

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра космічної інженерії

Вплив теплових процесів на проектні параметри літального апарата

Здобувач вищої освіти:

студент групи АК – 91мп

Богдан Казмерчук

Науовий керівник:

Професор, д.т.н, професор кафедри

Віталій Сухов

Цілі дослідження

- Сформулювати методику для розрахунку аеродинамічного нагріву та провести її верифікацію.
- Визначити ступінь нагріву елементів конструкції літального апарата та її залежність від проектних праметрів на прикладі носової частини та аеродинамічної поверхні.
- Провести оцінку впливу аеродинамічного нагріву на власні частоти виробу.

Стан проблеми

Методи теплозахисту літальних апаратів

Вироби ракетної техніки



Орбітальні кораблі багаторазового застосування



Спускаємi модулі



Засоби теплозахисту

- заміна конструкційних матеріалів на більш теплостійкі;
- використання теплозахисних покриттів;
- використання рідин та газів для охолодження.

Аналіз існуючих методик

Методика з джерела *Аэродинамический и лучистый нагрев в полете / И.И. Дракин – Москва: Оборонгиз, 1961 г. – 97с*

Переваги: приведений алгоритм визначення коефіцієнтів конвекції для виробів різних форм.

Недоліки: відсутність алгоритму розрахунку нагріву конструкції по товщині, відсутність описання механізму виносу та абляції.

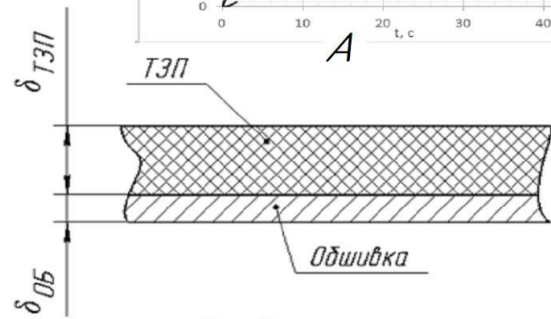
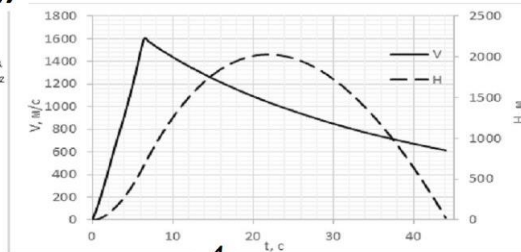
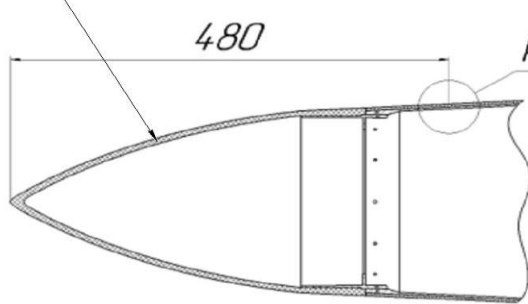
Методика з джерела *Тепловое проектирование беспилотных атмосферных летательных аппаратов: Учебное пособие / Б.М. Авхимович ; М-во образования Рос. Федерации. Моск. Авиац. Ин-т (гос. Тхн. Ун-т). – М.: Изд-во МАИ, 2002 – 103.*

Переваги: приведений алгоритм розрахунку нагріву конструкції літального апарату по товщині, присутність математичного апарату для розрахунку нагріву з урахуванням абляції та виносу матеріалу.

Недоліки: коефіцієнти конвекції та параметри потоку визначаються лише за наближеними методами.

				AKm9103.30.03.00.01 IM									
Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Стан проблеми				Лист	Масштаб	Наступна			
Розроб.	Конструктор	В.В.	Скороб. В.В.					Лист	Т	Знак	а		
Голова	Голова							Кар. КІ	АК-9/м	Формат А1			
Менедж.	Менедж.							Копіюваль					
Інж.	Інж.												

