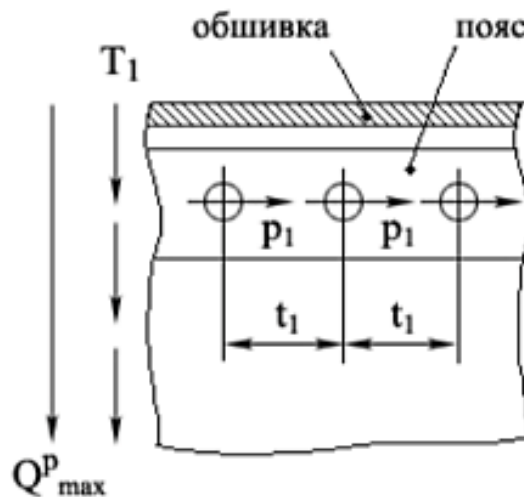


Рис. 5.2. Розрахункова схема.

Визначимо величину перерізуючої сили, що діє на одну заклепку:

$$P_{зр} = \frac{Q_{max}t_1}{2h} = 550 \text{ кг} \quad (5.4)$$

Визначимо площу однієї заклепки:

$$F_1 = \frac{P_{зр1}}{\tau} = 2,2 \text{ мм}^2 \quad (5.5)$$

Визначимо діаметр заклепки:

$$d = \sqrt{\frac{4F_1}{\pi}} = 1,67 \text{ мм} \quad (5.6)$$

Прийmemo $d = 2 \text{ мм}$.

Розрахункову схему для гвинтів, що кріплять обшивку зображено на рис. 5.2.

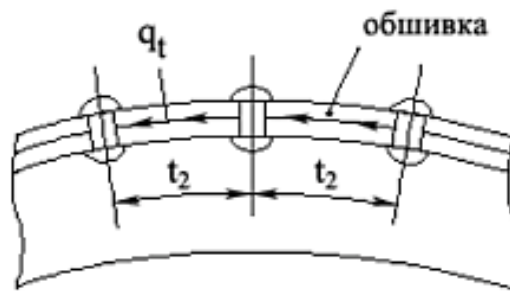


Рис. 5.2. Розрахункова схема.

Визначимо величину зрізуючої сили:

$$P_{зр} = \frac{q_{max} t_2}{n} = 412,5 \text{ кг} \quad (5.3)$$

Визначимо площу перерізу гвинта:

$$F_1 = \frac{P_{зр}}{\tau_B} = 1,87 \text{ мм}^2 \quad (5.4)$$

Визначимо діаметр гвинта:

$$d = \sqrt{\frac{4F_1}{\pi}} = 2,5 \text{ мм} \quad (5.5)$$

Готовий варіант стику головного відсіку з відсіком БСУ зображено на рис.5.3. Аналогічно спроектуємо кріплення головного відсіку з обтікачем (рис.5.4).

