

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

**Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**Дипломний проєкт  
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»  
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
на тему: «Використання розумних матеріалів в конструкціях літальних  
апаратів»**

Виконав:

студент (ка) IV курсу, групи ВЛ-72

Коломієць Кіріл Ігорович \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, кандидат наук, доцент кафедри КІ,

Мариношенко Олександр Петрович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент, кандидат технічних наук,

Маринич Юрій Михайлович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цьому дипломному  
проєкті немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України  
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут (факультет) аерокосмічних технологій  
(повна назва)

Кафедра авіа- та ракетобудування  
(повна назва)

Рівень вищої освіти — перший (бакалаврський)

Напрямок підготовки 134 Авіа- та ракетобудування  
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

В.В. Кабанячий  
(підпис) (ініціали, прізвище)

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ  
на дипломний проект студента**

Коломійця Кіріла Ігоровича

(прізвище, ім'я, по батькові)

**1. Тема проекту:** Використання розумних матеріалів в конструкціях літальних апаратів

керівник проекту Мариношенко Олександр Петрович, кандидат наук,  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)  
доцент кафедри КІ

затверджені наказом по університету від «\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 року № \_\_\_\_\_

**2. Термін подання студентом проекту:** 14 червня 2021 р.

**3. Вихідні дані до проекту:** \_\_\_\_\_

1. Перелік сплавів з ефектом пам'яті форми.

2. Конструктивні та кінематичні схеми застосування розумних (смарт) матеріалів в елементах конструкції літальних апаратів.

3. Варіанти виконання закінцівок крила ЛА

**4. Зміст пояснювальної записки:** \_\_\_\_\_

1. Огляд сучасного стану в області використання сплавів з пам'яттю форми при виробництві елементів сучасних ЛА

2. Розробка конструкції керованої закінцівки крила ЛА.

3. Доведення ефективності використання керованої закінцівки (аеродинамічний розрахунок при здійсненні різних режимів польоту ЛА)

4. Проектування виконавчого пристрою. Вибір температурних режимів керування.

5. Кінематичний аналіз системи керування конструкції, що містить елементи виготовлені з використанням сплавів з пам'яттю форми.

## 5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо)

5.1. Огляд сучасного стану

5.2. Розробка конструкції керованої закінцівки крила ЛА.

5.3. Аеродинамічний розрахунок при здійсненні різних режимів польоту ЛА

5.4. Проектування виконавчого пристрою.

5.5. Кінематичний аналіз системи керування конструкції

## 6. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021 р

### КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Огляд сучасного стану в області використання сплавів з пам'яттю форми при виробництві елементів сучасних ЛА.	до 29.03.2021 р.	
2.	Розробка конструкції керованої закінцівки крила ЛА.	до 12.04.2021 р.	
3.	Доведення ефективності використання керованої закінцівки (аеродинамічний розрахунок при здійсненні різних режимів польоту ЛА).	до 30.04.2021 р.	
4.	Проектування виконавчого пристрою. Вибір температурних режимів керування.	до 5.05.2021 р.	
5.	Кінематичний аналіз системи керування конструкції, що містить елементи виготовлені з використанням сплавів з пам'яттю форми.	до 15.05.2021 р.	
6.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів.	до 10.06.2021 р.	
7.	Перевірка на плагіат.	до 13.06.2021 р.	
8.	Захист.	з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р	

Студент

(підпис)

*Кіріл КОЛОМІЄЦЬ*

(імя, прізвище)

Керівник проекту

(підпис)

*Олександр МАРИНОШЕНКО*

(імя, прізвище)

## **Анотація**

Пояснювальна записка до ДП «Використання розумних матеріалів в конструкціях літальних апаратів» містить 76 аркушів тексту, 14 ілюстрацій та 7 бібліографічних посилань.

Мета проєкту - розробка керованої закінцівки безпілотного літального апарату з використанням сплавів з пам'яттю форми.

В результаті виконаного огляду даних по розробці та використанню технології «розумних» матеріалів, сформульовано стан проблеми і напрямок її вирішення. Розглянуто особливості закінцівки крила, детально викладені результати аеродинаміки характеристики, робочого проєктування та кінематичного аналізу механізму приводу. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проєкту та визначено шляхи його реалізації.

В роботі використані методи комп'ютерного моделювання з урахуванням можливості серійного виробництва.

Результати роботи можуть бути використані при розробці технічної документації до проєкту безпілотного літального апарату.

**Ключові слова:** сплави з пам'яттю форми, зміна форми, підйомна сила, сила опору, крило, закінцівка.

## **Abstract**

Explanatory Note to DP «The use of smart materials in aircraft designs» contains 76 pages of text, 14 illustrations, and 7 references.

The purpose of the project - development of a controlled winglet of an unmanned aerial vehicle using shape memory alloys.

As a result of the review of data on the development and use of technology of "smart" materials, the state of the problem and the direction of its solution are formulated. Features of a wing end are considered, results of aerodynamics of the characteristic, working designing and the kinematic analysis of the drive mechanism are in detail stated. On the basis of the performed analysis the TOR to the project is formed and ways of its realization are defined. In the widely used computer modeling techniques with the possibility of mass production.

The methods of computer modeling taking into account the possibility of mass production are used in the work.

The results of the work can be used in the development of technical documentation for the project of an unmanned aerial vehicle.

**Keywords:** shape memory alloys, shape change, lifting force, resistance force, wing, winglet.

## ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення			Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4				Завдання на дипломний проєкт	2	
2	A4	ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ			Пояснювальна записка	70	
3	A1	ВЛ7211.16.00.00.01ІМ			Огляд сучасного стану	1	
4	A1	ВЛ7211.16.23.00.02ЗВ			Розробка конструкції керованої закінцівки крила ЛА	1	
5	A1	ВЛ7211.16.20.00.03РР			Аеродинамічний розрахунок при здійсненні різних режимів польоту	1	
6	A1	ВЛ7211.16.00.00.04СК			Проектування виконавчого пристрою	1	
7	A1	ВЛ7211.16.00.00.05РР			Кінематичний аналіз системи керування конструкції	1	
					ВЛ7211.16.00.00.00.00		
		ПІБ	Підп.	Дата			
Розробив	Коломієць К.І.				Відомість дипломного проєкту	Аркуш	Аркушів
Перевірів	Мариношенко О.П.					1	1
						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. ВЛ-72	
Н.контр.	Поваров С.А.						
Зав.каф.	Кабанячий В.В.						

# **Пояснювальна записка до дипломного проєкту**

**на тему: «Використання розумних матеріалів в конструкціях літальних  
апаратів»**

Київ – 2021 рік

## Зміст

Перелік умовних скорочень.....	4
ВСТУП.....	5
1. ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ В ОБЛАСТІ ВИКОРИСТАННЯ СПЛАВІВ З ПАМ'ЯТТЮ ФОРМИ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ ЕЛЕМЕНТІВ СУЧАСНИХ ЛА.....	8
1.1. Загальний опис сплавів з ефектом пам'яті форми.....	8
1.2. Основні характеристики ефекту пам'яті форми.....	11
1.3. Поведінка SMA.....	13
1.4. Застосування SMA на крилах. Експериментальні дослідження та теорії висунуті в їх ході.....	15
1.5. Космічні програми.....	29
Висновки по розділу.....	37
2. РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ КЕРОВАНОЇ ЗАКІНЦІВКИ КРИЛА ЛА.....	39
2.1. Розуміння індуктивного опору.....	40
2.2. Переваги та функціонал закінцівок крила.....	41
2.3. Структура і компонування закінцівок.....	46
2.4. Безпосередня розробка конструкції.....	48
Висновки по розділу.....	51
3. ДОВЕДЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВИКОРИСТАННЯ КЕРОВАНОЇ ЗАКІНЦІВКИ (АЕРОДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК ПРИ ЗДІЙСНЕННІ РІЗНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ ЛА).....	52
Висновки по розділу.....	57
4. ПРОЕКТУВАННЯ ВИКОНАВЧОГО ПРИСТРОЮ. ВИБІР ТЕМПЕРАТУРНИХ РЕЖИМІВ КЕРУВАННЯ.....	58
4.1. Теоретичні відомості для проектування.....	58
4.2. Проектувальний розрахунок.....	61
Висновки по розділу.....	64
5. КІНЕМАТИЧНИЙ АНАЛІЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ, ЩО МІСТИТЬ ЕЛЕМЕНТИ ВИГОТОВЛЕНІ З ВИКОРИСТАННЯМ СПЛАВІВ З ПАМ'ЯТТЮ ФОРМИ.....	65
Висновки по розділу.....	67

					<b>ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ</b>			
Змін.	Арк.	№ документ.	Підпис	Дата				
Розробив		Коломієць К.І.			Використання «розумних» матеріалів в конструкціях літальних апаратів	Літ.	Аркуш	Аркушів
Керівник		Мариношенко О.П.						70
						КПІ ім. Ігоря Сікорського		
Н. кон.		Поваров С.А.				Каф.АРБ Гр.ВЛ-72		
Затв.		Кабанячий В.В.						



ВИСНОВОК.....	68
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	70

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		3

## Перелік умовних скорочень

SMA – Shape memory alloy (сплав з пам'яттю форми);

VGC – Variable geometry chevron (задня кромка зі змінною геометрією);

WATE – Winglet Active Trailing Edge (змінна задня кромка закінцівки крила);

ВПС – військово-повітряні сили;

БПЛА – безпілотний літальний апарат.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						4
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

## Вступ

До відносно недавнього часу більшість періодів технологічного розвитку були пов'язані зі змінами у використанні матеріалів (наприклад, кам'яний, бронзовий та залізний віки). Більше того, останніми роками рушійна сила технологічних змін багато в чому схилилася в бік інформаційних технологій. Це добре видно з того, як невимогливий мікропроцесор вбудував інтелект у повсякденну побутову техніку. Однак важливо зазначити, що ІТ-епоха не залишила інженерні матеріали недоторканими, і це злиття між дизайнерськими матеріалами та силою зберігання інформації та обробка призвела до нового сімейства інженерних матеріалів та конструкцій.

Більшість звичних інженерних матеріалів та конструкцій донедавна були "німими". Вони були попередньо розраховані та/або розроблені, щоб запропонувати лише обмежений набір реакцій на зовнішні подразники. Такі реакції, як правило, неоптимальні для будь-якого окремого набору умов, але «оптимізовані» для найкращого виконання цілого ряду сценаріїв, до яких матеріал або структура може бути застосована. Наприклад, крило літака повинне бути оптимізоване для зльоту та посадки, швидкого та повільного польоту тощо. Однак, незважаючи на часткове додавання цих конструкцій у вигляді додаткової підйомної поверхні, яку ми бачимо розгорнутою, коли кожен пасажирський літак підходить до аеропорту, такі інженерні компоненти не є повністю оптимізованими для будь-якого окремого набору умов польоту.

Подібним чином, вдосконалені композити, такі як армовані склом та вуглецевим волокном пластмаси, які часто вважають найбільш гнучкими технічними матеріалами з часів їх властивості (включаючи міцність і жорсткість) можуть бути адаптовані відповідно до вимог їх кінцеве застосування, може бути адаптоване лише до однієї комбінації властивостей.

Деякі матеріали та конструкції можна назвати «чуттєвими» пристроями. Це структури, які можуть відчувати своє середовище та генерувати дані для використання у системи моніторингу здоров'я та викристання. На

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						5
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

сьогоднішній день найбільш відоме застосування цієї системи знаходиться в аерокосмічній галузі, в таких областях, як перевірка літаків.

Термін «зміна форми» походить від грецького слова «морфос», що означає «форма». У сучасному розумінні зміна форми вказує на здатність трансформувати геометрію або структуру об'єкта. Під час виконання польотів літаки потрапляють у різні ситуації з відповідними цілями та вимогами. Розглянемо, на прикладі злітного і круїзного (нормального) режимів польоту. Загальна ідея крила зі змінною формою полягає в тому, щоб адаптувати свої геометрію і аеродинаміку до кожної умови польоту для отримання кращих показників, таких як радіус, дальність польоту, керованість літального апарату і т.д. Вартість і складність проектування, виготовлення та обслуговування можуть також зменшуватися за допомогою заміни конкретних елементів конструкцій літаків, з урахуванням цілей, на однотипні елементи з можливістю зміни форми. Найбільш економічним рішенням є заміна цілого парку різнотипних літаків на один – з можливістю зміни форми, здатний на використання при різних задачах та умовах польоту, на відміну від флоту з кількох типів літаків, кожен з яких призначений для конкретної мети.

Традиційний літак оптимізований лише для однієї або двох умов польоту (задач літака), а не для всього спектру. На відміну від традиційних літаків, крила птаха можуть підлаштовуватись, щоб забезпечити оптимальну продуктивність в будь-яких умовах польоту. Будь-яка зміна конфігурації конструкції повітряного судна, зокрема крила, впливає на аеродинамічні характеристики, і для кожного стану польоту можна отримати оптимальні форми.

Технології зміни форми пропонують аеродинамічні переваги для літака в широкому діапазоні умов польоту. Переваги літака з можливістю зміни форми засновані на припущенні, що додаткова вага компонентів цієї технології є прийнятною. Традиційні механічні та гідравлічні системи не вважаються вдалим вибором для технології зміни форми літаків. «Розумні» матеріали та

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						6
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

конструкції мають переваги високої щільності енергії, простоти управління, змінної жорсткості та здатності витримувати великі деформації. Ці характеристики пропонують дослідникам та конструкторам нові можливості для проектування літаків з можливістю зміни форми конструкції.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						7
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

# 1. Огляд сучасного стану в області використання сплавів з пам'яттю форми при виробництві елементів сучасних ЛА

## 1.1. Загальний опис сплавів з ефектом пам'яті форми

Термін «розумні структури» або «розумні матеріали» зазвичай використовується для конструкцій, які мають здатність пристосовуватися до умов навколишнього середовища відповідно до вимог проектування. Як правило, такі пристосування проектуються і виконуються з метою підвищення ефективності або безпеки конструкції. Поєднуючи «розумні структури» із прогресом, досягнутим в матеріалознавстві, інформаційних технологіях, науці вимірювань, датчиках, виконавчих механізмах, обробці сигналів, нанотехнологіях, кібернетиці, штучному інтелекті та біоміметиці, можна говорити про розумні інтелектуальні структури (використання розумних матеріалів). Іншими словами, про конструкції, що здатні відчувати навколишнє середовище, самостійно діагностувати свій стан та адаптуватися таким чином, щоб зробити конструкцію більш корисною та ефективною.

Концепція «розумних» конструкцій літальних апаратів пропонує значні поліпшення таких показників, як загальна вага літака, собівартість виробництва та, насамперед, експлуатаційні витрати завдяки інтеграції системних завдань у завантажену структуру. Це також допомагає поліпшити життєвий цикл літака та зменшити його обслуговування. Окремі концепції зміни форми також мають здатність зменшувати шум, створюваний планерами, а отже, зменшувати ефект шуму повітряного руху поблизу аеропортів. Крім того, зменшення круїзного опору позитивно впливає на споживання палива та необхідне зливне навантаження на паливо.

Сплави з пам'яттю форми - це метали, здатні відновити задану форму просто під час нагрівання до критичної температури перетворення. Фізичний принцип, на якому вони базуються, полягає в особливому мартенситному перетворенні (термопружному), що відбувається в деяких металевих сплавах. Список включає, але не обмежується, NiTi, CuAlNi, CuZnAl, AuCd та багато

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						8
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

інших. Бюлер та співавтори в 1963 р. першими засвідчили ефект пам'яті форми у майже еквіатомних сплавах Ti-Ni. Ефект пам'яті форми був виявлений раніше в Au-47,5% Cd та In-Ti, але не привернув уваги дослідників. Навпаки, еквіатомні сплави Ni-Ti стали популярними завдяки Військово-морській артилерійній лабораторії, звідти пішла і назва сплаву Нітинол. Реальне розуміння явищ, що відбувались під час мартенситного перетворення, прийшло не одразу. Основна причина може бути пов'язана зі складністю фазової діаграми Ti-Ni (рис. 1) та утворенням безлічі осадів при певних термічних обробках (TiNi, Ti<sub>2</sub>Ni, TiNi<sub>3</sub>, Ti<sub>2</sub>Ni<sub>3</sub>, Ti<sub>3</sub>Ni<sub>4</sub>). Більше того, R-фазова (ромбоєдрична) трансформація, яку вважають домартенситним явищем, виникає за певних умов при охолодженні. Тепер встановлено, що сама R-фаза є мартенситним перетворенням і змагається з послідовним мартенситним перетворенням. Завдяки чудовим механічним властивостям, стійкості до корозії та стирання сплави пам'яті форми Ni-Ti широко використовуються у багатьох технологічних програмах: стент, напрямний провід, антена для мобільних телефонів, кавоварка, ортодонтичний дріт, клапан для кондиціонера та багато інших.

Було проведено багато досліджень щодо збільшення аеродинамічної якості, а також для розробки літака, який може ефективно літати при різних режимах польоту для різноманітних місій. Типи крил зі змінною формою можна класифікувати за двома призначеннями. Перше - зміна форми крила для оперування умовами польоту або для покращення мобільності. Ці літальні апарати можуть виконувати кілька льотних місій, яких важко досягти за допомогою фіксованої форми крила. Друге призначення – це максимізація аеродинамічної ефективності, за допомогою зміни секції (або секцій), що викликає аеродинамічні втрати. Відхилення контрольних поверхонь, таких як закрилки, виконувалося і досі виконується в переважній більшості літальних апаратів спеціальними стрижневими системами, електроприводами, п'єзоелектричними приводами тощо. Але на сьогоднішній день доцільніше

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						9
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

відхилення здійснювати за допомогою «приводі пам'яті форми», які є легшими і простішими за структурою і зменшують складність конструкції. Це дозволяє виконати суцільну геометричну форму поверхні, що збільшує аеродинамічну ефективність літального апарату.