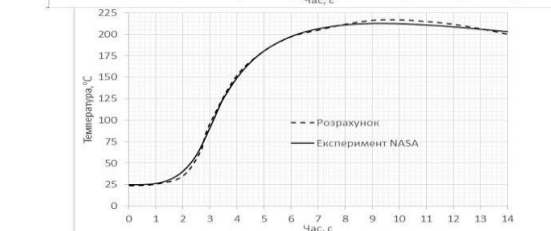
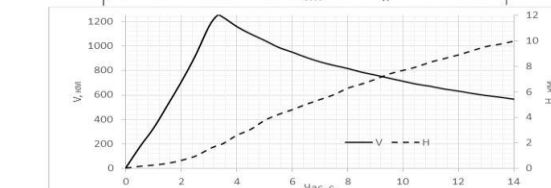
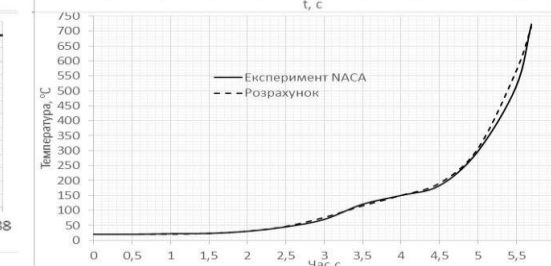
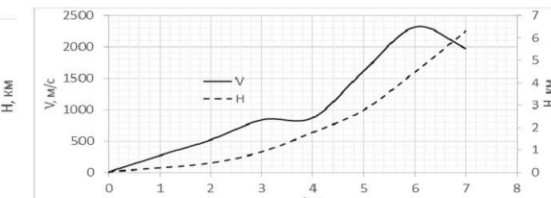
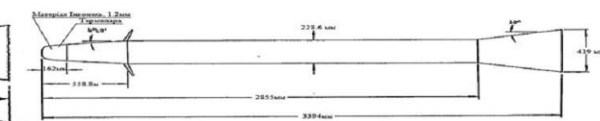
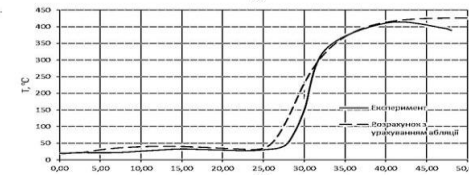
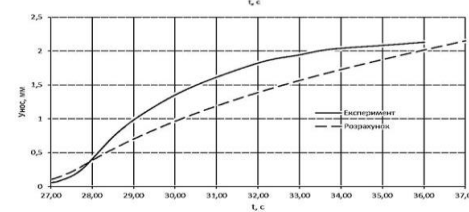
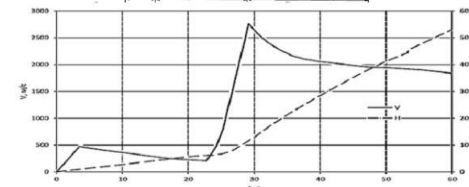
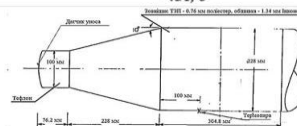
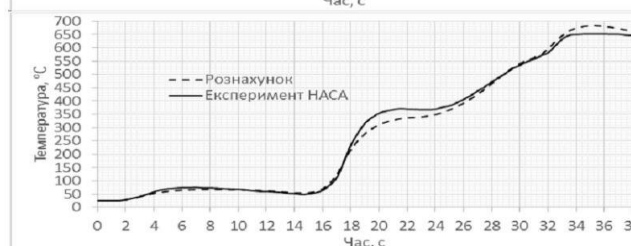
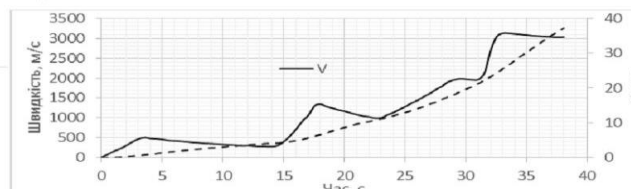
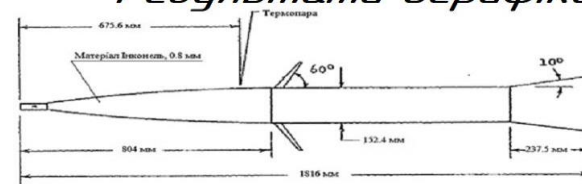
Вихідні дані



Варіант	Без ТЗП	Заміна матеріалу	Неабляційне ТЗП	Абляційне ТЗП
ТЗП	-	-	Склопластик	ВШ - 27
$\delta_{\text{ТЗП}}$, мм	-	-	0,75	3,5
Обшивка	Д – 16Т	Сталь 30ХГСА	ОТ – 4	Д – 16Т
$\delta_{\text{об.}}$, мм	2,5	2	2	2,5

t, c	Без ТЗП (°C)	Заміна матеріалів (°C)	Неабляційне ТЗП (°C)	Абляційне ТЗП (°C)
0	50	50	50	50
10	500	500	280	80
15	630	630	380	120
20	620	620	430	160
25	580	580	440	210
30	520	520	430	240
35	480	480	410	250
40	420	420	380	250
45	360	360	350	250