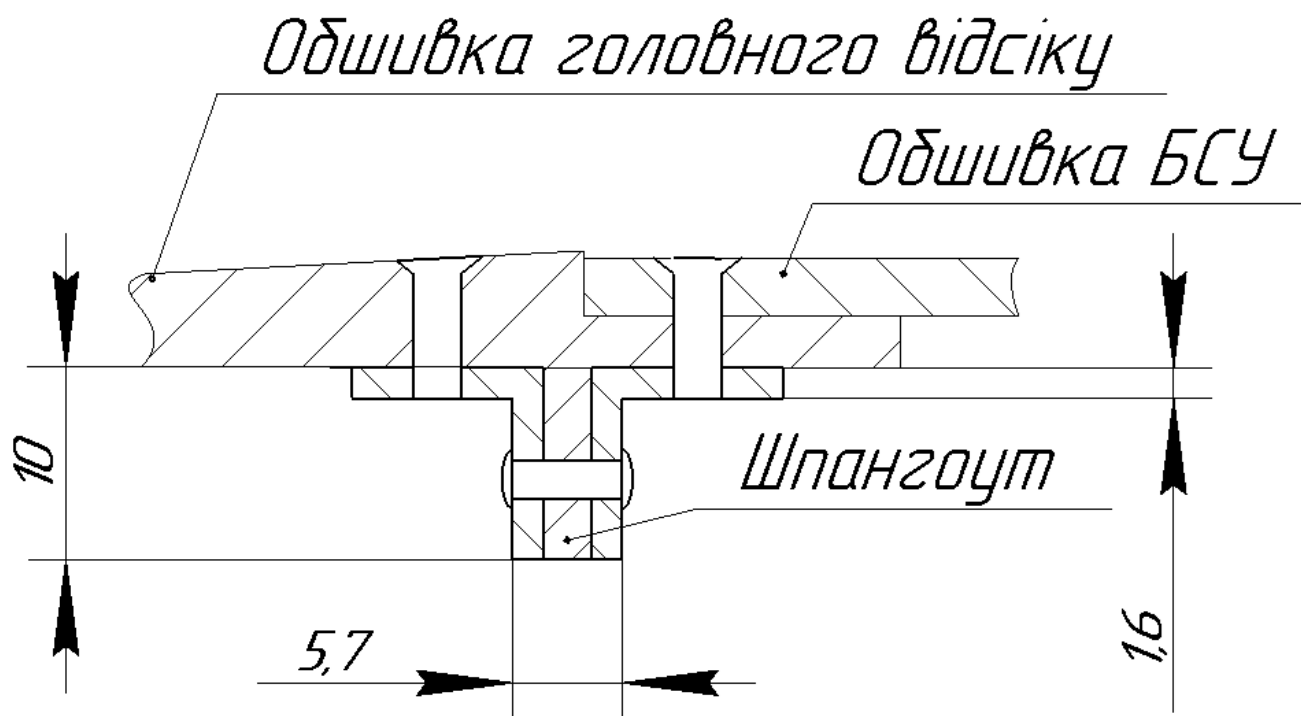


Рис. 5.3. Стик головного відсіку з відсіком БСУ.

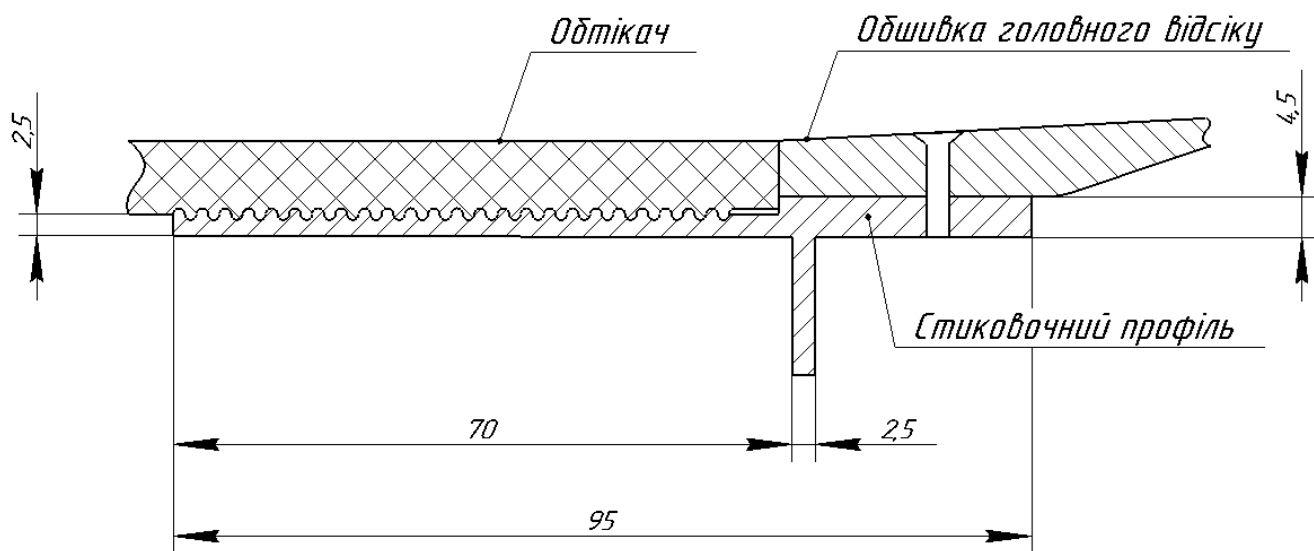


Рис. 5.4. Стик головного відсіку з обтікачем.