Оскільки технологія зміни форми знаходиться на початковій стадії розробки, матеріали та конструкції повноцінної зміни форми все ще проходять етапи досліджень та інтеграцій. Зміна форми в конструкції повітряних суден та супутні їй технології мають потенціал впровадження революційних розробок в авіаційну сферу. Це запровадить важливе вдосконалення механізмів контролю, продуктивності, характеристики, економія палива та вага літаків із нерухомими крилами. У наступному десятилітті вимоги до продуктивності польоту, швидше за все, будуть рівномірно зростати і удосконалюватись, що вимагатиме нестандартних рішень. Зміна форми конструкцій повітряних транспортних засобів введе революційні розробки в галузі авіації.

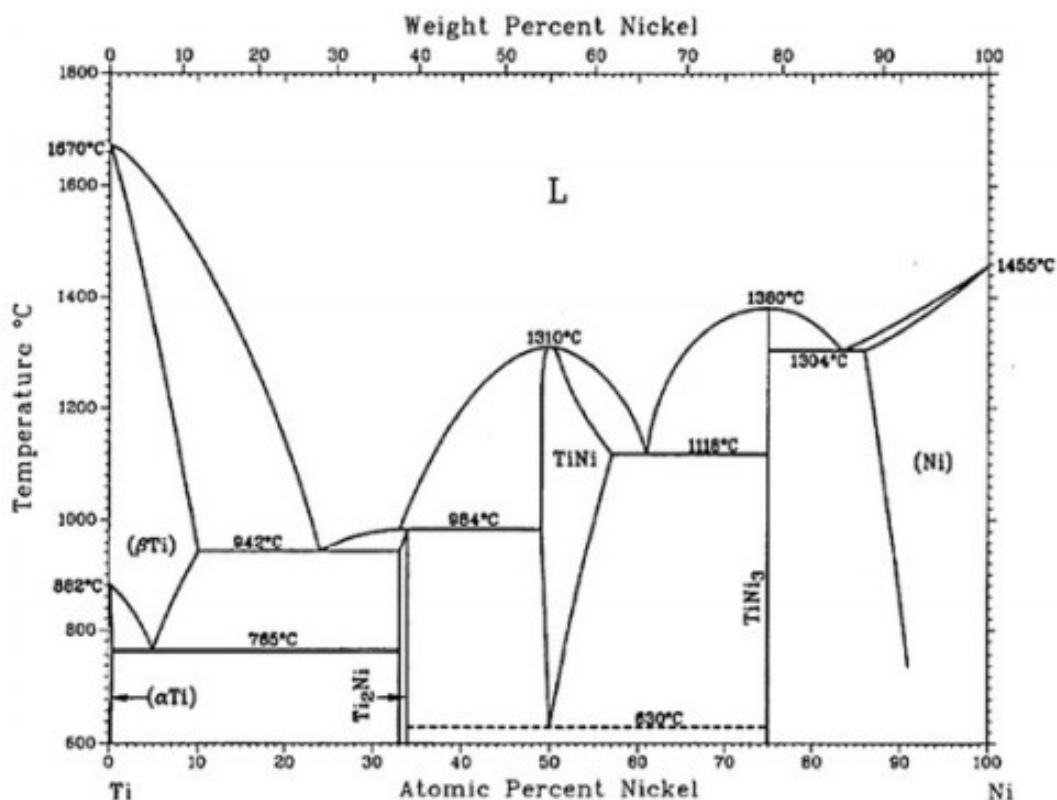


Рис. 1. Фазова діаграма сплаву Ti-Ni



## 1.2. Основні характеристики ефекту пам'яті форми

Фаза трансформації SMA унікальна, оскільки така трансформація супроводжується значними відновлюваними напруженнями, які можуть призвести до істотних внутрішніх зусиль, коли елемент матеріалу достатньо обмежений. Такі напруження називають трансформаційними і вони є доповненням до стандартних термопружних деформацій. Через їх здатність відновлювати напруження при наявності зусиль, SMA включаються в клас матеріалів, відомих як активні матеріали, які також включають п'єзоелектрики, магніторестриктивні матеріали, і формують полімери пам'яті, серед інших. SMA забезпечують високі сили спрацьовування та переміщення порівняно з іншими активними матеріалами, хоча і на відносно низьких частотах.

Сплави з ефектом пам'яті форми характеризуються тим, що в пластично деформованому стані відновлюють свою первісну форму безпосередньо зі зняттям навантаження або після нагрівання. Суть цього явища полягає в наступному: в початковому стані в матеріалі існує певна структура. Під впливом деформації зовнішні шари матеріалу витягуються, а внутрішні стискаються (середні залишаються без змін). Ці витягнуті структури – мартенситні пластини. Незвичайним є те, що в матеріалах з пам'яттю форми мартенсит термопружний. Після нагріву починає проявлятися термопружність мартенситних пластин (рис. 2), тобто виникає внутрішня напруга, яка прагне повернути структуру до вихідного стану, а саме стиснути витягнуті пластини і розтягнути стислі. Оскільки внутрішні витягнуті пластини стискаються, а внутрішні розтягуються, матеріал в цілому проводить автодеформацію в зворотному напрямку і відновлює свою вихідну структуру, а разом з нею і форму.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		11

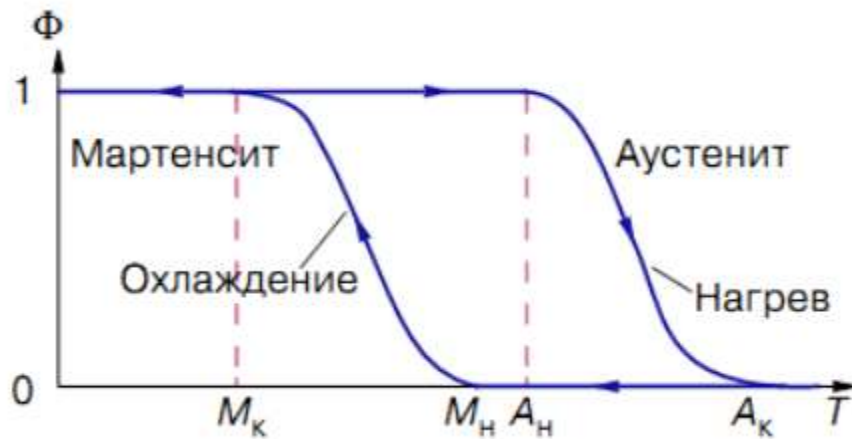


Рис. 2. Процес фазового переходу з аустеніту в мартенсит і навпаки

Відновлення, здавалося б, постійної деформації спостерігається під час роз'єднання, що пов'язане з явищем, відомим як безнапруговий ефект пам'яті форми. Природу ефекту пам'яті форми можна краще зрозуміти, розглядаючи процес, зображений на фазовій діаграмі, що схематично показана на рисунку 3.

Іншим явищем, тісно пов'язаним з ефектом пам'яті форми, є надпружні властивості матеріалу, який був навантажений до напруги, що значно перевищує межу міцності, - повне відновлення первинної форми після зняття навантаження.

Незважаючи на такі унікальні властивості матеріалів з ефектом пам'яті форми актуальним є більш детальне вивчення таких сплавів і створення нових. Головним недоліком таких сплавів є висока вартість і складність отримання з використанням спеціального вакуумного обладнання. Тому на сьогоднішній день є актуальним спростити спосіб отримання сплавів з пам'яттю форми і замінити дорогі складові хімічного складу сплаву на більш доступні зі збереженням унікальних експлуатаційних властивостей на високому рівні.

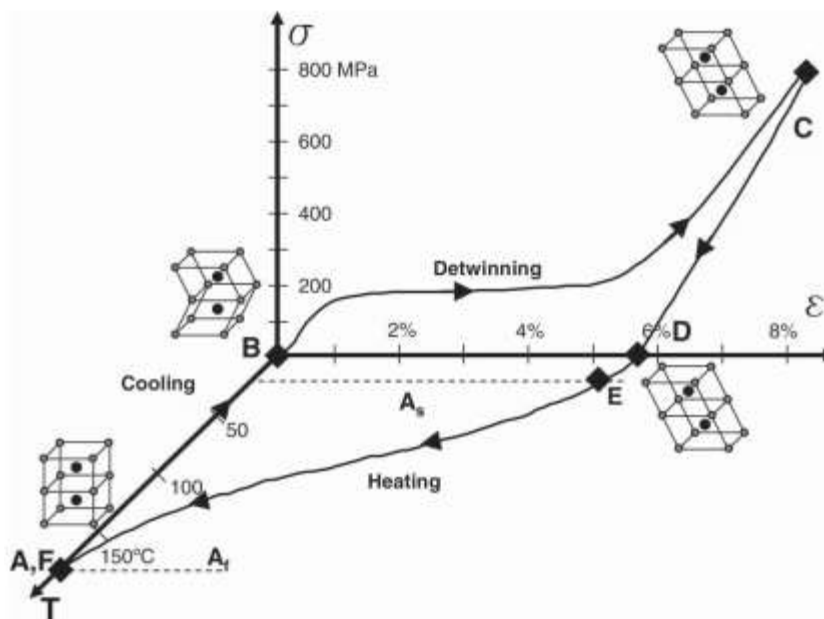


Рис. 3. Експериментальна крива, що показує залежності основних характеристик сплаву з пам'яттю форми NiTi

Незважаючи на те, що вони працюють вже понад півстоліття, нові застосування сплавів з пам'яттю форми все ще досліджуються. Багато з цих застосувань використовуються для задоволення потреб біомедичної промисловості, а інші призначені для використання в споживчих продуктах. Однак аерокосмічна галузь активно розвиває нові технології SMA, а також їх інтеграцію в існуючі системи. Компонент SMA, як елемент конструкції або приводу, може ефективно знизити складність системи порівняно з тією ж системою, що виконана зі стандартною технологією (електромеханічною або гідравлічною).

### 1.3. Поведінка SMA

Вкрай спрощеним чином, основними фазами, що беруть участь у SMA, є стабільність аустеніту при більш високій температурі (вихідна фаза) та мартенсит при стабільності при нижчій температурі з тетрагональною або моноклінною структурою. Багато кривих напружень і деформацій, отриманих під час випробувань на розтяг сплаву Ti-50.6Ni при різних і постійних температурах, представлені на рисунку 4, що підкреслює механічну поведінку

від низької температури до високої температури. При нижчих температурах (рис. 4 (a – i)) очевидний ефект пам'яті форми: після початкової лінійної стадії видно плато напружень, за яким слідує залишкові деформації при розвантаженні. Після цього відновлення форми (не показано на графіку) при нагріванні починається з температури початку формування аустеніту ( $A_s$ ) і закінчується при температурі закінчення формування аустеніту ( $A_f$ ). При температурах, вищих ніж  $A_f$  (рис. 4 (j – p)), аустеніт - єдина стабільна фаза. Поведінка при розтягуванні демонструє шлях навантаження з плато при більших напруженнях, ніж у мартенситній фазі. Під час розвантаження штамп повністю відновлюється, і доводиться класична діаграма типу прапорця, без необхідності подальшого нагрівання. Чим вища температура, тим вищий рівень навантажень.

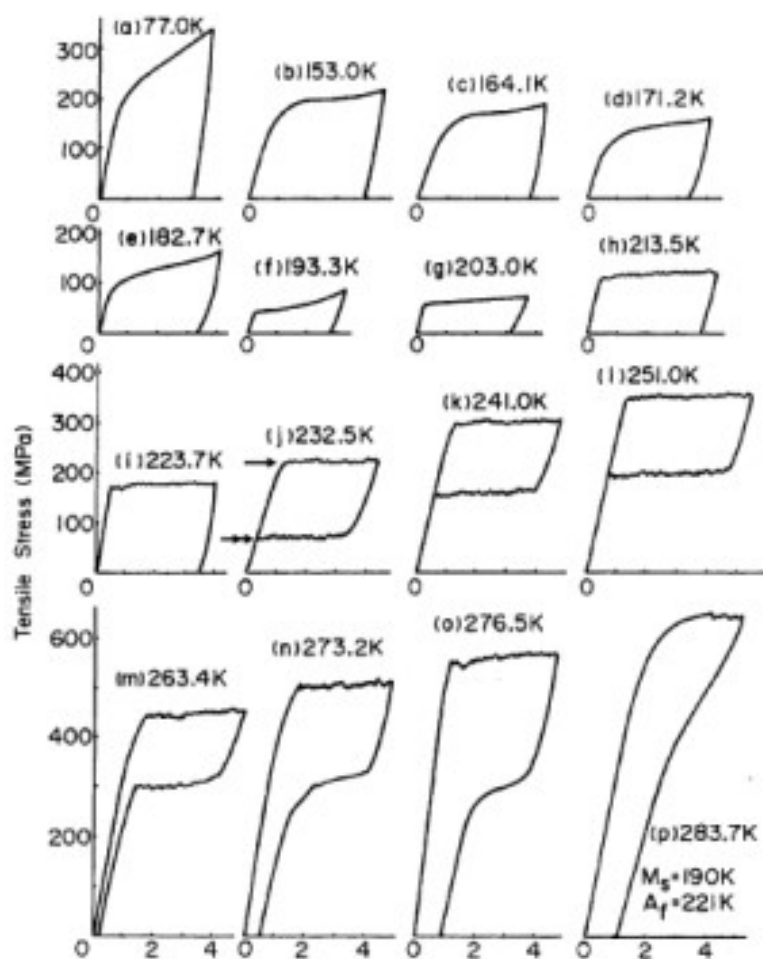


Рис. 4. Криві напружень і деформацій, отримані під час випробувань на розтяг сплаву Ti-50.6Ni при різних і постійних температурах

Аерокосмічна промисловість активно шукає нові рішення та додатки, засновані на інтеграції SMA у реальні технології, а також на визначенні та розробці нових. Прийняття SMA дозволяє збільшити простоту систем, а також зменшити вагу та обсяг таких активних пристроїв, що дозволяє досягти більш компактних конструкцій. SMA є привабливими як вирішення складних інженерних проблем, поряд з високими напруженнями спрацювання та деформаціями завдяки своєму внутрішньому великому співвідношенню потужність/вага. Інтеграція виконавчих механізмів та конструкцій означає, що можна досягти високої надійності та компактних конструкцій, надійних також для великої кількості циклів активації. Системи, що активуються з допомогою SMA, широко використовуються у багатьох дослідженнях замість стандартних систем спрацювання: гідравлічних та електричних.

#### **1.4. Застосування SMA на крилах. Експериментальні дослідження та теорії висунуті в їх ході**

З часу перших пілотованих польотів пройшло більше століття, рівень технологій в авіаційній галузі сильно виріс з часів перших досліджень. Тепер ця галузь є невід'ємною частиною сучасної транспортної системи та важливим фактором економіки. Протягом усього часу ця галузь характеризується технічним вдосконаленням; спочатку для досягнення фізичних можливостей подолання сили тяжіння, а пізніше спрямована на поліпшення економічних показників та екологічної сумісності. Основна проблема в проектуванні літаків виникає через велику варіацію цілей і задач з різними вимогами та різними фазами польоту. Звичайні конструкції можуть бути оптимізовані лише для однієї конкретної проектною задачі, яка зазвичай вибирається посередині польотної розробки. Таким чином, більшу частину часу сучасні літаки експлуатуються лише за певних умов, які вказані в проекті, що знижує їх ефективність.

Зміна форми крил в літаках - це практичне рішення, що включає конструктивні модифікації, так що необхідні технічні характеристики можуть

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						15
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

бути виконані в різних умовах використання. Деякі переваги можна побачити в наступному: збільшена швидкість, зниження енергоспоживання, контроль по крену та зміна геометрії камери згоряння. З іншого боку, зміна форми, як правило, пов'язана з такими недоліками, як розрив поверхні і надмірна вага через необхідні структури управління. Прийняття правильних рішень щодо встановлення елементів зі сплавів з пам'яттю форми та відповідних механізмів означає, що деякі з цих недоліків можна подолати.

Розумні конструкції з активним контролем форми дають можливість розширити можливості проектування і значно підвищити ефективність. Необхідність у застосуванні технології розумних структур відповідає несприятливим вимогам при проектуванні конструкцій. Основним структурним завданням крила є передача навантаження від аеродинамічного тиску та інерційних сил. Конструкції з легкою вагою вимагають високої межі міцності. Зосередження на цьому, а також безпечна протифлатерна конструкція, призводять до дуже жорстких конструкцій. Перевага приводів над пасивними структурами визначається відношенням жорсткості між активними і пасивними компонентами. Отже, крила літальних апаратів можуть отримати досить багато переваг від розумних конструкцій, але є нюанси та необхідність допрацювань для інтегрування цієї технології.

Програми «Розумне крило» та «Демонстрація системи управління розумними і повітряними та морськими руховими системами» (SAMPSON) - найвідоміші проекти, що займаються дослідженнями нерухомих крил, визнані Агентством оборонних дослідницьких проектів. Перша була розроблена для використання таких розумних матеріалів, як підйомні пристрої, завдяки питомій потужності та щільності потужності приводів SMA у порівнянні з традиційними електромеханічними. Другий мав головну мету розробити нові розумні матеріали за доступною ціною і стосувався конструкцій, що адаптують форму для літаків. Зокрема, у проекті SAMPSON досліджували моделі для зміни форми на повітрозабірниках газотурбінних установок для

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		16

застосування в надзвукових літаках. Досліджено також нову заявку на використання гідродинамічної системи маневрування, що застосовуватиметься у морському русії. Ефект пам'яті форми був використаний для забезпечення спрацьовування за допомогою відновлення форми. Основною метою було показати можливість прийняття SMA для модифікації орієнтації та геометрії в різних русійних пристроях.