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



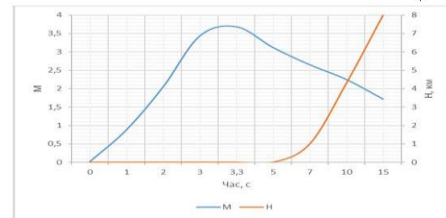
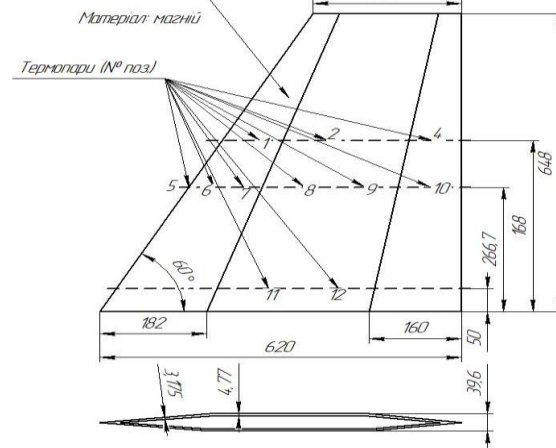
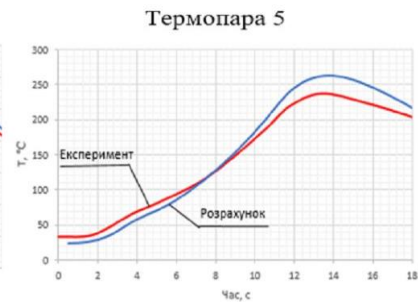
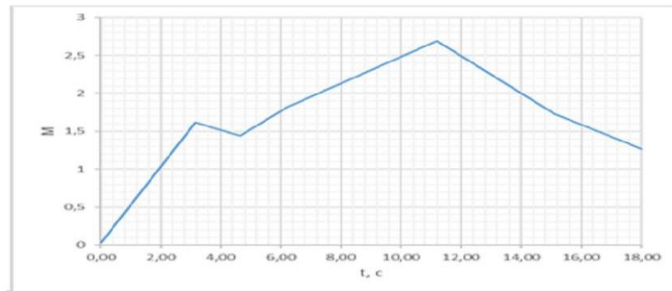
Вихідні дані



Результати розрахунку нагріву руля



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

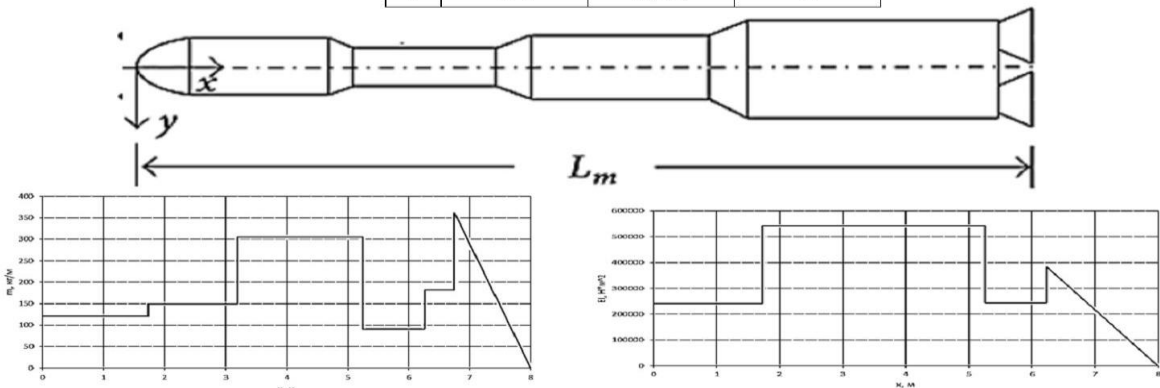
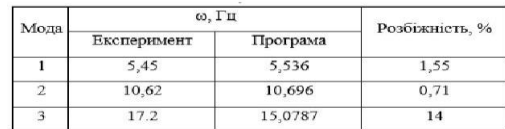


					AKмп9103.30.03.00.04 IM			
Имя	Вест	№ докум.	Подп.	Дата	Влияет тепловых процессов на проектируемые параметры аэродинамических поверхностей			
Разработ	Колесников В.И.	Годов	В.В.		Лит	Масса	Масштаб	
Техничер					Лист	с	Листов	с
Масштаб					КТП из: (гориз. Скорость) 10 Корд. КИ АК-9104			