При розрахунку за уточненою методикою було обрано в якості внутрішнього ТЗП войлок, товщиною 4 мм.

Висновки по розділу

В результаті роботи, виконаної в даному розділі, за попередніми вхідними даними було пророблено варіанти кріплення відсіку головної частини та обрано внутрішнє ТЗП для забезпечення температури всередині відсіку 80°C войлок, товщиною 4 мм. За результатами роботи побудовано модель відсіку (рис. 5.5).

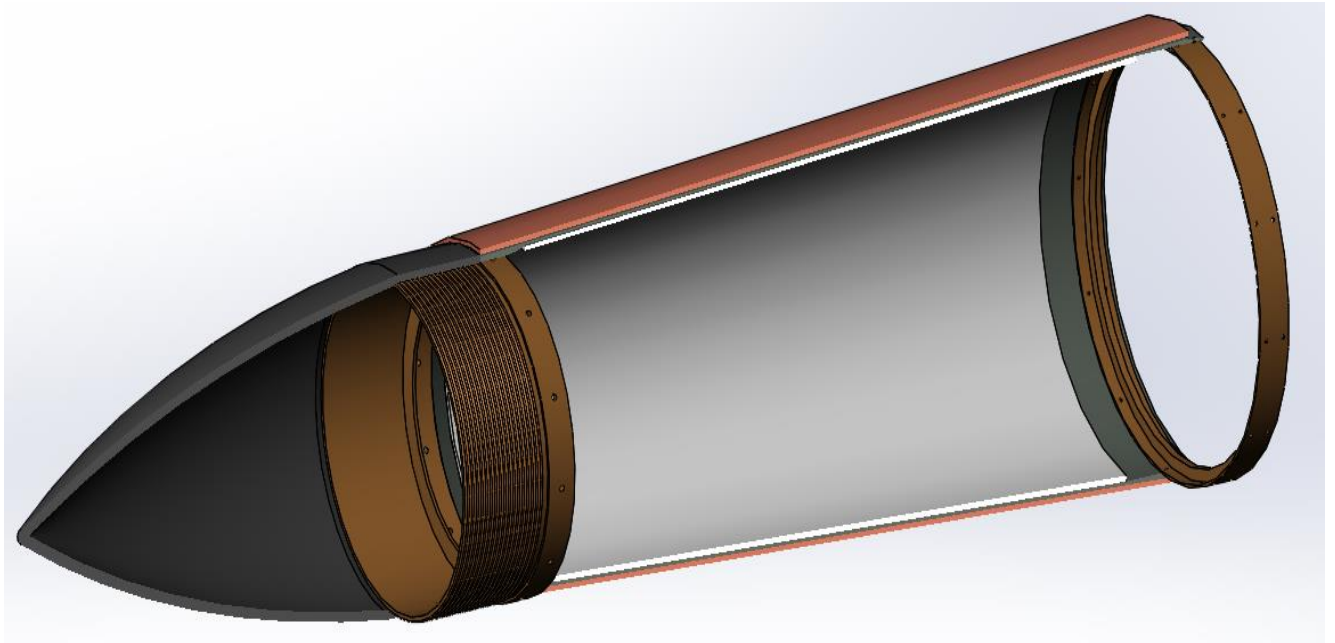


Рис. 5.5. Конструкція головного відсіку виробу.

6. Розроблення стартап-проекту

6.1. Опис ідеї проекту

Основною ідеєю даного стартап – проекту є продаж вузькоспеціалізованого програмного забезпечення для розрахунку аеродинамічного польоту.

Сильною стороною даного проекту є можливість значно швидшого виконання розрахунків нагріву літальних апаратів, порівняно з такими програмними комплексами, як Fluent та ABAQUS.

Слабкою стороною даного стартап проекту є те, що для подальшого розвитку даного та його вдосконалення проекту необхідні вузькоспеціалізовані спеціалісти, що розуміються на питаннях теплового проектування літальних апаратів та досконально володіють мовою програмування C#.