Програма SAMPSON була розроблена для демонстрації корисності активних матеріалів при вживлянні у початкову геометрію та різній орієнтації систем двигунів. Експериментальна перевірка була на повномасштабній моделі F-15. Перша серія випробувань в аеродинамічній трубці була проведена на високій швидкості тестування об'єкта антагоністичною системою, в якій один кабель з використанням SMA встановлений навпроти іншого. Тут SMA використовувалися для того, щоб повернути вхідний обтікач з метою зміни його навколосекційної площі. Два протилежних кабелі з SMA були використані для дії у двох напрямках, з нагріванням одного кабелю, що створювало відновлення форми і тим самим роз'єднання ненагрітого кабелю. Після того, як розігрітому кабелю дозволили охолонути, раніше від'єднані кабелі потім нагрівали, і відбувалося зворотна дія. Комплекти SMA, що складаються з 34 проводів/стрижнів, були використані для створення сили 26700 Н і виконання повороту повітрозабірника (рис. 5) на 9°.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						17
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 5. Повітрозабірник F-15, протестований на об'єкті «NASA Langley»

З раних «теплових двигунів», інженери та інші винахідники в багатьох галузях розробляють способи перетворення теплової енергії в механічну роботу через кристалографічну фазу зміни SMA, які зараз застосовуються вже протягом кількох десятиліть. Одним з найбільш відомих Ці ранні застосування були гідравлічні труби зчеплення використовується на F-14 в 1971 році. З того часу дизайнери продовжували використовувати як форму, так і пам'яті та псевдоеластичних ефектів SMA у розв'язку інженерні проблеми в аерокосмічній галузі. Такі впровадження технології SMA охопили такі галузі, як літаки з нерухомим крилом, гвинтокрили і космічні апарати; роботи тривають у всіх трьох з цих напрямків.

Зміна форми крила в літаках є практичним рішенням, що включає структурні модифікації, щоб технічні характеристики могли бути виконані в різних умовах. Деякі з переваг є такими: збільшення швидкості, зниження енергоспоживання, керування креном, і зміна кривизни профілю. З іншого боку, зміна форми, як правило, пов'язана з недоліками такими, як поверхнева розривність і надмірної ваги за рахунок необхідних контрольних систем. Застосування певних рішень та відповідних механізмів для використання



технології пам'яті форми може допомогти у подоланні цих недоліків. Деякі приклади крил із можливістю зміни форми наведені на рисунку 6.

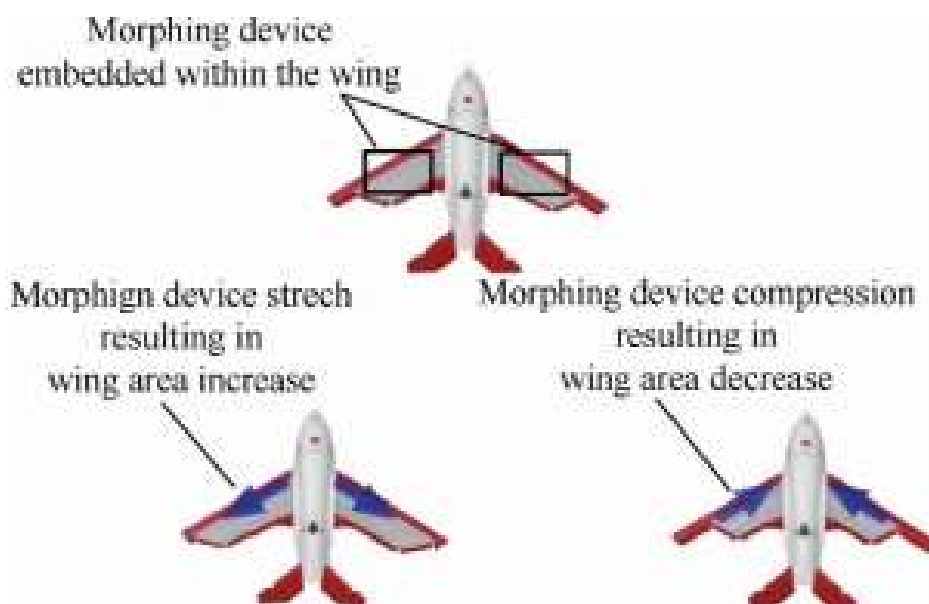


Рис. 6. Застосування деяких пристроїв для зміни форми на крилах літаків

Також була зосереджена увага на проєкті щодо зменшення шуму в аеропортах, що генерується літаками, які відлітають. Було продемонстровано, що використання аеродинамічних пристроїв, більш відомих як шеврони, на задньому краї випускного сопла (як на первинному, так і на вторинному потоці вихлопних газів) може зменшити струмінь шуму під час зльоту завдяки відповідному перемішуванню потоків. Внаслідок вторинного відкривання сопла, занурені в потік вентилятора шеврони демонструють зменшення тяги та збільшення опору під час нормального режиму польоту. З цих причин оптимальним рішенням був шеврон зі змінною геометрією (англ. Variable Geometry Chevron, скор. VGC). На основі компонентів SMA VGC демонструє повний вигин під час зльоту та посадки з мінімальним відхиляючим потоком під час нормального режиму польоту, щоб підвищити ефективність та забезпечити зниження шуму. Система містить активні вузли SMA, укладені в складний футляр. Активація вузлів SMA дозволяє задану силу згинання на шевронну структуру, щоб зменшити шум. Boeing випробував у польоті

запропоноване рішення з використанням активних елементів SMA (рис. 7). В кінці дослідження були зіставлені результати експериментів та моделювання. Зміщення наконечника і деформація шеврона були проаналізовані, зосереджуючи увагу на профілі приводу. Розроблена модель може бути корисним інструментом для прогнозування механічного спрацювання такої системи, яка зазнає попередньо визначених збурень тепловими потоками. Придатні системи для використання в повсякденному житті все ще перебувають у стадії розробки.



Рис. 7. Шеврон з технологією зміни форми

Поняття зміни форми поділяються на три рівні: низький, середній і високий. Чим вище рівень, тим більша вага, введена концепцією зміни форми. У цьому законі найвищі досяжні виступи змінних крил порівнюються зі звичайними крилами. 2D концепції зміни форми (тобто на рівні профілю крила) легше виробляти і збирати в порівнянні з 3D зміною форми, так як тільки частина крила піддається конструктивним модифікаціям. Крім того, 2D концепції зміни форми обіцяють більш високу надійність у порівнянні з 3D

концепціями, оскільки пристрій (привід) для зміни форми не є основною несучою структурою змінного крила.

Зміна кривизни крила може мати корисні властивості для управління повітряним транспортним засобом під час, наприклад, етапів зльоту і посадки. Це, в свою чергу, змінить розподіл підйомної сили по крилу. Більшість концепцій зміни форми, призначених для 2D-конфігурацій, хоча різноманітні в їх реалізації, працюють, в основному, щоб змінити кривизну. Варіація кривизни крила може відбуватися локально, як у випадку зміни форми на носовій або хвостовій його частині, або глобально, все крило діє як єдиний привід для керування.

У звичайній конфігурації, при якій створюється висока підйомна сила, рейки розгортаються для досягнення більш високого коефіцієнта підйому ніж досяжні для чистої конфігурації крила. Тим не менш, загально відомо, що прогалини між рейками на передньому краї є домінуючим джерелом шуму планера під час підходу. Зміна форми переднього краю призначена не тільки для зменшення шуму, але і може сприяти ламінаризації потоку, в свою чергу, зменшуючи опір.

На додаток до рушійної системи, SMA можуть бути корисно застосовані для пристосування підйомних тіл та змінних конструкцій крила. Інтеграція елементів SMA в аероструктурі була зосереджена в багатьох дослідженнях. Одним з перспективних підходів є вставлення проводів SMA в інноваційну композитну структуру. Для того, щоб використати ефект односторонньої пам'яті форми, дроти зі сплаву NiTi діаметром 150 мкм були попередньо напружені та вставлені в епоксидну матрицю з кевларового волокна. Композити SMA мають великий потенціал для адаптивних застосувань, таких як прогресивне посилення компонентів (структури) або зміна власних частот вібрації. Однак поведінка SMA не є лінійною і пропонує безліч варіантів. Більше того, необхідні підвищені знання щодо передачі напружень між металом та полімерною матрицею, а також втомної поведінки таких

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						21
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

конструкцій. Ще одне застосування стосується дротових приводів SMA, які можна підключити до деяких внутрішніх точок повітряного профілю і активувати для зміни форми самого профілю. Зміна форми може підвищити ефективність крила також при різних режимах потоку в експлуатаційних умовах польоту. Основна мета виявити кількість та правильне розташування в крилі приводів дроту SMA всередині крила була досягнута методом глобальної оптимізації. Для перевірки передбачуваної конструктивної та аеродинамічної реакції була виготовлена відповідна модель крила, яку слід випробувати у аеродинамічній трубі. Встановлено, що розрахункові дані тиску добре узгоджуються з експериментами, проведеними в ході випробувань в аеродинамічній трубі, згідно з якими виявлено більш високе значення підйомної сили для фіксованих швидкості та кута атаки шляхом активації дротових приводів SMA, які можуть бути з'єднані з деякими внутрішніми точками аеродинамічного профілю і активовані для зміни форми самого аеродинамічного профілю. Зміна форми може підвищити ефективність крила також при різних режимах потоку в експлуатаційних умовах польоту.

Приводи SMA, що застосовуватимуться для перетворення крил, привернули увагу дослідників. Було змодельовано змйну форми крил за допомогою поєднаного термомеханічного підходу, і результати були підтверджені в деяких тунельних випробуваннях. Експериментальне ламінарне крило з можливістю зміни форми було створене, щоб продемонструвати практичну економію палива літаків шляхом поліпшення режиму ламінарного потоку на надкрилах крила під час нормального польоту (дозвуковий режим). Прототип поєднував три основні підсистеми: гнучкі додаткові пристрої, жорсткі додаткові пристрої та виконавчий механізм, розміщений у крилі (рис. 8). Потужність зміни форми крила базувалася на точній застібці додатків крила, отриманих за допомогою приводів SMA. Оцінка механічної та аеродинамічної поведінки змінного крила в різних сценаріях польоту стала можливою завдяки поєднаній моделі (рідина та

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		22

структура). Маломасштабний прототип крила зі змінною формою (хорда 0,5 м, розмах 1 м) випробовували в аеродинамічній трубі в дозвукових умовах. Інтеграція зчепленої термомеханічної моделі скінченних елементів з раніше розробленою структурно-аеродинамічною конструкцією крила зі змінною формою може бути успішно застосована для досягнення оптимального рішення всієї системи.

Було виявлено два основні конструктивні обмеження: кількість шарів у композиті гнучких наддувів та кількість виконавчих механізмів. З метою вирівнювання компромісу між жорсткістю та еластичністю всієї активної структури одночасно були враховані механічні (енергія деформації) та аеродинамічні (покращення режиму ламінарного повітряного потоку) показники. За допомогою багатоцільової практики оптимізації дизайнери обрали конфігурацію 4-шарового 2-виконавчого механізму для додаткової конфігурації, активованої елементами SMA.

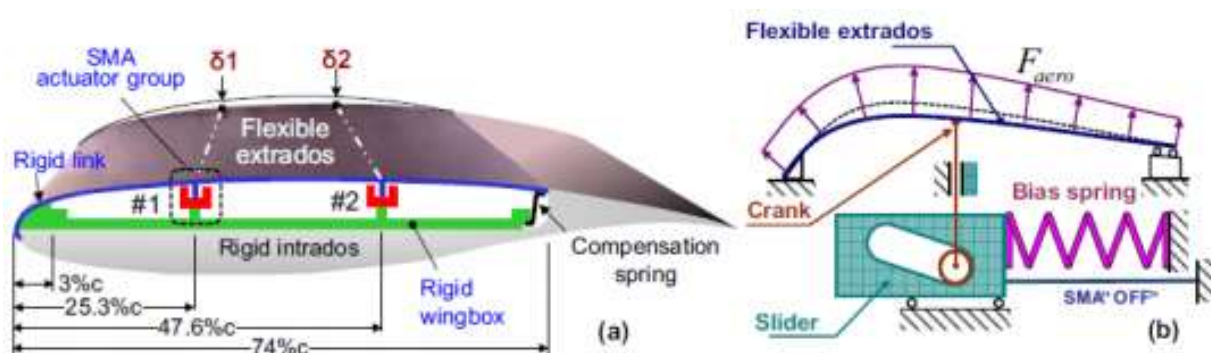


Рис. 8. а – ескіз крила зі змінною формою із застосуванням сплавів з пам'яттю форми; б – схема принципу роботи приводів зі сплавів з пам'яттю форми

Метод, заснований на розривному моделюванні Прейсаха, здатний ідентифікувати гістеричну поведінку крила з можливістю зміни форми. Група розривних та рівновіддалених точок була застосована до площини Прейсаха так, що була визначена щільність Прейсаха у вибраній одиниці. Розривне

модельовання Прейсаха досягається розривною оборотною кривою першого порядку. Завдяки дискретній моделі Прейсаха вдалося змодельовати крило зміна форми конструкції літака; ефективність прийнятої моделі продемонстрована шляхом протиставлення змодельованих результатів експериментальним результатам основного гістерезису та зміщення крила. Потім була визначена стратегія компенсації гістерезису для спрацьовування та управління крилом літака. Такий пристрій виявляв гістеричну поведінку, при якій усадка була компенсована. Таким чином вдалося досягти розширення програми можливості зміни форми крила також на внутрішню гістеретичну область.

Ще однією цікавою перевагою цього технічного рішення є те, що зміна форми крил може створювати більш гладкі поверхні, таким чином, підвищуючи спритність та ефективність літака, приймаючи розривні рухомі поверхні. Було запропоновано нове рішення, засноване на подвійній гофрованій змінній структурі розвалу з блоками заднього краю, які мають можливість зміни форми. Було розглянуто дві конфігурації: перша розроблена на основі активного розвалу риб'ячої кістки, друга - на регульованому крилі зі змінним розвалом, виготовленому з єдиної рифленої конструкції. Порівняння між двома конфігураціями проведено з точки зору структурного та динамічного аналізу. Структурне дослідження всіх модельовань проводилось за допомогою аналізу кінцевих елементів з особливим посиленням на механізм спрацьовування. Аеродинамічний аналіз проводився за двома різними методами: аналітичний підхід, заснований на теорії тонких аеродинамічних профілів, та чисельний за допомогою програмного забезпечення Xfoil. Останній поєднує в собі процес панелі з потенційним потоком та в'язкий розчинник прикордонного шару. Оцінку проводили відповідно до напружень та деформацій, встановлених у різних частинах моделей. Результати засвідчили, що конфігурація подвійної гофрованої змінної конструкції розкладання розвалин змогла приймати більш високий рівень навантажень за

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		24

відсутності шкідливих навантажень. З іншого боку, аеродинамічні дослідження показали, що ефективність такого крила зі змінною формою більша в порівнянні з іншими конфігураціями.

Тематичне дослідження крила зі змінною формою для поліпшення керуючих характеристик літаків було зосереджене на зміні розвала горизонтального хвоста літака, що використовує SMA. Був проведений чисельний аналіз, спрямований на вивчення зміни розвалу за допомогою приводів пам'яті форми. Виявлено максимальне відхилення 0,6 мм на кінчику задньої кромки (рис. 9) на утвореному горизонтальному хвості. Шляхом модуляції інтенсивності пам'яті форми та позиціонування смуг була визначена нова та вдосконалена модель для доставки крила, що розкладається.

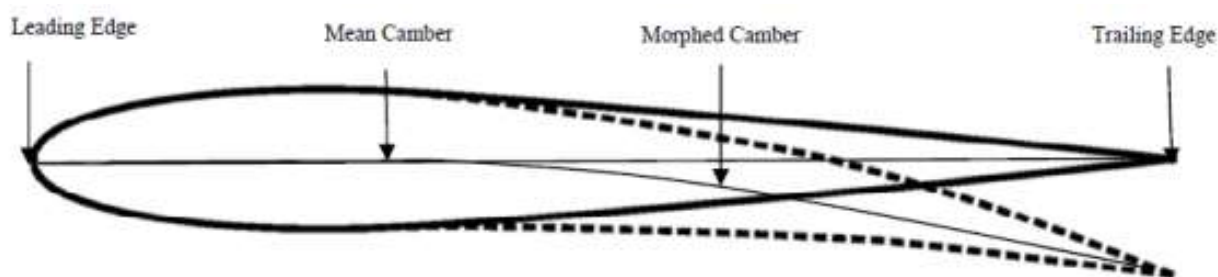


Рис. 9. Зміна кривизни профілю за допомогою сплавів з пам'яттю форми

Прототип був адаптований до композиційного матеріалу, покритого верхом, з розмитою формою відповідно до різних умов польоту, використовуючи чотири пристрої пам'яті форми, розташовані всередині крила. Основною метою оптимізації був контроль рівня області під ламінарним потоком. Подальші форми були отримані за допомогою точної техніки фотограмметрії. Проведено обчислювальний аналіз динаміки рідини та розроблено відповідну модель для прогнозування переходу від ламінарного до турбулентного потоку на поверхні крила. Були розглянуті три різні кути відхилення елерона та кути атаки в діапазоні п'яти градусів. Результат моделювання порівнювали з вимірами, проведеними за допомогою інфрачервоної термографії. У цьому випадку під час випробування тунелю в дозвукових умовах були отримані вимірювання поверхневого тиску,

вимірювання балансового навантаження та місце переходу. Було виявлено хорошу узгодженість результатів чисельної та інфрачервоної термографії з 5% середнім відхиленням хорди. Результат моделювання порівнювали з вимірами, проведеними за допомогою інфрачервоної термографії. У цьому випадку під час тестування тунелю в дозвукових умовах були отримані вимірювання поверхневого тиску, вимірювання балансового навантаження та місце переходу. Було виявлено хорошу узгодженість результатів чисельної та інфрачервоної термографії з 5% середнім відхиленням хорди. Результат моделювання порівнювали з вимірами, проведеними за допомогою інфрачервоної термографії. У цьому випадку під час випробування тунелю в дозвукових умовах були отримані вимірювання поверхневого тиску, вимірювання балансового навантаження та місце переходу. Було виявлено хорошу узгодженість результатів чисельної та інфрачервоної термографії із середнім відхиленням хорди 5%.