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

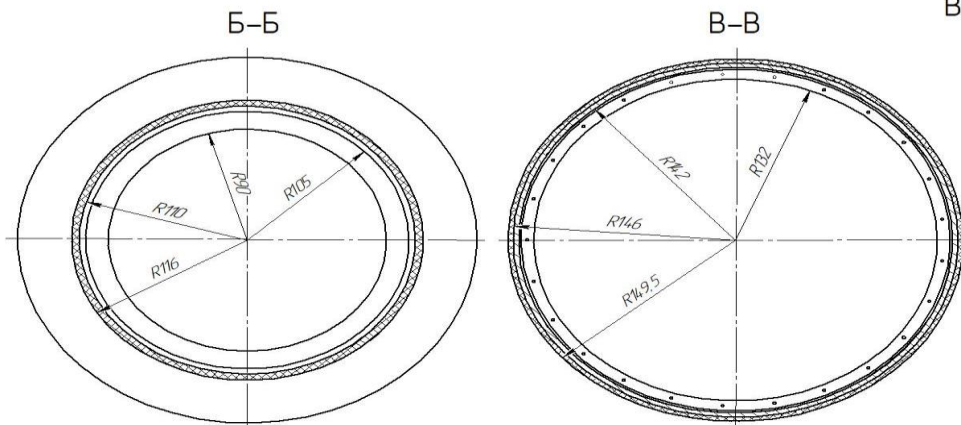
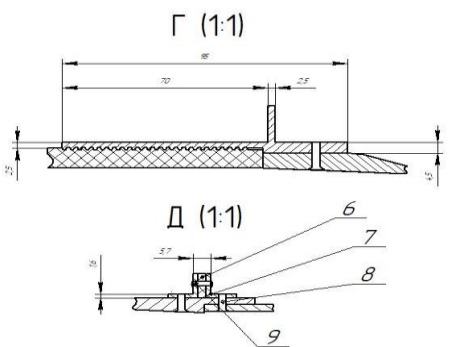
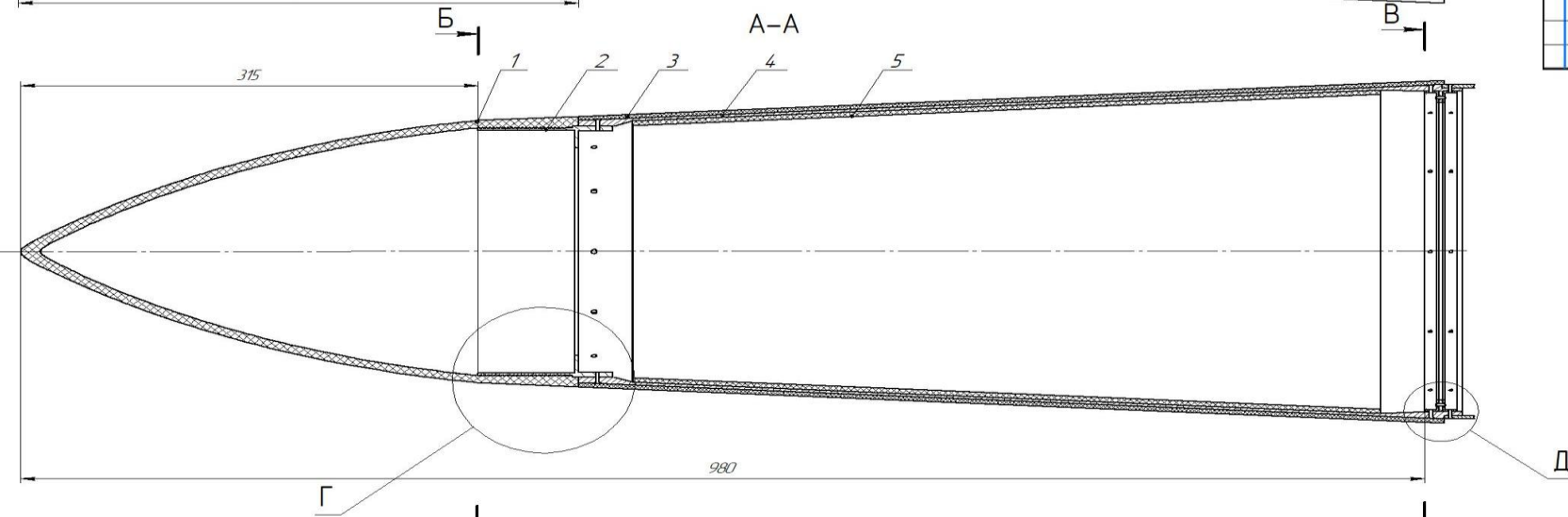
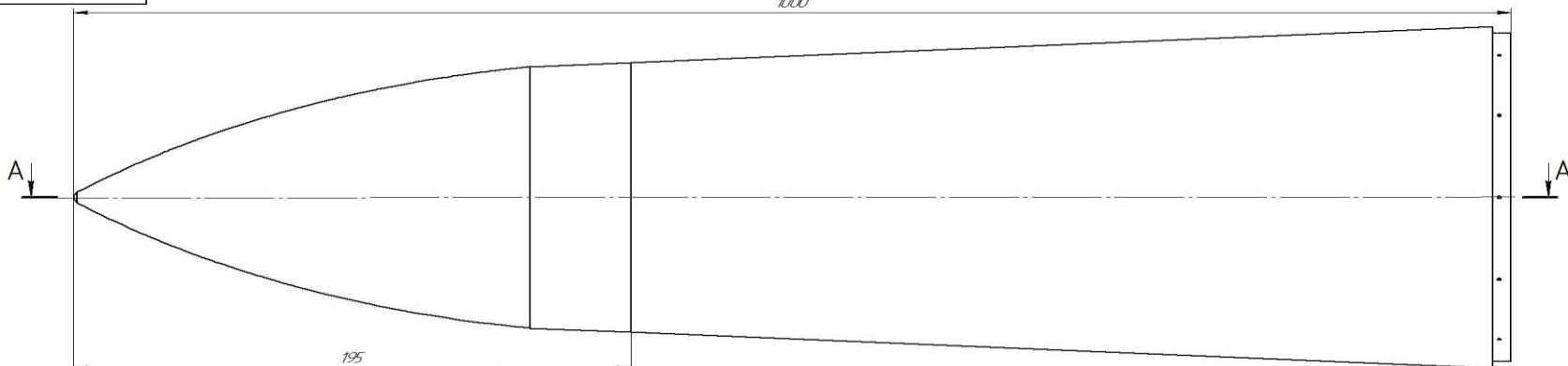
Форми згинальних коливань виро́бу