6.2. Технологічний аудит ідеї проекту

При реалізації даного проекту слід зазначити, що розрахункові роботи та роботи з удосконалення продукту можна виконувати дистанційно, тобто відпадає потреба в оренді приміщення. Для реалізації необхідно лише закупити комп'ютерне обладнання для проведення розрахунків та розробки документації і ліцензійне програмне забезпечення.

6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску проекту

Після аналізу ринку, було виявлено, що з продукції для розрахунку виключно аеродинамічного нагріву існує лише один продукт, тобто конкуренція низька.

В таблиці 6.1. наведено основні характеристика ринку стартап проекту.

Таблиця 6.1. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ з/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	10000 (підписка/рік)
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Немає
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Верифікація на результатах телеметрії
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	50%

Потенційними клієнтами даної програми є приватні та державні компанії, що займаються розробкою, виробництвом та випробуваннями ракетно – космічної техніки.

Таблиця 6.2. Характеристика потенційних клієнтів стартап проекту

№ з/п	Потреба що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці	Вимоги споживачів до товару
1	Велика потреба	Пр.компанії	Жорстка	Високі
2	Велика потреба	Держ. компанії	Жорстка	Високі
3	Низька потреба	Навчальні вузи	Помірна	Середні

Загрози які можуть виникнути при просуванні стартап проекту це: злам програмного забезпечення та розповсюдження його неліцензованих копій.

Канали збуту та взаємодії з клієнтами: готове програмне забезпечення пропонується збувати виключно в режимі он – лайн.

Розроблення ринкової стратегії проекту

Компанія буде використовувати цілеспрямований маркетинг в технічній частині ринку.

Таблиця 6.3. Визначення базової поведінки стратегії конкретної поведінки

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

План розвитку: встановлення авторитету серед початкових заказів шляхом якісної та швидкої реалізації поставлених задач на українському ринку, розширення штату, вихід на світовий ринок.

6.4. Розроблення маркетингової програми стартап -проекту

Потреби в більш детальному вигляді: температурний розрахунок високошвидкісних літальних апаратів, проєктні розрахунки теплозахисних покриттів та створення КД за результатами роботи.

Таблиця 6.4. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ з/п	Потреба (тип розрахунку)	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Температурний	Розрахунок зі звітом, конструкторська документація ТЗП	Якість та точність розрахунку

Детальний опис товару:

В кінцевому вигляді товар матиме два варіанти: перший – це саме програмне забезпечення з технічною підтримкою та інструкцією по користуванню, даними верифікації, другий – це виконання задач теплового проектування групою спеціалістів, відповідно до ТЗ замовника.

Витрати на купівлю необхідних інструментів: AUTOCAD 2019 – 1000 USD.

Витрати разі потреб на додаткове обладнання: портативний комп'ютер - 1200 USD; персональний комп'ютер 1500 USD.

Вартість послуг в залежності від складності поставленої задачі:

- Доходи від продажу однієї ліцензії складатимуть 10000 грн/рік;
- У разі виконання задач групою спеціалістів ціна за послуги буде знаходитись в діапазоні 3000 – 75000 грн. в залежності від складності завдання.