Метод оптимізації форми та верхньої поверхні аеродинамічного профілю, представлений Кореанським, був прийнятий для двох різнопланових профілів, і алгоритм був пов'язаний з двома іншими методами оптимізації: градієнтним методом та штучною бджолою сім'єю. Результати оптимізації з кожним із методів були побудовані на поверхнях відгуку, отриманих методом Монте-Карло. З порівняння було продемонстровано, що вони були розміщені в глобальному оптимальному регіоні. Були показані результати для різних випробувань аеродинамічної труби та цільових функцій. Виявлено посилення приблизно 17% хорди для першого (перехідний інтервал) та близько 31% хорди для другого (перехідний прогрес). Результати виконаної оптимізації (переміщення) використовувались як вхідні дані для контролю позиціонування верхньої поверхні в аеродинамічній трубі випробування на демонстраторі накієчника крила MDO 505. Порівняння експериментальних перехідних областей ділянки крила (морфоване та неморфоване) проводили за допомогою інфрачервоної (ІЧ) термографії. Оптимізація була здійснена для 16

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						26
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		



польотних випадків шляхом зміни таких параметрів: швидкості, кутів атаки та прогинів елеронів. Результати оптимізації потоку для змінної верхньої поверхні аеродинамічного профілю підтверджували за допомогою ІЧ-термографії на демонстраторі кінчика крила.

Фіксовані крила з великим видовженням мають перевагу в економії палива, але не мають маневреності та працюють на відносно низькій крейсерській швидкості. Навпаки, літаки з крилами з малим видовженням швидші і мають кращу маневреність, але демонструють погану аеродинамічну ефективність. Крило змінного розмаху має потенціал для використання переваг кожної конфігурації.

Концепція змінного розмаху також застосовується у вертольотах і демонструє подібні переваги, як у нерухомих крил. Для завантажених звичайних вертольотів концепція полегшила проблеми динаміки та міцності при зупинці гвинта під час польоту, тоді як для складних вертольотів ця концепція зменшує опір при високій швидкості руху вперед. Ця концепція пропонує деякі рішення технічних проблем великих цивільних вертольотів. Гвинти можуть змінювати діаметр під час польоту, так що гвинт великого діаметру використовується при зависанні, а в нормальному польоті використовується гвинт меншого діаметру (розмір гвинта).

Концепція змінного розмаху крила була прийнята для військових винищувачів з 1950-х років, насамперед для досягнення вищих надзвукових крейсерських швидкостей. Першим серійним літаком з можливістю зміни розмаху крила був F-111. Багато військових літаків з крилами змінного розмаху з'явилися у 1960-ті та 1970-ті роки, включаючи "Panavia Tornado", "Мікоян МіГ-23", "Сухой-Су-22", "Су-24", та Блекджек Туполева Ту-160.

Зміна форми з викривленням може призвести до значного впливу на поведінку підйомної сили на поверхні без необхідності великих модифікацій платформи, таких як ті, що пов'язані зі змінними стріловидністю або розмахом, які зазвичай вимагають складних і важких механізмів. Крім того, Зміна форми

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						27
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

з викривленням (наприклад, зміна кривизни профілю) може одночасно виконувати кілька завдань, наприклад, полегшити пориви та навантаження при маневрі, збільшити коефіцієнт підйому та замінити звичайні поверхні керування. Різні методи приведення в дію, починаючи від сплавів з пам'яттю форми, п'єзоелектричних та інших, були досліджені для зміни форми з викривленням.

Аеродинамічні особливості нервюри були вивчені за допомогою аеродинамічних аналізів та випробувань аеродинамічної труби. Балки змінної нервюри виготовлені з кількома елементами, з'єднаними між собою, що дозволяє обертати між сусідніми елементами і утворювати плоску форму змінної нервюри (рис. 10). Така змінна нервюра, що складається з декількох елементів, була проаналізована з аеродинамічної точки зору за допомогою XLFR pro: аеродинамічну поведінку порівнювали з поведінкою класичного механічного клаптя, а основні характеристики вимірювали в аеродинамічній трубі. Перше порівняння стосується вдосконалення приросту підйому та зменшення опору стандартної механічної нервюри. З іншої сторони, крила зі змінною формою демонстрували найвищий коефіцієнт підйомної сили/опору в порівнянні зі стандартним стулком при відповідних кутах атаки. Порівняння показало, що максимальне збільшення коефіцієнта підйому та опору свідчить про відповідність кута атаки  $0^\circ$ . На закінчення, якщо механічну нервюру замінити на змінну, під кутом звалювання  $0^\circ$  можна досягти більш ефективного рівня польоту. Що стосується результатів збільшення коефіцієнта підйомної сили/опору шестиелементної зміни форми, було проаналізовано порівняння, де механічні та змінні нервюри показали свої максимальні співвідношення підйом/опор. Максимальні коефіцієнти підйому/опору були виявлені для різних кутів атаки механічної нервюри та змінного. Результати експериментів у випробуванні аеродинамічної труби показали, що максимальний коефіцієнт підйому/опору для змінної нервюри був виявлений з кутом падіння  $0^\circ$ , незалежним від кута відхилення нервюри.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						28
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

Максимальна ефективність рівня польоту може бути отримана, коли кут падання встановлений як кут атаки максимальної ефективності. Багатoeлементний нервюра змінної форми, прийнятий в остаточній моделі, показав максимальне відношення підйому/опору при куті падіння  $0^\circ$ . Експериментальні результати випробування аеродинамічної труби показали збільшення коефіцієнта підйому/опору приблизно на 83,98%, досягнуте при куті відхилення ступки  $20^\circ$ , що є дуже значним виграшем щодо ефективності польоту. Незважаючи на багато досліджень, дослідницькі проекти, прототипові випробування аеродинамічної труби та в польоті з безпілотним літаком (NASA).

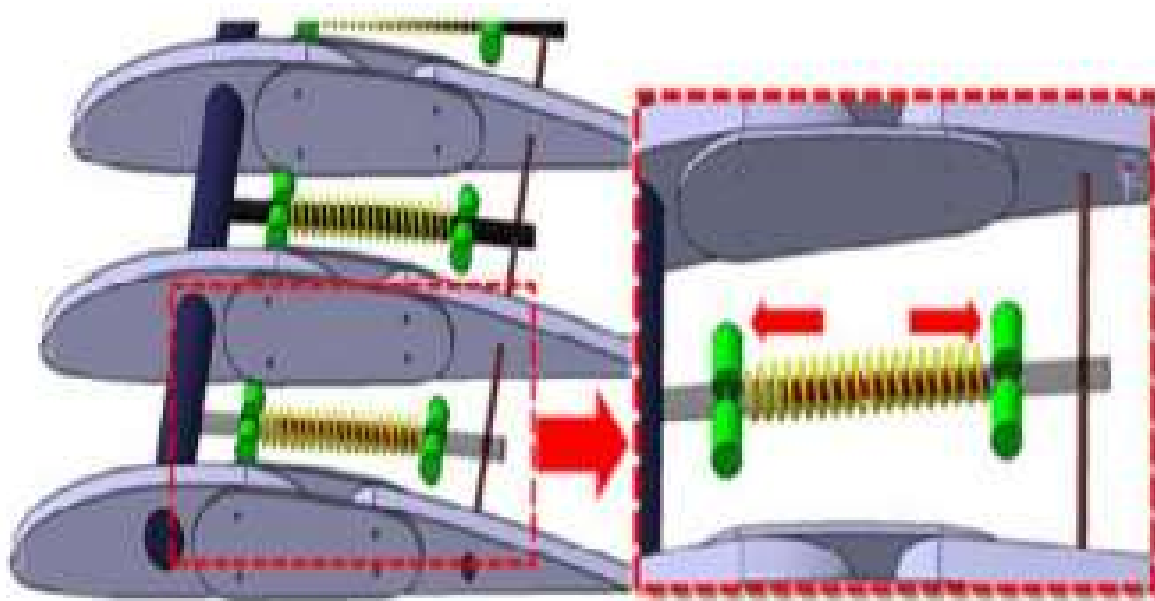


Рис. 10. Привід, виконаний зі сплаву з пам'яттю форми у крилі з можливістю зміни форми

### 1.5. Космічні програми

Космічні програми SMA прагнуть вирішити виняткові проблеми спрацювання, вивільнення та зменшення вібрації при запуску космічного

корабля або подальших операціях в умовах мікрогравітації та нульової атмосфери. Рішенням стала сітчаста шайба із сплаву пам'яті псевдопружної форми (рис. 9). Завдяки цьому пристрою віброізоляція досягається в умовах сильної вібрації запуску, а також для мікровібрацій від кріоохолоджувача на орбіті. Небажані мікровібрації, генеровані космічним кріоохолоджувачем під час роботи на орбіті, є основним джерелом втрати якості зображення, отриманого із супутників високої роздільної здатності. Для виконання вимоги місії для отримання високоякісних зображень необхідна ізоляція мікровібрацій, генерованих кріоохладителем. У запропонованому рішенні космічний мікровіброізолятор кріоохолоджувача, заснований на псевдопружній сітчастій шайбі, гарантував адекватну віброізоляцію в такому серйозному середовищі, як запуск. Мікровібрації кріоохолоджувача на орбіті також пом'якшені. На складі були проведені статичні випробування та випробування на вільні вібрації, а ефективність концепції продемонстрована за допомогою тестів оцінки мікровібрації. Принцип роботи таких корисних пристроїв заснований на широкому гістерезисі та сильній нелінійності, що проявляються під час циклу навантаження та розвантаження. Результати експериментів показали, що демпфуючу здатність і власну частоту можна змінювати, змінюючи зміщення до стиснення ізолятора до стиску. Ці функції можуть бути корисними для розумних систем ізоляції, заснованих на пристосованій динамічній потужності ізолятора. Також проаналізовано динамічну реакцію ізоляторів стиснених сітчастих шайб через переміщення до стиску. Результати показали, що демпфуючу здатність і власну частоту можна змінити, змінюючи зміщення до стиснення ізолятора до стиску. Ці функції можуть бути корисними для розумних систем ізоляції, заснованих на пристосованій динамічній потужності ізолятора. Також проаналізовано динамічну реакцію ізоляторів стиснених сітчастих шайб через переміщення до стиску. Результати показали, що демпфуючу здатність і власну частоту можна змінити, змінюючи зміщення до стиснення ізолятора до стиску. Ці функції

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		30

можуть бути корисними для розумних систем ізоляції, заснованих на пристосованій динамічній потужності ізолятора.

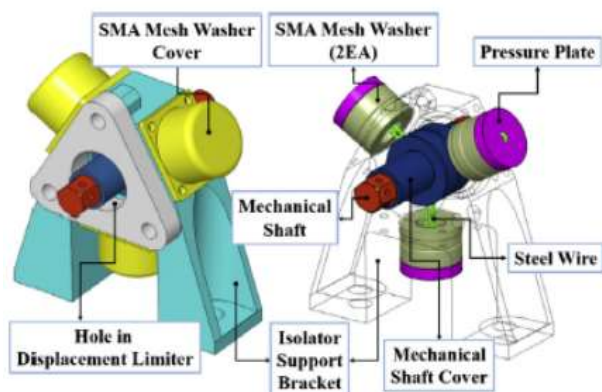


Рис. 9. Сітчаста шайба із сплаву пам'яті псевдопружної форми

Сучасне обладнання сонячної батареї забезпечує питому потужність близько 20–40 Вт/кг у випадку використання системи сонячної батареї. Більш високі питомі енергії, що перевищують 100 Вт/кг, можна досягти за допомогою легкої гнучкої сонячної батареї (LFSA). Фотоелектричні решітки можуть у деяких місіях забезпечувати високі співвідношення потужності/ваги в порівнянні зі звичайними сонячними решітками. Отже, може бути використана вища наукова масова частка корисного навантаження. На сонячній батареї використовуються дизелінідні сонячні елементи мідного індію на гнучкій підкладці. Сплави пам'яті форми, застосовані на шарнірі як система розгортання, можуть бути прийняті. Таким чином, нагрівання елементів SMA дозволяє розгорнути шарніри. У цій програмі може бути використана шина 28 В космічного корабля. Безшокове розгортання може збільшити динаміку космічних кораблів, поки відбувається розгортання. З елементами SMA також безпечніше працювати, інтегрувати та тестувати в порівнянні зі звичайними елементами. Шарнірні пристрої SMA для сонячної батареї водночас дешевші, надійніші та простіші. Однак стадія розробки гнучких пристроїв, що активуються SMA, все ще експериментальна.

Одним з найбільш успішних застосувань SMA в космосі є вирішення проблеми пристроїв з низьким рівнем удару. Ці механізми дуже поширені в конструкції космічних кораблів і були задумані та розроблені кілька років тому, як показано в патенті Джонсона.о, як показано в патенті Джонсона [40]. Він стосується пристрою для вивільнення, заснованого на невибуховій системі поділу знімних компонентів обладнання або апаратури, які повинні бути звільнені в умовах без удару У такому розділювальному пристрої активний елемент напружений до озброєної конфігурації в умовах низької температури, що нижче температури активації. Активація пристрою відбувається під час нагрівання елемента пам'яті фігури до досягнення температури переходу. Таким чином, елементи можуть відновлювати свою задану форму безперервно, без ударів. Прототип винаходу стосується способу випробування цілісності та готовності пристрою для розділення з низьким ступенем удару, і одночасно способу калібрування точки випуску приводу. Актуальність аргументу можна пояснити тим фактом, що механізм вивільнення піротехніки часто виявлявся корінням відмови та причиною переривання місії. Оскільки активація SMA відбувається повільно шляхом безперервного та контрольованого нагрівання, компоненти SMA можуть бути належним чином застосовані в механізмах вивільнення з низьким рівнем удару, також у супутниках мікророзміру. Настає нова ера в дизайні пристроїв завдяки постійному запиту супутників та космічних кораблів бути меншими, швидшими та дешевшими. Прості конструкції та програми, засновані на нових технологіях, здаються ідеальними для мініатюрного проектування механізму. Розроблені в практичному застосуванні механізми включають розділювальну гайку (мікро- та міні-), міні-поворотний привід, мікровіджимний провід для опіку, лінійний привід SMA та резервний механізм SMA. Крім того, на невеликих супутниках велике розмаїття висувних систем для виконання функцій багатьох місій (відокремлення від ракети-носія, відокремлення один від одного, розгортання приладів) вимагається завжди частіше.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		32

Дослідницькою лабораторією ВПС було організовано два ефективні польоти на тему механізмів викиду з низьким ступенем удару. Перший експеримент був названий пристроєм випуску сплаву пам'яті форми (SMARD) і проведений у травні 1999 р. Другий експеримент у січні 2000 р. Стосувався розгортання космічного корабля Академії ВПС FalconSat з космічної ракети-носія Orbital Sub-Orbital Program (OSP- I). Добре відомо, що поворотні приводи максимального розміру 5 мм можуть бути сконструйовані з кутом спрацьовування близько  $\pm 60^\circ$ . За основним принципом цього двонаправленого приводу розроблені та виготовлені мікромеханізми SMA (близько 200 мкм) для трансформації кутового руху в безперервно обертовий рух. Елементи пам'яті форми були вбудовані в поліуретанові конструкції з відповідним виробничим процесом. Пошарово таким способом можна виготовляти складні 3D-компоненти за допомогою комбінації додавання та віднімання матеріалу. Для того, щоб запропонувати привід такої ж компактності, як і звичайні системи, слід виготовляти дуже дрібні деталі, тоді як елементи SMA мають однаковий масштаб у корпусі самих приводів.

Інша важлива сфера застосування SMA - це сонячне плавання, яке все ще знаходиться на стадії розробки лабораторних випробувань невеликого прототипу. Принцип роботи сонячного вітрила заснований на тиску випромінювання, що діє як рушійна система. Сонячне світло може використовуватися для переміщення космічних апаратів за допомогою відбиття сонячних фотонів від величезного та легкого матеріалу. Таким чином, для первинного рушія не потрібен жодного пального. Новий саморозгортаючий сонячний вітрило, активований дротами пам'яті у формі NiTi, був розроблений і виготовлений у вигляді невеликого прототипу. У цьому експерименті були використані алюміній та каптон для імітації вітрила. Проаналізовано три різні механізми згинання вітрила. Для активних елементів: два дроти NiTi були застосовані так, що саморозгортання вітрила відбувається, коли активні елементи наближаються до критичної температури

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						33
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

перетворення. У перших експериментах нагрівання проводилося інфрачервоними лампами аж до активації елементів пам'яті фігури. Використовуючи дроти з пам'яттю фігури, невеликий прототип сонячного вітрила був самостійно розгорнутий в лабораторії в атмосферних умовах та в умовах низького тиску (0,05 бар) лише від впливу галогенної лампи (рис. 10).