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



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

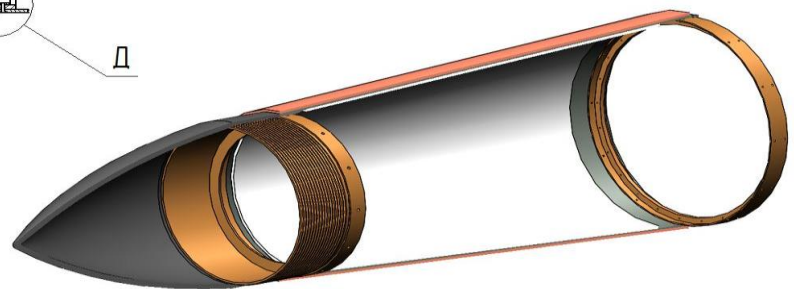
					AKm9103.30.03.00.05 IM			
Нам	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Вибір аеродинамічного модеру на власній частоті ракети	Лист	Масса	Модифікація
Розроб		АКм9103.30.03.00.05				Лист 5	Листов 6	
Техніч		Лист 8/8				КПІ ім. Ігоря Сікорського		
						Київ, Кі		
Акцепт		Модифікація 01					AK-91m	
Згод								



Формат	Лист	Поз	Обозначение	Наименование	Кол	Примечание
				Сборочные единицы		
	1			Обтікач	1	
	2			Стиковацій профіль	1	
	3			Обшивка	1	
	4			Зовнішнє ТЗП	1	
	5			Внутрішнє ТЗП	1	
	6			Пояс шпангоута	1	
				Стандартные изделия		
	7			Кутник 410001 ГОСТ 3737-90	2	
	8			Гвинт М2,5Х8 ГОСТ 17475-80	36	
	9			Заклепка 2х6 ГОСТ 10299-80	1	

1. ВШ – 27 (поз.4) наноситься на обшивку (поз.3) методом напильника.
2. Внутрішнє ТЗП (поз. 5) приклеїти до внутрішньої поверхні обшивки (поз.3) за ОСТ 1 41576-86.
3. Обтікач (поз.1) приклеїти до стикового профіля (поз.2) за ОСТ 1 41576-86.

3D модель носової частини



Висновки

1. Сформовано методику для розрахунку аеродинамічного нагріву з урахуванням абляції та проведено її верифікацію шляхом порівняння з експериментальними даними із відкритих джерел для виробів різних класів, що відрізняються формою головної частини, калібром, діапазоном швидкостей польоту, конструкційними матеріалами та наявністю ТЗП. Розбіжність становить $\leq 15\%$.
2. Використання в якості теплозахисту носової частини ракети абляційного покриття 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.
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.

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.