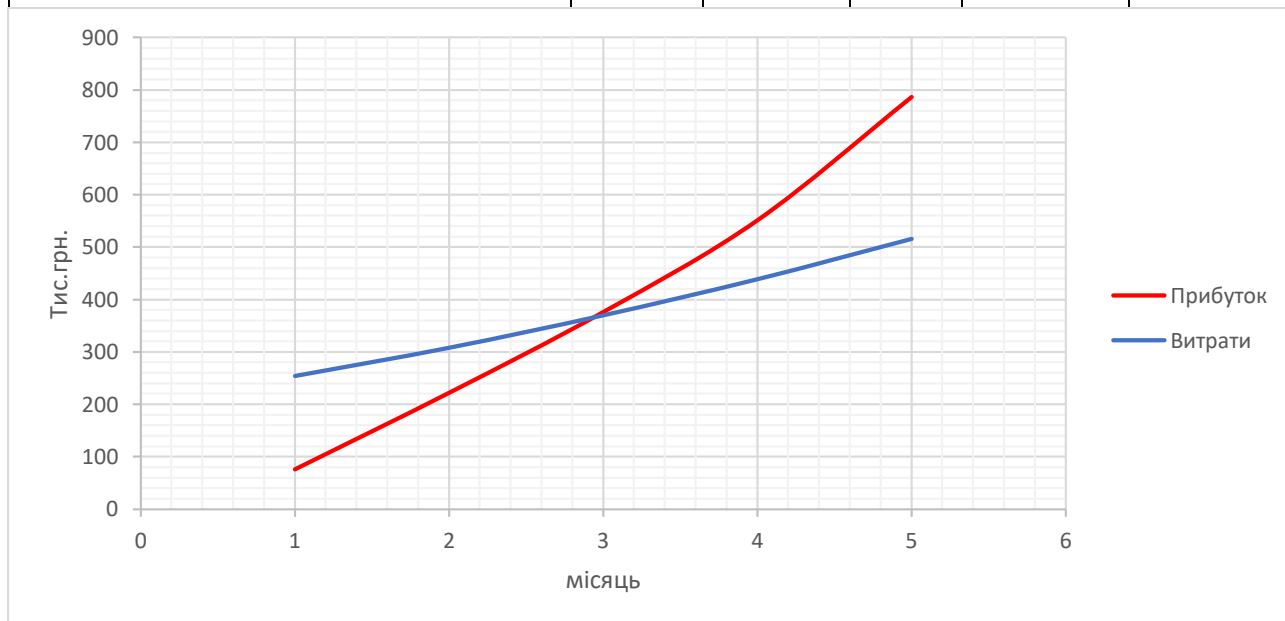
Таблиця 6.5. Доходи

Показник	Значення по місяцях, тис. грн.				
	1	2	3	4	5
Загальна потреба в послугах, шт.	12	8	6	5	5
Ціна однієї послуги тис. грн.	3	12	14	15	17
Загальна потреба в ліцензії	4	5	7	10	15
Місячні обсяги надання послуг (тис. грн.)	76	146	154	175	235

Загальні одноразові витрати становлять 200 тис. грн. на закупівлю всього необхідного обладнання та ліцензійних продуктів.

Таблиця 6.6. Структура витратків

№ з/п	Стаття витрат	Сукупні витрати за період місяців, тис. грн.				
		1	2	3	4	5
1	Загальногосподарські витрати, оплата праці персоналу	25	30	35	40	45
2	Витрати на оренду	-	-	-	-	-
3	Витрати на збут, просування та рекламу	7	7	7	7	7
4	Витрати на матеріальні ресурси (комплектуючі, сировина) /одноразові витрати	12/200	4/1	4/1	4/1	4/1
5	Витрати на оплату праці	10	12	15	17	20
Разом:		254	54	62	69	77



Графік 7.1. Точка беззбитковості

Висновки по розділу

На даний момент з активним розвитком ракетної техніки та інтересу до неї у світі, попит на дану продукцію з часом буде лише зростати.

Запропонована ідея завдяки, перш за все, оперативності швидко займе своє місце спочатку на державному, а потім і на закордонному ринку та досягне беззбитковості вже на третьому місяці роботи.

ВИСНОВКИ

В результаті виконання досліджень зроблені наступні висновки:

1. Використання в якості теплозахисту носової частини ракети абляційного покриття, що дозволило зменшити нагрів до експлуатаційних температур алюмінієвого сплаву та приросту маси конструкції виробу до 3%. Для аеродинамічних поверхонь найвигіднішим варіантом є використання неабляційних методів теплозахисту, хоча вони і не забезпечують найменшого приросту маси, проте не призводять до зміни балансування аеродинамічної поверхні.
2. Проведено верифікацію розробленої методики шляхом порівняння для виробів різних класів, що відрізняються формою головної частини, калібром, діапазоном швидкостей польоту, конструкційними матеріалами та наявністю ТЗП, також було обрано аеродинамічні поверхні, що відрізняються кутом стріловидності. Точність співпадіння результатів розрахунків з експериментами $\leq 15\%$.
3. При розрахунку власних частот ракети було встановлено, що при значному нагріві конструкції необхідно провести додатковий розрахунок власних частот для точки максимального нагріву, частоти можуть знизитись на $\approx 20\%$ по відношенню до початкових.
4. Створено спеціалізоване програмне забезпечення для розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції літальних апаратів та власних частот.