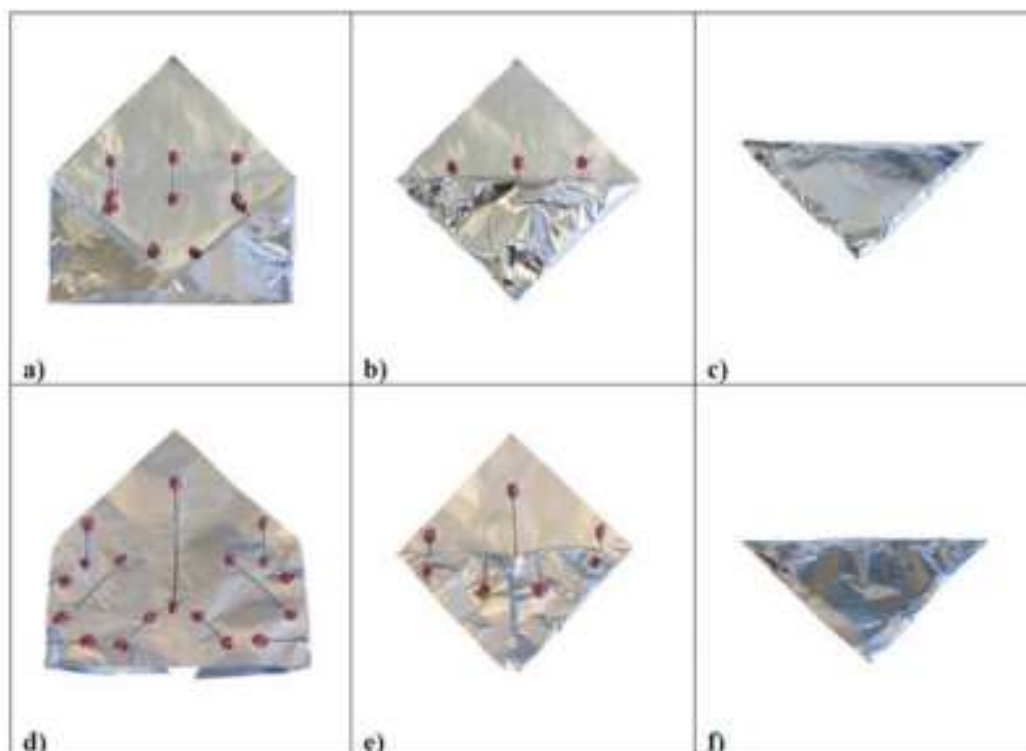


Рис. 10. Прототип сонячного вітрила з матеріалів з пам'яттю форми

У пристрої, призначеному для одноразової активації (тобто мікроактуатора для супутника), навчання SMA не потрібно, а стабільність пам'яті фігур не є проблемою. Але якщо система розрахована на багато циклів активації, слід враховувати стабільність матеріалу, здатність виконувати багато циклів стабільно, а також поведінку втоми (механічну, термічну, комбіновану або обидві). Можливості SMA при великій кількості циклів активації були зосереджені та обговорені в багатьох роботах. Сплави пам'яті форми можуть бути успішно використані для забезпечення лінійних переміщень. Було продемонстровано, що пружини SMA можуть піддаватися



до 600 000 циклів активації з обмеженою та контрольованою втратою відновлення пам'яті форми. Стабілізація поведінки пружини SMA зі збільшенням робочого циклу сталася. Втрату ефективності відновлення форми можна пояснити функціональною втомою, і утворення R-фази при нагріванні було засвідчено вимірами опору. Чотири плоских елементи NiTi були проаналізовані в умовах розтягу (цикли навантаження/розвантаження) при постійних температурах від кімнатної температури до 60°C. Відновлення форми було виміряно, і було встановлено, що воно вище при підвищенні температурних показників. Витрата енергії на кожному циклі навантаження-розвантаження була виміряна і виявлено більшою при більш високих температурах.

Розроблений прототип був використаний для аналізу принципу роботи та його реакції з особливим посиленням на позиціонування та переміщення. Відкриття і закриття приводу виконується ефектом Джоуля. Одним з головних нововведень запропонованого прототипу є можливість модуляції відкриття та закривання, просто впливаючи на відповідні пружини SMA. У міру зміни напрути, що подається, пружини відкривання або закриття можуть бути активовані для встановлення бажаного положення та подолання меж стандартної конфігурації SMA пружина - сталева пружина (зміщення).

За останні два десятиліття було виявлено багато застосувань «розумних» матеріалів в аерокосмічній галузі, спроектовано, змодельовано та перевірено. Багато інших буде задумано та розвинене найближчим часом. Цей огляд підтверджує, що SMAs привернули увагу дослідника, особливо в додатках в яких додана вартість важливіша за чисту економічну економію. Широкі дослідження, результати аналітичного та чисельного моделювання, а експериментальні тести були знайдені в літературі щодо SMA. У багатьох випадках SMA відіграють роль виконавчого механізму. Виходячи з основного принципу і механічна поведінка (ефект пам'яті форми та псевдопругий), багато застосувань щодо крила були представлені зміною форми (експериментальний

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						35
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

та модельний), а також перетворенням геометрії вхідного отвору різними рушійними системами. Шеврон із змінною геометрією, що приводиться в дію SMA, був проілюстрований для тяги, шум та загальна оптимізація ефективності. Також описані космічні програми для ізоляції мікровібрації для пристроїв з низьким рівнем удару та сонячних вітрил, що самостійно розгортаються. Розвиток У багатьох випадках стадія обмежується прототипами, випробуваними в лабораторіях або в аеродинамічних трубах, лише декілька насправді літає і навіть менше використовується. Основні обмеження можуть бути обумовлені більшою вагою, в деяких випадках складність систем, а також явища структурної та функціональної втоми у велосипеді додатків. Найближчим часом буде визначено та задумано багато інших додатків на основі SMA в якому буде засноване спрацювання внаслідок ефекту пам'яті фігури або псевдопружності.

При впровадженні технології інтелектуальних структур у промислове виробництво та типову продукцію. Проблеми включають низький хід приводу, дорогу та важку електроніку, відсутність надійності інформаційної системи, технологічність, можливість ремонту, переробку, впровадження надійної розподіленої адаптивної стратегії управління та недоступність надійних розумних систем математичного моделювання та аналізу. Залежно від системних вимог той чи інший виклик є більш домінуючим. Однак, протягом останнього десятиліття було досягнуто колосального прогресу у всіх цих різних завданнях технології розумних структур, яка з'являється у всіх видах промислової продукції.

У технології розумних структур п'єзоелектрична кераміка є першим вибором. Вони генерують великі сили, мають швидкий час спрацювання, комерційно доступні у вигляді волокон, пластирів та штабелів та дозволяють інтегруватись у структурні компоненти. Іншими комерціалізованими розумними матеріалами є магнітостриктивні та електростриктивні, які на сьогоднішній день не досягли популярності п'єзоелектричних кераміків.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						36
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

Однак основним обмеженням цих матеріалів є їх низький хід приводу. Інший комерційно доступний розумний матеріал, сплав пам'яті форми, здатний генерувати великі ходи приводу і сили, але вони мають дуже низьку пропускну здатність і вимагають постійного нагрівання для спрацювання. Тому за останнє десятиліття було докладено багато зусиль для створення нових матеріалів із більшими деформаціями. Особливо область електроактивних полімерів призвела до розвитку значних кількостей перспективних матеріалів, здатних впливати на дуже великі активні штами. Також Недавно виявлені сплави з пам'яттю феромагнітної форми здатні генерувати великий привід удари. Однак і ці нові матеріали мають свої обмеження. Особливо їх низька механічна жорсткість в даний час дає порівняно низькі сили. Дослідження в цій галузі йдуть з величезною динамікою, що означає, що на майбутнє можна очікувати вдосконалених розумних матеріалів.

### **Висновки по розділу**

Зміна форми крила в польоті може поліпшити загальні характеристики літака або конкретні цільові параметри. Це досягається шляхом належного пристосування крила до різних і критичних фаз польоту. Існує велика кількість робіт, що пропонують нові концепції зміни форми крил, як показано в цьому розділі, і деякі з цих концепцій бачили практичні експерименти на дво- чи тривимірній випробувальній моделі крила, хоча останні приклади рідше. Безпілотні літальні апарати забезпечили доступ до недорогих, невитратних експериментальних платформ, придатних для тестування нетрадиційних технологій. Це основна причина того, що більшість експериментів проводили зі зміною форми демонструються на безпілотних літальних апаратах. На сьогоднішній день очевидно, що використання технологій зміни форми на літальних апаратах для інших цілей, крім демонстрацій успішності концепції, є дефіцитним і не зовсім успішним.

В даний час з повною впевненістю можна говорити про створення індустрії матеріалів з пам'яттю форми і її прискореному зростанні, пов'язаному

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		37

як з розробкою нових технологій отримання, так і використанням матеріалів з пам'яттю в різних областях техніки. Це обумовлено широким спектром фізико-механічних властивостей і пов'язаною з ними функціонально-механічною поведінкою, в основі якої лежать такі властивості, як чутливість, переключення, активація, адаптивність, пам'ять і відновлення, енергоємність, демпфування, перетворення енергії.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						38
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

## 2. Розробка конструкції керованої закінцівки крила ЛА

Покращення експлуатаційних характеристик літаків можна отримати, застосовуючи різні підходи в різних дисциплінах. Факторами, що сприяють ефективності літаків, є питома витрата палива, яка наводиться за характеристиками двигуна, вагою літака та його аеродинамічними характеристиками. Так як багато років пристрої наконечників крил використовувались для того, щоб покращити експлуатаційні характеристики літаків, головним чином за рахунок зменшення тяга повітряного судна, спричинена підйомом, на яку припадає 30-40% загального опору. Завдяки цьому вдосконаленню експлуатаційних якостей літак може отримати більші дальності, зменшити споживання пального приблизно на 5%, зменшити викиди та покращити можливості на місцях, лише згадавши деякі. Закінцівки, які є невеликими аеродинамічними поверхнями, встановленими на кінчику крила, крім покращення характеристик, можуть спричинити небажані ефекти такі, як збільшення навантаження, особливо на верхній частині крила. Це збільшення навантаження може бути ще більш згубним під час поривів вітру. Однак у порівнянні з прямим крилом додаткові навантаження менші, отже, при однаковому показнику ваги закінцівки призводять до кращих характеристик, тим не менш, для початкових конструкцій завжди кращим є чисте пряме крило.

Протягом декількох років проводяться дослідження в структурах зміни форми. Переваги наявності структур зі змінною формою полягає в тому, що можуть бути досягнуті неординарні конфігурації. Це може бути корисно для кожного з етапів польоту, а не лише одна конструкція, оптимізована для одного конкретного етапу польоту. Аеродинамічно кажучи, краща ефективність досягається при більшому розмасі крила, завдяки більшому видовженню, яке допомагає зменшити опір, однак, якщо враховувати структурні обмеження у рівняння, закінцівки отримують більш реальне застосування. Крім того, важливо враховувати наслідки зміни розподілу

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						39
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

навантажень на крило через зміну геометрії. Ці геометричні модифікації можуть бути використані, щоб відігравати важливу роль у навантаженні механізми полегшення, які також будуть розглянуті в цьому дослідженні. Головною метою дисертаційного дослідження є з'ясувати, чи покращує зміна форми крила продуктивність повітряного судна більше, ніж фіксований крилець.

## 2.1. Розуміння індуктивного опору

Одним із способів оптимізації аеродинамічної ефективності є зменшення опору, спричиненого підйомом літака. Для досягнення цього існує багато підходів. Підйом, спричинений опором частина загального опору, яка виробляється виключно дією піднімаючого підйому.

$$C_{Xi} = \frac{C_Y^2}{\pi e A_R}; \quad (1.1)$$

Рівняння (1.1) показує, що наведений опір залежить від підйомної сили (або її коефіцієнта,  $C_Y$ ), яка вважається постійною для прямолінійного польоту, коли літак повинен виконати підйом, рівний вазі. Це також залежить від коефіцієнта корисної дії діапазону  $e$ , що є показником, що вказує на ефективність крила. І нарешті, це залежить від видовження крила ( $A_R$ ). З цих параметрів, що впливають на індуктивний опір, є два, які можна змінити, щоб зменшити індуктивний опір літак. Акт модифікації підйомника в більш еліптичний розподіл збільшує ефективність крила за допомогою досягнення чисел, ближчих до оптимального ( $e = 1$ ). Іншим важливим параметром є  $A_R$  крила:

$$A_R = \frac{b^2}{S}; \quad (1.2)$$

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						40
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

Загальна підйомна сила крила залежить від коефіцієнта підйомної сили та площі поверхні крила. Якщо ми збережемо ці параметри недоторканими, разом із умовами польоту, ми помітимо, що сила залишатиметься постійною, однак, якщо ми змінимо інші параметри форми крила, такі як розмах, ми можемо отримати набагато ефективніше крило, здатне виробляти однакову кількість підйомної сили, але в той же час зменшуючи індукований опір. Іншими словами, крило з нескінченним розмахом (нескінченне  $A_R$ ) має індуктивний опір, який прямує до нуля. Пояснення, чому співвідношення сторін так впливає на індуктивний опір, полягає у вихорі на кінчику крила. Цей вихор утворюється внаслідок високої різниці тисків між верхньою та нижньою поверхнями крила. Збільшуючи видовження крила, сила цього вихору зменшується, і в результаті створюється нижчий індуктивний опір. У наш час існують обмеження щодо максимального розмаху крила повітряного судна, зокрема, обмеження максимальною шириною злітних смуг аеропортів. Це обмеження робить неможливим збільшення розмаху крила. Воно змусило інженерів підійти до проблеми шляхом додавання пристроїв, що названі закінцівками крила (вінглетами).

## 2.2. Переваги та функціонал закінцівок крила

Шляхом підвищення ефективності, який використовується вже багато років, є впровадження крила пристрої, що сприяють зменшенню опору, спричиненого підйомом. Найчастіше використовувані пристрої називаються крилець. Цей пристрій має майже вертикальну геометрію, яка відсуває вихор вістря і зменшує його розмір (рис. 11). Основна функція закінцівок – зменшення опору, спричиненого підйомом, створюваним літаком. Як індукований опір безпосередньо пов'язаний з коефіцієнтом підйому літака, чим вище підйом, тим вище індуковане опору.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		41

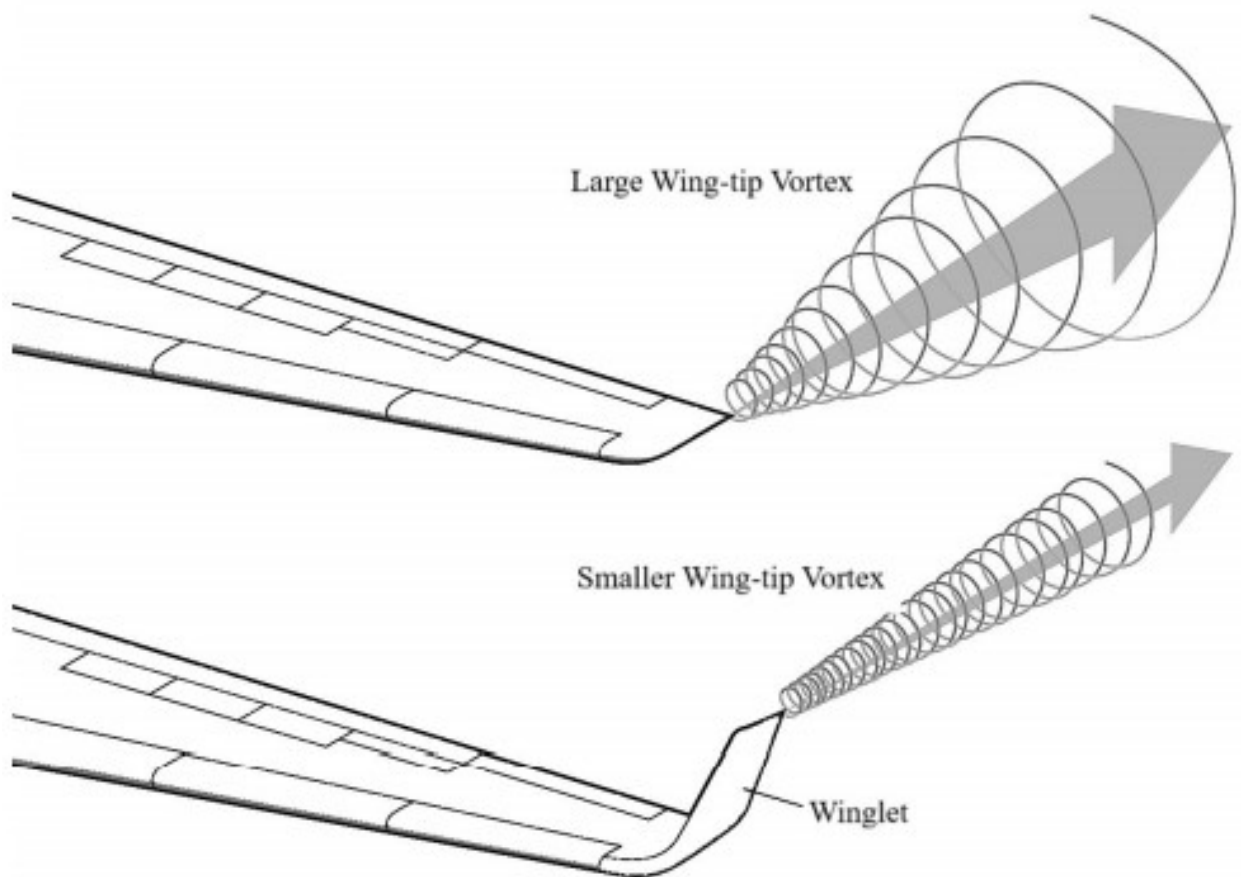


Рис. 11. Приклад зменшення вихора за допомогою закінцівки

Сама закінцівка – це крилоподібний аеродинамічний пристрій, який визначається аеродинамічним профілем, розмахом і змінною хордою. Окрім цих параметрів, є кілька кутів, які також визначають загальну геометрію крила та позиціонування. Це кути відхилення, розвалу, верхнього та нижнього повороту. Кут відхилення визначає положення крила по відношенню до горизонтальної площини. У випадку крила цей кут називається двограний кут. Кут нижнього повороту визначає орієнтацію крилець щодо поздовжньої вертикальної площини літака. Кут верхнього повороту, як і в звичайному крилі, визначає величину варіації локального кута звалювання крила на його розмасі. Кут розвалу працює так само, як крило, де його основною причиною реалізації є відкладання дивергенції опору та формування передчасної ударної хвилі (рис. 12).



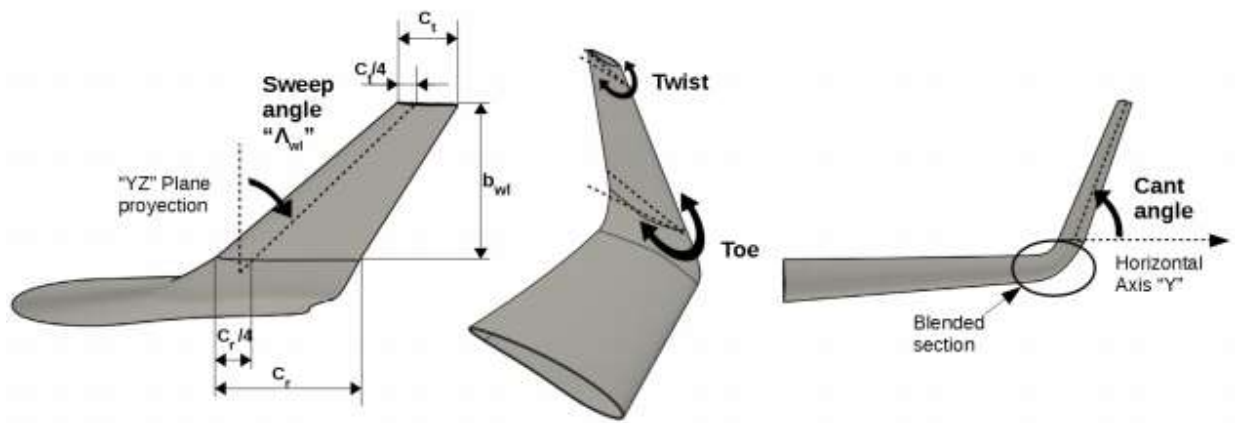


Рис. 12 Геометричні параметри закінцівки крила (вінглета)

Є кілька факторів, які можна модифікувати на крилі для підвищення його аеродинамічної ефективності. Один з це збільшити його діапазон для досягнення більш високого співвідношення сторін. Однак це може призвести до більш високого вигину моменти біля кореня крила, тому знадобиться більш важка конструкція, щоб протистояти вищим стреси. Ось чому використовуються крила, оскільки вони підвищують продуктивність, але лише частково збільшуючись корінний згинальний момент. Спосіб, що крила збільшують загальну продуктивність літака полягає у збільшенні видимого співвідношення сторін крила. Вінглети також можуть поліпшити поле літака експлуатаційні характеристики та покращення альпіністських можливостей літака, що дає змогу отримати прирости  $Y/X$  приблизно на 5% порівняно з конфігурації без закінцівки.

Зміна кута нахилу крила впливає на розподіл тиску на крило вздовж розмаху крил. зміна цього параметра призводить до збільшення загального розмаху крил, отже з'являться нові навантаження біля кінчика крила, що може збільшити момент згинання кореня крила. Вимірювання тунельного крила ділянки крила Zagi з 30 градусами передової розгортки, прольотом 1,54 м (враховуючи розширення крилець) та коефіцієнт звуження 0,57. Для фіксованого кута атаки, напр. 8 градусів, вплив змінного крила крила показує незначний вплив на розподіл тиску на борту крила, однак для зовнішньої

ділянки, біля кінчика крила, ефекти можна відразу помітити, навіть з невеликою варіацією кута нахилу (25 градусів), коли варіація розподілу тиску досягається близько -5%, або навіть більше при більших кутах відхилення. Різні кути нахилу крила мають певну зміну експлуатаційних характеристик залежно від кута атаки літака. Для нижчих кутів атаки, від 0 до 2,8 градусів, нижчі кути нахилу (15 градусів) представляють кращий коефіцієнт підйому та опору, ніж вищі конфігурації нахилу, однак для вищих кутів атаки більші кути нахилу дають найкращі результати конфігурації, отримуючи приріст  $C_Y/C_X$  до 3,5%.

Пристрої для закінцівок крил можуть також мати незвичайні конфігурації, як подвійне навісне крило. Результати показати, що найкраща конфігурація з точки зору коефіцієнта підйому та опору є для конфігурації кута нахилу 0, або плоске крило. Це справедливо для діапазону кутів атаки від 0 до 9 градусів. Для значень кутів атаки більше 9, конфігурація кута нахилу 30 градусів показує найкращі результати. Зміна кута повороту крила також впливає на коефіцієнт опору.

Іншою конструктивною характеристикою закінцівок є їх розмах. Потужність збільшеного розмаху крила є також корисною для експлуатаційних характеристик літака. Цей параметр принесе збільшений загальний розмах крила, що дасть більше загальне видовження крила. Цей механізм вимагає коефіцієнт внутрішнього тиску у 25 разів більшим для досягнення бажаної жорсткості конструкції, у порівнянні із зовнішнім тиском навколишнього середовища,. Це явище призведе до побічного ефекту від підвищення температури, що може бути корисним для роботи системи протизаледеніння, однак механізм може стати занадто важким для виконання і реалізації його на конструкції

Варіація розвалу крила, а також кут скручування показує, що не є відповідним параметром для зміни коефіцієнта опору та підйому, оскільки ніяких змін не помітно, однак його реалізація, як рухомого пристрою задньої

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						44
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

кромки, абсолютно здійсненна. Частина проекту SARISTU орієнтована на рухомий пристрій під назвою WATE (Winglet Active Trailing Edge). Цей пристрій має властивість рухатися під час польоту і змінювати розмах крила. Реалізація цього пристрою заснована на простому навісному механізмі з електромеханічними приводами. Відхилення пристрою WATE показує збільшення аеродинамічної ефективності не більше ніж на 1%, роблячи висновок, що це вдосконалення експлуатаційні характеристики майже незначні, однак основною його перевагою є зниження конструктивних навантажень літаків, а також для протидії ефекту чутливості до крену, що виробляється ними. Відхилення вгору 15 градусів WATE може призвести до зниження до 50% моментів згинання зовнішнього крила і зменшення приблизно на 15% моменту вигину кореня крила. Важливо відзначити, що реалізація цих рухомих задніх країв дасть такий же ефект, як зміна пальця ноги і кути скручування крила.

Вивчення структур змінної форми є відносно новою дисципліною, яка може принести багато переваг аеронавігаційній промисловості, оскільки, наприклад, зміна форми обшивки літаків відкриває нові можливості аеродинамічних удосконалень, здатних зменшити опір та інші небажані поділи потоку, або ефекти взаємодії. Проаналізовано реалізацію крильця зі змінною формою, засновану на хіральній структурі, щоб удостовіритись, чи можна покращити продуктивність. Параметризація крила займає враховуючи його кут нахилу, поворот і розвал. Варіація кута нахилу показує зменшення опору до 6%, тоді як варіація вигину та повороту демонструє незначні ефекти. Оптимізація для цілий політ, враховуючи коефіцієнт підйому літака до опору та конструктивну вагу виконується для того, щоб знайти оптимальні параметри крилець під час польоту. З реалізацією зміни форми крила отримується більш важкий літак, завдяки необхідним виконавчим механізмам і важчій конструкції крила, яку вони витримують додаткові навантаження. Досягається зменшення споживання палива із зменшенням на 2%. WRBM

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						45
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

Коефіцієнт (момент вигину кореня крила) вказує на те, що максимальне навантаження становить 1,03 рази від початкового навантаження. Це означає, що крило має бути посилене, збільшуючи структурну вагу. Параметри крила показують, що для круїзних умов оптимальним є кут нахилу 0 градусів, однак під час зльоту 90 градусів кут нахилу працює краще. Варіації кута повороту показують, що для підйому, зльоту та спуску найкраще. Конфігурація позитивна 5 градусів. Крутити, тоді як для круїзу значення між 1 градусом. є кращим. Коефіцієнт розвалу залишається постійним на рівні 2 під час круїзу, а під час зльоту і наближається до коефіцієнта 0,6 краще.

### 2.3. Структура і компонування закінцівок

Наявність легшого літака також покращує загальну продуктивність літака. Починаючи з польової маневреності, де потрібні коротші злітно-посадкові смуги через нижній підйом, необхідний для зльоту. Легший літак також буде потрібно менше злітно-посадкової смуги для посадки. Крім того, найкращий спосіб зменшення ваги конструкції оптимізація форми та матеріалів конструкції за рахунок зменшення навантажень, яким піддається конструкція, але це не завжди можливо зробити. Аеродинамічні навантаження не є статичними і сильно залежать від геометрії літака та умови польоту. Для спрощення квазістатичний підтягувальний маневр (2,5g) розглядається як репрезентативний проект навантаження на крило. Як структурна дисципліна сильно залежать від аеродинаміки, обидва завжди поєднуються, щоб отримати якнайкраще компроміс між аеродинамічними характеристиками та низькою конструктивною вагою. Різні конфігурації крил та рухома поверхня змінюють розподіл підйому та навантаження на крило. Ця характеристика може використовуватися для полегшення навантаження на крило під час польоту, але особливо під час маневрів по порядку для отримання більш легкої структури.

Реалізація змінних крилець приносить більшу вагу літаку за допомогою доданого конструкція та її виконавчі механізми, що роблять можливою зміну

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						46
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

форми. Важливість знання ефектів додавання зміни форми до крила - це додаткові навантаження, які зазнає саме крило. Це життєво важливо знати для того, щоб визначити найгірший сценарій проектування конструкції крила. Перемінний нахил крилець, як раніше було виставлено, змінює розподіл підйому по крилу. Це дасть результат зміни аеродинамічних сил, що діють на літак. Для 0 градусів кута нахилу, не змінюється коефіцієнт моменту при зміні кута нахилу крила, однак ці зміни стають більш відомими, коли кут атаки збільшується. Для кутів при атаці більше 4 градусів відбувається зменшення коефіцієнта моменту качки з дельта  $C_m$  0,03 за 70° відхилення косоного крила. Для поперечної сили коефіцієнт  $C_y$  та для моменту ристання коефіцієнт  $C_n$ , варіацію відносно кута нахилу можна вважати лінійним до кутів нахилу 50 градусів, після цього не спостерігається лінійної поведінки, що змінюється - 0,03 та 0,03 відповідно для 70 градусів. З відхилення коси. Попередні результати означають можливість використання крила для зменшення навантаження цілей, де зниження на 25% аеродинамічна якість досягне для 75° косий прогин крилець нижче площини крила і зменшення на 17% при прогинах на 75° вище площини крила.

Динамічні навантаження можуть створюватися поривами вітру, що викликає додаткові навантаження, що впливають на структуру крила. Для щоб протистояти цим навантаженням, необхідно мати швидко реагуючі механізми, які здатні швидко протидіють цим раптовим навантаженням. Міллер та ін. звернулися до теми використання змінних крилець як а механізм пасивного навантаження. Запропоновано використання змінної частоти падіння крила на тому, що ефективність плавника зростає, коли його шарнір переміщується до задньої кромки. В у випадку крила для зменшення навантаження, пропозиція встановити пристрій з шарніром, розташованим у напрямку до передній край, спричинить втрату підйомної сили через локальне зменшення кута падіння, отже, аеродинамічну якість буде зменшено. Випробування в аеродинамічній трубці, виконані за допомогою пориву 1-косинуса, проводили з отриманням як

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						47
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

дає максимальний зсув 3,2 мм для корпусу нерухомого наконечника крила і 2,0 мм для випадку наконечник крила зменшення навантаження, що показує перспективні результати.

Для того, щоб застосувати інструмент з можливостями оцінки ваги конструкції зі змінною формою, він повинен бути чітко визначений з усіма відповідними компонентами та підструктурами. Зміна форми бістабільних закінцівок може бути розроблена за допомогою використання звичайних алюмінієвих сплавів, а також композиційних матеріалів. Бістійка структура композиту досягається шляхом орієнтації волоконних шарів таким чином, що коли смола композиту знаходиться затверділи, і за допомогою джерел тепла, внаслідок різних залишкових напружень кожного з шарів с інша орієнтація, досягається бістійкість конструкції.

#### **2.4. Безпосередня розробка конструкції**

Першим кроком, який слід зробити, є визначення базового літального апарату для того, щоб визначити, чи зміна форми закінцівок приносить результат. Конструкція базової конфігурації літака враховує конструкцію, де знайдена геометрія початкового крила (без закінцівки). Оптимізація крилець використовує ті самі модулі, що використовуються для зміни форми крила. Результати розрахунку генерують поверхні відгуку, які показують поведінку співвідношення  $Y/X$ . Оскільки ці два параметри мають високу актуальність, оптимізація призводить до багатоцільовості.

Найважливіших параметрів, що визначають конструкцію закінцівки зі змінною формою всього 5: кут відхилення, видовження закінцівки, кут розвалу, кути верхнього і нижнього поворотів. Ці параметри зображені на рисунку 13.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						48
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

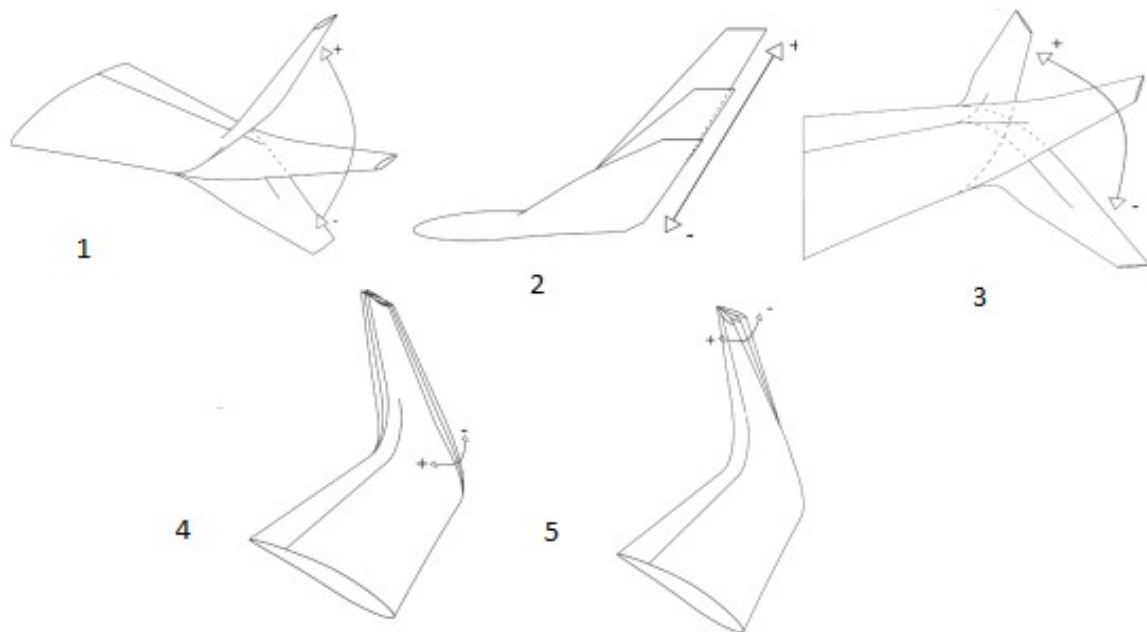


Рис. 13. Параметри, що визначають конструкцію закінцівки: 1 – кут відхилення; 2 – видовження закінцівки; 3 – кут розвалу; 4 – кут нижнього повороту; 5 – кут верхнього повороту

Механізм для виконання кута відхилення складається із штангової тяги, яка зменшує момент, що виробляється аеродинамічні сили крила. Система з'єднання штанги має три основні планки. Головним з них є підключений безпосередньо до руху нахилу закінцівки і обертається навколо шарніра, розташованого біля крилець корінь. Потім цей стовпчик зв'язаний другим стовпчиком з положенням 4/5 довжини третього. Це є зроблений для того, щоб зменшити необхідну силу, що застосовується виконавчим механізмом, приєднаним до третьої планки. Крім того, включення поворотної пружини на третій ланці допомагає зменшити навантаження на привід. Цей шток може бути налаштований на зменшення навантажень руху нахилу крила, але це також може збільшити вагу механізму в разі необхідності більш високої жорсткості.

Варіація розмаху крила - це простий телескопічний механізм, в якому лінійний привід штовхає або тягне телескопічні секції крила. Відділи обшивки можуть змінюватися і можуть бути визначені в більш детальній конструкції

цього механізму. Доречно згадати, що діапазони переміщення цього механізму залежать від максимального ходу приводу, який може бути встановлений, і відповідають мінімально бажаному розмаху закінцівки. Отже, це означає, що максимальний розмах крила для всієї розширеної конфігурації є обмеженням, щоб подвоїти мінімальний розмах вінглету.

Для руху за кутом розвалу закінцівки точка повороту визначається на нерухомій точці, розташованій на краю переднього лонжерону конструкції закінцівки. Привід штовхає та тягне вінглет, змушуючи його обертатися навколо точки обертання. Виконавча система знаходиться всередині крила, прикріплена до носового лонжерона.