За матеріалами магістерської дисертації підготовлено статтю та результати апробовані на науково – практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа- та ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» з публікацією тез.

Список використаних джерел

1. <https://testpilot.ru/review/term.htm>.
2. Тепловое проектирование беспилотных атмосферных летательных аппаратов: Учебное пособие / Б.М. Авхимович ; М – во образования Рос. Федерации. Моск. Авиаци. Ин-т (Гос. Техн. Ун-т). – М.: Изд – во МАИ, 2002 -103.
3. <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/znan/1982/7/7-salahutdinov.html>.
4. <https://www.buran.ru/html/tersaf4.htm>.
5. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М., 1975; Душин Ю. А., Работа теплозащитных материалов в горячих газовых потоках. Л., 1968; Мартин Дж., Вход в атмосферу, пер. с англ., М., 1969; Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита, М., 1975.
6. https://zinref.ru/000_uchebniki/04400proizvodstvo/044_teplovoe-razrushenie-materialov-polezhaev-frolov-2005/006.htm.
7. Аэродинамический и лучистый нагрев в полете / И.И. Дракин – Москва: Оборонгиз, 1961 г. – 97с
8. Проектирование зенитных управляемых ракет / И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов, И.С. Голубев, А.М. Матвеев, В.Я. Мизрохи, В.Н. Новиков, С.Н. Остапенко, В.Г. Светлов / Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. – Изд. второе, перераб. и доп. – Москва: Изд-во МАИ, 2001 г. – 732с.
9. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно – космической технике / В.С. Авдусевский, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов, Ю.И. Данилов, Г.А. Дрейцер, Э.К. Калинин, В.К. Кошкин, Т.В. Михайлова,

- А.М. Молчанов, Ю.А. Рыжов, В.П. Солнцев – Москва: Машиностроение, 1992 г. – 529 с.
10. Heat – Transfer rates and ablation on a blunted cylinder – flare configuration in free flight up to a Mach Number of 8.98 / Clyde W.Winters – Washington: National Aeronautics And Space Administration, August 1964. – 30 p.
 11. A free – flight investigation of ablation of blunt body to a Mach Number of 13.1 / Clyde W.Winters, William G. Witte, Bernard Rashis, Russell N. Норко – Washington: National Aeronautics And Space Administration, December 1962. – 23 p.
 12. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. Том 5. Магниево-титановые сплавы / А.Т. Туманов / Ред. М.Б. Альтман, С.Г. Глазунов, С.И. Кишкина – Москва: ОНТИ, 1973 г. – 580с.
 13. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. Том 1. Конструкционные стали / А.Т. Туманов / Ред. Н.М. Складов, Я.М. Пятак – Москва: ОНТИ, 1975 г. – 424с.
 14. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930089366>.
 15. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930089758>.
 16. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730017274>.
 17. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930089669/downloads/19930089669.pdf?attachment=true>.
 18. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930089689/downloads/19930089689.pdf?attachment=true>.
 19. <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc63710/m1/1/>.

20. https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc64121/m2/1/high_res_d/19930090073.pdf.
21. <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc52904/>.
22. <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc63538/m1/1/>.
23. https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc62723/m2/1/high_res_d/19930089374.pdf.
24. Основы строительной механики ракет / Л.И. Балабух, К.С. Колесников, В.С. Зарубин, Н.А. Алфутков, В.И. Усюкин, В.Ф. Чижов – Москва: Изд-во «Высшая школа», 1969 г. – 496с.
25. A matrix method for the determination of the natural vibrations of free-free usymetrical beams with application to launch vehicles / Vernon L., Alley Jr., A. Harper Gerring – Washington: National Aeronautics And Space Administration.
26. Transfer Matrix Method for the Determination of the Natural Vibration Characteristics of Realistic Thrusting Launch Vehicle—Part I / Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering Volume 2013, Article ID 764673 <http://dx.doi.org/10.1155/2013/764673> - 16с.