Привід для руху за нижнім кутом повороту складається на валу, що надходить від основної лонжерона крила, що служить для призначення точки повороту. Подібний механізм був запропонований для змінного кута падіння кінчика крила. Важіль важеля для руху цього механізму складає половину товщини аеродинамічного крила на крилах корінь. Розташування приводу для цього механізму перетворення знаходиться всередині крила. З цієї причини розмір приводу повинен бути якомога меншим. Для обертання крила, поворотний вал і його кріплення повинно витримувати аеродинамічні навантаження крилець, що робить внутрішню конструкцію такою, якою має бути відомий надійний.

Механізм приводу верхнього кута повороту складається з кульового гвинтового механізму на кінці відкритого перерізу крила. Відкрита ділянка структури крилець є життєво важливою для зменшення необхідного крутного моменту, що надходить від приводу. Кульовий гвинт розташований біля задньої кромки використовує різьбові напрямні, прикріплені до внутрішньої верхньої та нижньої обшивки крила. Ці різьбові напрямні здатні рухатися вздовж кульового гвинта, коли він піддається руху приводу. Переміщення напрямних вздовж кульового гвинта створюють викривлення на поздовжній осі крила, створюючи бажаний поворот конструкції.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						50
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		



### Висновки по розділу

Аналіз чутливості конструкції закінцівок дав цінну інформацію про поведінку літака з точки зору конструктивно важливих параметрів, таких як крутний момент та аеродинамічна ефективність. Ці два параметри, а також інші важливі дані, були враховані під час розробки конструкції.

Опираючись на відомості про сплави з пам'яттю форми, мною була розроблена конструкція приводу для виконання повороту закінцівки крила на необхідні кути та збільшення її розмаху.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						51
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

### **3. Доведення ефективності використання керованої закінцівки (аеродинамічний розрахунок при здійсненні різних режимів польоту ЛА)**

Закінцівки крила (кінцеві крильця, або вінглети, від англ. Winglet) - це надбудови на кінцях крил літальних апаратів, що мають вигляд крилець або плоских шайб. Звичайне крило без закінцівки має суттєвий індуктивний опір, зумовлений кінцевим вихором, який зривається з кінцевої хорди. Крім того, ефект перетікання з нижньої поверхні крила на верхню і супутній цьому перерозподіл тиску знижують підйомну силу кінцевих секцій крила. Закінцівки крила (вінглети) зменшують інтенсивність кінцевого вихору і дозволяють збільшити ефективне видовження крила, не змінюючи при цьому його розмах. З їх застосуванням покращується паливна економічність літаків.

Для визначення поведінки літака потрібно провести аналіз чутливості продуктивності при зміні одного параметра конструкції крилець. Застосована початкова конструкція для досліджень – БПЛА «Сокіл-300», який не враховує кути нахилу верхнього і нижнього поворотів, а лише кути відхилення (60 градусів) і розвалу (40 градусів), а також видовження закінцівки (1,2 метри). Цей аналіз корисний для спостереження, які із конструктивних параметрів вплинуть більшою чи меншою мірою на аеродинамічну ефективність та згинальний момент крила літака. Основними перевагами, які можна спостерігати під час аналізу, є коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт аеродинамічного опору, що є основними параметрами для поліпшення аеродинаміки літаків, момент згинання крила, який є головним репрезентативним значенням для кількісної оцінки зміни конструктивних навантажень та ваги, і нарешті, необхідної маси виконавчих механізмів, оскільки реалізація змінного крила принесе додатковий приріст ваги завдяки додатковому механізму.

Декілька пунктів, де тестували для визначення змін показників  $Y/X$  та крутящего моменту крила. На графіках це можна спостерігати пунктирну

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						52
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

лінію, що вказує початковий проект та відповідні значення для цього початкового літака. Це також важливо, щоб продемонструвати узгодженість аналізу та визначити зміни що кожен параметр надає незалежно.

Зміна розмаху крила може призвести до збільшення значення  $C_Y/C_X$  відношення. З Вінглетом інтервал 5 можна досягти значень  $C_Y/C_X$  від 22,25, що представляє приріст на 2,8%, будучи початкове значення 21,66 з інтервалом близько 2 м. Очікувалося збільшення цього значення, як збільшення прольоту крила буде сприяти загальному співвідношенню сторін крила, отже, вище можна отримати аеродинамічну ефективність. Очікується вищий приріст для нижчого початкового нахилу кут. Для кута нахилу  $C_Y/C_X$  поведінка майже симетрична для негативних та позитивних кутів. Загальний приріст  $C_Y/C_X$  становить 4,7% (для початкового значення 56,7 значення при  $60^\circ$  відхилення закрилка). Кут розвалу має подібний вплив, як кут відхилення, проте збільшення  $C_Y/C_X$ , яке можна отримати, складає лише 1,4% для розгортки між  $0^\circ$  і  $-20^\circ$ . Кут розвалу крила працює так само, як і кут відхилення крила. Для меншої швидкості, нижчий кут розвалу був би більш вигідним, однак для запобігання дивергенції опору необхідне підтримання більш високого кута розвалу. Кут скручування також позитивно впливає на  $C_Y/C_X$ , однак саме цей параметр дає найменше покращення, будучи майже незначним (0,05%).

Для максимального значення діапазону збільшення крутячого моменту крила також є максимальним і становить 0,51%. Поведінка крутячого моменту для зміни кута нахилу є симетричною між позитивними та негативними значеннями надвисокої частоти. Можна помітити, що кут нахилу не може варіація має великий вплив через розширення розмаху крил переміщує вантажі у напрямку до зовнішньої секції крила. Значення крутячого моменту становить 5,566e6 для максимального значення  $C_Y/C_X$ , що представляє приріст 9,4%, див. малюнок 3.2. У випадку кута розгортки також є збільшення крутного моменту, якщо найкраща конфігурація для  $C_Y/C_X$  підходить. Кут скручування, початкове значення якого дорівнює  $0^\circ$ , має

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		53

максимум  $C_Y/C_X$  при  $5^\circ$ , це значення являє собою доволі велике збільшення крутящого моменту. Важливо підкреслити, що між усіма діапазонами кутів скручування поведінка крутного моменту є практично лінійною. Так як це було справа з  $C_Y/C_X$ , крутний момент для варіації кута нижнього повороту в цілому знаходиться в нелінійному діапазоні. Для цього випадку, оскільки максимум  $C_Y/C_X$  вже отримано при  $16^\circ$ , кут нижнього повороту є більш корисним для зменшення навантаження, оскільки він принесе зменшення крутящого моменту на  $-2,4\%$ .

В якості вихідної конструкції мною було обрано прямокутне крило з видовженням  $\lambda = 12$ , хордою  $b = 1$  м, відносною товщиною  $c = 0,082$ м та профілем «ЦАГИ-732». Моделювання обтікання проводилося у пакеті PANSIM.

Моделювання обтікання базової конфігурації та із закінцівкою проведено при однакових умовах для двох режимів польоту (крейсерський політ та зліт), а саме:

Крейсерський політ:

Кути атаки  $\alpha$ , град =  $-2...22$ ;

Атмосферний тиск  $p_{\text{атм}}$ , Па = 70123;

Число Маха,  $M = 0,3$ .

Зліт:

Кути атаки  $\alpha$ , град =  $-2...22$ ;

Атмосферний тиск  $p_{\text{атм}}$ , Па = 101330;

Число Маха,  $M = 0,49$ .

Результати моделювання обтікання для крейсерського польоту та зльоту показані в таблицях 3.1-3.4.

Таблиця 3.1

### Крейсер без вінглету

$\alpha$	$C_{YV}$	$C_{XV}$	$C_{Mкр}$	$C_{Mзг}$	$\lambda_{\text{эф}}$
-2	-2,57E-02	2,45E-03	-3,50E-02	5,69E-03	11,76337

0	0,10689	1,18E-03	-1,22E-02	-2,51E-02	11,45785
2	0,29222	3,54E-03	1,21E-03	-6,81E-02	11,58109
4	0,46571	9,61E-03	1,63E-02	-0,10896	11,50901
6	0,64446	1,97E-02	2,98E-02	-0,15009	11,5818
8	0,79696	3,30E-02	4,54E-02	-0,18655	11,49296
10	0,99146	5,30E-02	5,24E-02	-0,22999	11,65581
12	1,1442	7,44E-02	6,47E-02	-0,26641	11,58242
14	1,2893	9,94E-02	7,56E-02	-0,3007	11,53389
16	1,4459	0,14977	7,21E-02	-0,3369	11,57273
18	1,6142	0,19573	7,24E-02	-0,37411	11,63977
20	1,8824	0,24107	5,87E-02	-0,42622	11,87244
22	2,8039	0,51076	-0,16728	-0,58437	11,98788

Таблиця 3.2

**Крейсер із закінцівкою (60°)**

$\alpha$	$C_{YV}$	$C_{XV}$	$C_{M\kappa p}$	$C_{M\lambda r}$	$\lambda_{\text{ef}}$
-2	2,80E-01	-7,87E-03	-3,06E-02	3,71E-03	9,97917
0	3,96E-01	-8,89E-03	-1,11E-02	-2,03E-02	11,07302
2	5,57E-01	-6,63E-03	4,04E-04	-5,34E-02	11,55138
4	7,08E-01	-1,08E-03	1,36E-02	-8,47E-02	11,57906
6	8,63E-01	8,15E-03	2,51E-02	-0,11653	11,63998
8	9,97E-01	2,02E-02	3,87E-02	-0,14461	11,59889
10	1,16	3,79E-02	4,53E-02	-0,17721	11,71928
12	1,30	5,80E-02	5,50E-02	-0,20683	11,6753
14	1,43	8,04E-02	6,46E-02	-0,23315	11,65755
16	1,56	1,23E-01	6,38E-02	-0,25986	11,68299
18	1,70	1,66E-01	6,44E-02	-0,28836	11,70922
20	1,88	1,92E-01	7,11E-02	-0,32065	11,78359
22	2,05	2,33E-01	7,18E-02	-0,35744	11,79832

Таблиця 3.3

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		55

### Зліт без вінглету

$\alpha$	$C_{YV}$	$C_{XV}$	$C_{Mкр}$	$C_{Mзг}$	$\lambda_{эф}$
-2	-2,33E-02	3,89E-03	-3,85E-02	5,06E-03	11,76822
0	0,12402	2,49E-03	-1,47E-02	-2,89E-02	11,59126
2	0,31236	5,21E-03	1,90E-03	-7,27E-02	11,60104
4	0,5065	1,28E-02	1,65E-02	-0,11769	11,61062
6	0,69791	2,53E-02	3,07E-02	-0,16213	11,61292
8	0,87753	4,25E-02	4,48E-02	-0,20336	11,63585
10	1,079	6,75E-02	5,26E-02	-0,24958	11,6884
12	1,2582	9,59E-02	6,41E-02	-0,29048	11,69359
14	1,4411	0,13361	7,00E-02	-0,33299	11,70083
16	1,5676	0,17275	8,20E-02	-0,36306	11,71257
18	1,8096	0,24757	6,05E-02	-0,41887	11,7204
20	1,9472	0,31554	5,86E-02	-0,45159	11,72018
22	2,0653	0,39277	5,47E-02	-0,47991	11,71989

Таблиця 3.4

### Зліт із закінцівкою (60°)

$\alpha$	$C_{YV}$	$C_{XV}$	$C_{Mкр}$	$C_{Mзг}$	$\lambda_{эф}$
-2	2,80E-01	-6,61E-03	-3,33E-02	3,35E-03	8,70131
0	4,06E-01	-7,83E-03	-1,24E-02	-2,24E-02	11,11779
2	5,79E-01	-5,10E-03	-4,68E-05	-5,79E-02	11,57551
4	7,41E-01	1,71E-03	1,39E-02	-9,14E-02	11,614
6	9,08E-01	1,30E-02	2,62E-02	-0,1257	11,65822
8	1,06	2,81E-02	3,92E-02	-0,15693	11,66828
10	1,24	5,07E-02	4,56E-02	-0,19261	11,731
12	1,43	8,10E-02	4,81E-02	-0,22983	11,83951
14	1,59	1,15E-01	5,45E-02	-0,26345	11,79635
16	1,71	1,51E-01	6,28E-02	-0,28808	11,78071
18	1,85	2,01E-01	6,31E-02	-0,31742	11,78041
20	1,97	2,60E-01	6,22E-02	-0,34302	11,78086

22	2,07	3,26E-01	5,96E-02	-0,36535	11,78122
----	------	----------	----------	----------	----------

### Висновки по розділу

У цьому розділі було проаналізовано вплив керованої закінцівки на аеродинаміку обраного крила. Мною було доведено, що при використанні керованої закінцівки на прямокутному крилі можна отримати менші значення аеродинамічного опору на всіх режимах польоту і у всьому діапазоні кутів атаки. Оскільки використовувалось прямокутне крило БПЛА з великим значенням видовження, то додавання закінцівки на цей параметр вплинуло не значно.

Аеродинамічний розрахунок і умовне моделювання обтікання було проведено за допомогою програмного забезпечення PANSIM.

Перевага саме керованої закінцівки була показана в можливості регуляції, а отже, в можливості покращення контролю польоту. Це демонструється тим, що на етапі зльоту та посадки іноді краще використовувати пряме крило звичайної злітної конфігурації (без вінглету), а в крейсерському польоті паливна ефективність буде досить сильно покращена за рахунок використання закінцівки.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						57
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

## 4. Проектування виконавчого пристрою. Вибір температурних режимів керування

### 4.1. Теоретичні відомості для проектування

При проектуванні виконавчого пристрою (приводу) для зміни форми конструкції крила (або в даному випадку закінцівки) потрібно враховувати найтяжчий варіант його спрацювання.

Необхідність реалізації цілого механізму для кожного з параметрів зміни форми крилець - це вимога, яку потрібно враховувати. На цьому етапі дослідження механізми перебувають лише у концептуальній фазі, однак, оскільки аеродинамічні та структурні сили для кожного механізму зміни форми крилець відомі, можна встановити вимоги до виконавчих механізмів необхідні для зміни геометрії. Оскільки зміна форми вінглетів потрібна не просто, щоб покращити аеродинамічні характеристики літака, але також для виконання функцій пристроїв для зменшення навантаження. Для цього потрібно впровадити механізми з швидко реагуючими виконавчими механізмами, здатними швидко зняти або полегшити навантаження на крило. Швидкі механізми з часом реакції від півсекунди до 2 секунд визначаються таким чином, щоб час спрацювання становив півсекунди.

Для збільшення розмаху (зміна  $A_R$ ) існує лінійна зміна необхідного виконавчого механізму. Це відбувається, оскільки приріст  $A_R$  також збільшує масу крилець лінійним чином, а отже і приріст ваги приводу, що має максимум 2 кг при більшому інтервалі 5 м. Для приводу кута відхилення можна спостерігати вкрай нелінійну поведінку. Ця поведінка залежить від моменту нахилу, але також залежить від спроектованого механізму, який пояснює зміна необхідної сили приводу по всьому спектру надвису. Можна спостерігати що для позитивних кутів нахилу потреба в виконавчих механізмах нижча, ніж для негативних кутів, отже як кращий варіант. Нижні значення, отримані для вимоги приводу, близькі до екстремумів ( $-90^\circ$  та  $90^\circ$ ). Це відбувається завдяки здійсненню пружини в механізм, який полегшує полегшення приводу під

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						58
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		



максимальним та мінімальним кутами. Якщо реалізація цього механізму вимагає швидкої функціональності, тоді знадобиться необхідний привід маса 500 кг. Вище цього, вимога до пружинної сітки робить це значення ще більшим. Механізм підмітання показує мінімум для  $-70^\circ$  розгортки. Для цього значення розгортки також можна знайти максимум  $C_v/C_h$  значення разом із крутящим моментом крила. Однак негатив прокотився крило крила та позитивне розгорнуте крило можуть спричинити небажані наслідки для суглоба крила крило та крило. Ці ефекти можуть спричинити раннє розділення потоку та збільшення опору за рахунок створення вихорів. Вимога приводу скручування демонструє симетричну поведінку, лише залежно від структурна жорсткість відкритої секції крила, отже, має однакову поведінку для позитиву і від'ємні значення, отримуючи максимум при більшому повороті і нараховуючи 0 кг за відсутності кручення. Для максимального значення кручення, вимога вважається низькою, складаючи лише 2 кг. Для кута пальця ноги приводу, механізм залежить лише від моменту нахилу крила. Як можна побачити для позитивних кутів існує майже постійна потреба, що має пік на куті нижнього повороту вінглетта  $0^\circ$ .

Першим кроком для здійснення проектувального розрахунку крила зі змінною формою є визначення діапазону рухів для параметрів зміни форми. Для цього створюється поверхня реакції для аналізу поведінки крутящего моменту та співвідношення  $Y/X$ . Разом з цим також повинна дотримуватись вимога до ваги приводів і результати отримуються відповідно до навантажень, що впливають на структуру та механізм.

Для найважчого, а отже і найцікавішого випадку результати показують надзвичайно високе значення ходу для приводу кута відхилення (від 0 градусів відхилення і до максимуму видовження).

Однак «розумні структури» не повинні бути обмежені такими високотехнологічними застосуваннями, як літак. Вони можуть бути використані для моніторингу будівельних споруд для оцінки довговічності.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		59

Моніторинг поточної та довгострокової поведінки мосту призведе до підвищення безпеки протягом його життя, оскільки він забезпечить раннє попередження конструкції проблеми на стадії, коли дрібний ремонт підвищить довговічність і при використанні в у поєднанні з реабілітацією конструкцій може бути використаний для забезпечення безпеки спостереження за конструкцією виходить за рамки оригінального дизайнерського життя. Це вплине на витрати на життя таких конструкцій шляхом зменшення попередніх витрат на будівництво (оскільки розумні конструкції дозволять знизити рівень безпеки факторів у початковій конструкції), а також шляхом продовження безпечного терміну служби конструкції. «Розумні» матеріали та конструкції також мають широкий спектр потенційних вітчизняних застосувань, як в упаковці харчових продуктів для контролю безпечного зберігання та приготування їжі.

Наведені вище приклади стосуються лише «розумних» структур. Однак розумні матеріали і структури пропонують можливість конструкцій, які не тільки відчують, але й пристосовуються до їх середовища. Такі адаптивні матеріали та конструкції виграють від чуттєвих аспектів виділено раніше, але крім того вони мають можливість рухатися, вібрувати та демонструвати а безліч інших відповідей у реальному часі.

Потенційне застосування таких адаптивних матеріалів та конструкцій варіюється від здатності до контролювати аеропружну форму крила літака, таким чином мінімізуючи опір і покращуючи ефективність експлуатації, для контролю вібрації легких конструкцій, таких як супутники, та пантографи силових пікапів у поїздах. Побутовим середовищем також є потенціал ринок таких матеріалів та конструкцій, з можливістю чутливості до дотику матеріали для сидіння, побутова техніка та інші товари. Ці поняття можуть здаватися недосяжними, але деякі можуть наближатися до комерційної готовності.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		60

#### 4.2. Проектувальний розрахунок

Обираючи параметри приводу потрібно керуватися габаритними розмірами та описаними у попередньому підпункті умовами.

Вимоги до приводів, необхідних для переміщення механізму для досягнення потрібних параметрів форми, обираються для двох випадків. Для випадку 1 результати показують надзвичайно високе значення для приводу кута відхилення (0 градусів відхилення закінцівки і максимум видовження). Навантаження під час зміни кута відхилення, як це було показано під час аналізу, може досягати високих значень до півтонни. Додавання механізму для збільшення розмаху збільшує це значення через більш високі шарнірні моменти завдяки більшій поверхні крила і прольоту, які безпосередньо збільшити навантаження, рухаючи розподіл підйомної сили до закінцівки. З цієї причини діапазон руху для цього виконавчого механізму обмежується мінімум 25 градусами кута відхилення та видовженням 0,5 м. Для приводу зміни розмаху немає обмежень, за винятком того, що вже встановлено у розмірі 0,5 метра, як мінімальне значення. Випадок 2 не створює проблем із надмірною вагою приводу, що є сумою обох приводів для руху за кутом розвалу і механізму зміни розмаху, маючи менше 50 кг, отже, весь представлений діапазон може використовувати з максимальною масою приводу, необхідною для видовження 1,2 м, та досягнення кута розвалу 26,57 градусів (повністю витягнуте крило).

При виконанні розрахунку навантажень враховуємо, що для нього ми обрали крило, яке описане в розділі 3 даної роботи. Додатково дана маса крила та закінцівки для розрахування необхідних характеристик приводу:  $m_{кр} = 440$  кг,  $m_{зак} = 60$  кг відповідно для крила та закінцівки.

Таблиця 4.1 підсумовує вищенаведену інформацію і показує вимоги до приводу у випадках 1 і 2.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		61

Таблиця 4.1

Випадок/Привід	Розмах	Розвал	Відхилення	Нижній поворот	Верхній поворот	Загальне навантаження
Випадок 1	11 кг	0 кг	96 кг	0 кг	0 кг	107 кг
Випадок 2	2 кг	48 кг	0 кг	0 кг	0 кг	50 кг

Беручи до уваги конструкцію обраного крила, а також інформацію з таблиці 4.1, можна обрати необхідні геометричні параметри приводу для зміни форми закінцівки крила.

При розробці приводу SMA, вибір відповідного матеріалу має вирішальне значення для успішного застосування. Цей вибір повинен базуватися на обмеженнях та вимогах, які включають кількість переміщення та сили, температуру навколишнього середовища та виконавчого механізму, циклічну стійкість та тривалість життя, а також умови робочого середовища (наприклад, корозійні, окислювальні тощо).

Матеріали SMA зазвичай виробляють за традиційними технологіями вакуумного плавлення, такими як вакуумна дуга переплавлення, індукційне плавлення у вакуумі, та індукційне плавлення. Велика різноманітність композицій і в результаті властивості існують для відомих та доступних матеріалів SMA. Отже, вибір сплаву, як правило, визначається принципово різні термомеханічні особливості поведінки виставлені цими композиційними варіаціями.

Для поточного стандарту приводів SMA нітинол - хороше початкове рішення. Нітинол складається з майже еквіатомних композицій бінарного нікель-титану та експонатів старт трансформації аустеніту в діапазоні температур від  $-25^{\circ}\text{C}$  до  $115^{\circ}\text{C}$ , залежно від масової частки Ni та термомеханічної обробки. Оскільки бінарні сплави NiTi є найбільш

поширеними і доволі дешевими приводними сплавами, вони часто бувають просто ідентифікований за ваговим вмістом Ni у зв'язці приводів. Збільшення масової частки Ni, як правило, призводить до зниження температури перетворення; однак ці температури можна легко збільшити за рахунок процедури різкого нагрівання, яка також може дати додаткові переваги такі, як сила і стабільність.

Враховуючи наведену вище інформацію можемо здійснити проектувальний розрахунок приводу.

У першу чергу необхідно встановити рівень експлуатаційного напруження. Він не має перевищувати 50% від значення напруження текучості матеріалу. Для сплаву ТН-1, наприклад, цей рівень буде становити 150-240 Мпа.

Для силового елемента, що працює на розтяг-стиск, площу поперечного перерізу має розраховуватися в наступному вигляді:

$$A = \frac{F_0}{\sigma_{\text{екс}}}, \quad (4.1)$$

де  $F_0$  – величина експлуатаційного навантаження;

$\sigma_{\text{екс}}$  – рівень експлуатаційного напруження.

Також для приводу, що виконує поворот закінцівки момен опору поперечного перерізу розраховуватиметься за наступною формулою:

$$W = \frac{M}{\tau_{\text{пр}}}, \quad (4.2)$$

де  $M$  – величина експлуатаційного моменту;

$\tau_{\text{пр}}$  – гранична дотична напруга.

Далі необхідно визначити поле температур, в якому працюватиме привід. При розрахунку варто врахувати, що теплфізичні характеристики сплавів з

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						63
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

пам'яттю форми мають нелінійний характер та є функціями від температури:  
 $c = f_1(T)$ ;  $\lambda = f_2(T)$ ;  $a = f_3(T)$ .

Опис процесу нагрівання елемента проводиться нелінійним диференціальним рівнянням:

$$G = \int_{T_0}^T \frac{\lambda(T)dt}{\lambda_0(T_0)}, \quad (4.3)$$

Для спрощення розрахунку приймемо  $\frac{dT}{dG} = const$ . З цим припущенням з часом процес нагрівання елемента буде розглядатися за певну кількість кроків. В результаті вирішення даної задачі значення функції  $G$  будуть знаходитися в певному діапазоні, в залежності від обраного матеріалу (його теплопровідності і межі текучості). Для сплаву ТН-1 температурний діапазон буде становити 40-100°C.

### Висновки по розділу

У цьому розділі мною було спроектовано конструкцію приводу, зокрема обрані масові параметри для приводу у 2 випадках: 1) коли виконується видовження та відхилення закінцівки уверх або вниз; 2) коли виконується видовження та рух за кутом розвалу (в горизонтальній площині). Габарити конструкції залежать від конструкції крила, в якому вона використовується, тому геометричні параметри розраховувалися мною для крила, що описане в розділі 3 даної дипломної роботи.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		64

## 5. Кінематичний аналіз системи керування конструкції, що містить елементи виготовлені з використанням сплавів з пам'яттю форми

Принципові кінематичні схеми для конструкцій, виготовлених зі сплавів з пам'яттю форми, не сильно відрізняються від звичайних. Перевага таких конструкцій в кінематиці виявляється у тому, що для виконання, наприклад, поступального і обертального руху одночасно необхідний лише один привід. Тому кінематичний аналіз буде проведено для кінематичної схеми (рис. 5.1), в якій вважатимемо балки в конструкції абсолютно жорсткими.

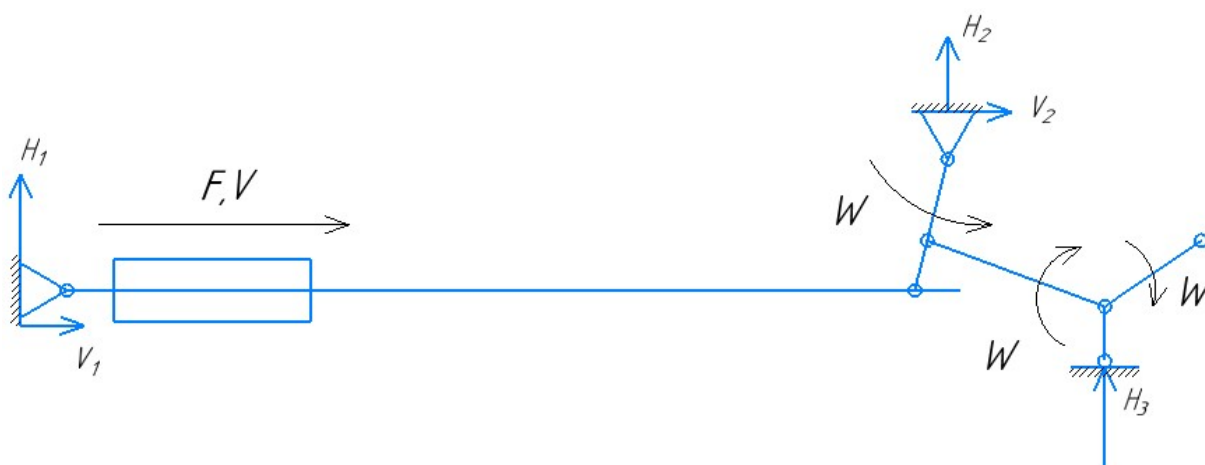


Рис. 14. Кінематична схема приводу, виконаного з використанням сплавів з пам'яттю форми

Навантаження, які має витримувати конструкція були визначені раніше, виходячи з конструктивних міркувань та стандартних значень для сплавів з пам'яттю форми (див. табл. 4.1). Геометричні параметри цієї конструкції залежить від обраної схеми та габаритів конструкції крила і, власне, закінцівки, для якої цей привід і проектувався.

Ця схема є геометрично змінюваною тому, що вона може істотно змінити свою геометричну форму через наявність сплавів з пам'яттю форми.

Кількісний етап має за мету визначення кількості ступенів вільності всієї розрахункової схеми, тобто сумарної кількості ступенів вільності (кількості незалежних параметрів руху), які визначають положення елементів системи стосовно якоїсь нерухомої системи координат. Цю величину називають ступенем геометричної змінюваності системи.

Виходячи зі схеми (див. рис. 5.1) можна записати формулу Чебишева для визначення ступеня геометричної змінюваності  $\Gamma$ :

$$\Gamma = 3Д + 2В - 3П - 2Ш - С - 3, \quad (5.1)$$

де  $Д$  – кількість простих дисків;  $В$  – кількість вузлів в'язей;  $П$  – кількість припайок;  $Ш$  – кількість простих шарнірів;  $С$  – кількість простих стержнів.

Для випадку на схемі з рисунку 5.1 ми отримаємо:  $\Gamma = 2$ .

Якісний аналіз розрахункової схеми полягає у визначенні послідовності та способів утворення системи з елементів. Враховуючи результат розрахунку ступеня геометричної змінюваності (див. формулу 5.1), можна відразу сказати, що система геометрично змінювана.

Далі визначимо реакції опор на виконання повороту за кутом відхилення (див. п.2) та видовження закінцівки. Силкові фактори цих рухів показані в п.4 (див. табл. 4.1).

Вихідні дані:  $F = 11$  кг,  $F_c = 96$  кг. Тут  $L$  – довжини ланок механізму,  $F_c$  – величина сили, необхідної для виконання відхилення закрilка.

$$V_1 = -F = -11 \text{ кг} \quad (5.2)$$

$$H_1 = 0 \text{ кг} \quad (5.3)$$

$$V_2 = F_c * \cos 80^\circ - F = 96 * \cos 80^\circ - 11 = 5,67 \text{ кг} \quad (5.4)$$

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		66



$$H_2 = F_c * \cos 20^\circ = 96 * \cos 20^\circ = 90,21 \text{ кг} \quad (5.5)$$

$$H_3 = -F_c = -96 \text{ кг} \quad (5.6)$$

### Висновки по розділу

У цьому розділі мною був проведений кінематичний аналіз схеми приводу, що був виготовлений з використанням сплавів з пам'яттю форми. При аналізі були враховані особливості сплавів з пам'яттю форми і принцип дії механізму, що має виконувати зміну геометричних параметрів закінцівки прямокутного крила.

В ході аналізу було зроблено висновок, що система є геометрично змінюваною, оскільки має ступінь геометричної змінюваності  $\Gamma > 0$ .

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						67
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

## ВИСНОВОК

Концепція зміни форми конструкції фокусується на пристосованості літака до різних умов для забезпечення оптимізації продуктивності. Це зробило б літак більш економічно вигідним і ефективним для виконання різноманітних місій. Проте, використання цієї технології і досі залишається проблемою для масового застосування через складність приводів для активації властивостей «розумних» матеріалів та їх доволі високу вартість.

При вивченні «розумних» матеріалів, їх властивостей, що проявляються у відповідь на зовнішні умови, таких як температура, напруження, електропровідність, магнітне поле, стало зрозуміло, ці унікальні характеристики матимуть великий вплив у аерокосмічній галузі. Причиною цього є те, що ці властивості можна застосувати до різних частин літака для поліпшення загальних характеристик продуктивності. Наприклад, за допомогою приводу з використанням «розумного» матеріалу його продуктивність можна зробити набагато більшою, ніж при звичайній системі, оскільки електроенергія має абсолютно зворотню дію при спрацюванні, кількість деталей значно зменшується і швидкість передачі електричних імпульсів набагато вища. Більше того, інноваційні дослідження намагаються розробити адаптивні крила або контрольні поверхні, які можуть значно збільшити маневреність. Крім того, «розумний» матеріал, як правило, має невелику вагу і може бути виготовлений в компактному компонуванні. Одночасно вартість виготовлення літального апарату може бути зменшена, а технічне обслуговування мінімізовано за допомогою використання «розумних» матеріалів для контролю вібрації. Відповідно, попит на структури побудовані за допомогою «розумних» матеріалів, різко зростає, оскільки може покращити загальна ефективність, маневреність, безпека, стійкість, легковагова конструкція літаки. Тому «розумні» матеріали є інновацією аерокосмічної галузі і вони будуть широко використовуватися в майбутньому.

					ВЛ7211.16.00.00.00ПЗ	Лист
						68
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

В ході виконання даного дипломного проекту мною був досліджений вплив сплавів з пам'яттю форми та деяких інших матеріалів, які називають «розумними», на конструкцію та аеродинаміку крила літака та, зокрема, його закінцівки (вінглета). Закінцівка зі змінною формою може забезпечити найкращі аеродинамічні характеристики, як на етапах зльоту та посадки, так і в крейсерському польоті.

Розробка конструкції керованої закінцівки (а саме приводу, що керує закінцівкою) проводилась, опираючись на аналогічні схеми закінцівок та приводів для зміни того чи іншого параметру. Після отримання результатів аеродинамічного моделювання, був спроектований привід для відхилення та видовження закінцівки крила, а також обрані температурні умови роботи цього механізму.

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						69
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

### Список використаних джерел:

1. A Review of Modelling and Analysis of Morphing Wings / [L. Daochun, Z. Shiwei, D. Andrea та ін.]. – Delft, The Netherlands: Elsevier, 2018. – 43 с. – (Delft University of Technology).
2. Overview of smart-structures technology [Електронний ресурс] / H. Moner, P. Wierach // Institute of Composite Structures and Adaptive Systems. – 2005. – Режим доступу до ресурсу: <https://cupdf.com/document/overview-of-smart-structures-technology-at-the-german-aerospace-.html>.
3. Shape memory alloy actuator design: CASMART collaborative best practices and case studies [Електронний ресурс] // International Journal of Mechanics and Materials in Design. – 2014. – Режим доступу до ресурсу: [https://www.researchgate.net/publication/258164448\\_Shape\\_memory\\_alloy\\_actuator\\_design\\_CASMART\\_collaborative\\_best\\_practices\\_and\\_case\\_studies](https://www.researchgate.net/publication/258164448_Shape_memory_alloy_actuator_design_CASMART_collaborative_best_practices_and_case_studies).
4. Москаленко В. О. Исследование аэродинамических характеристик крыла с законцовками различной формы / В. О. Москаленко, А. И. Цой, А. А. Недогарок. – Москва, Россия: ПАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой», 2019. – 12 с. – (МГТУ им. Н.Э. Баумана).
5. Girolamo C. Shape Memory Alloys for Aerospace, Recent Developments, and New Applications: A Short Review / C. Girolamo, T. Maria Elisa. – Rome, Italy: Industrial Engineering Department, University of Rome Tor Vergata, 2020. – 16 с. – (Civil Engineering and Computer Science Department, University of Rome Tor Vergata).
6. M.A. Cancino Q. Impact of Morphing Winglets on Aircraft Performance / Queirolo M.A. Cancino. – Delft, The Netherlands: Mauricio Andrés Cancino Queirolo, 2018. – 92 с. – (Delft University of Technology).
7. Smart Material in Aerospace Industry / Chin Hang Lam, Kin Fai Law, Yip Man Lee та ін.]. – Adelaide: SCHOOL OF MECHANICAL ENGINEERING, 2007. – 54 с. – (The University of Adelaide).

					ВЛ7211.16.00.00.00.00ПЗ	Лист
						70
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		