

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

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

До захисту допущено  
В. о. завідувач 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: «Система керування адаптивним крилом безпілотною літального  
апарату»**

Виконав:  
студент IV курсу, групи ВЛ-72  
Лемешко Максим В'ячеславович \_\_\_\_\_

Керівник:  
професор, д.т.н., професор кафедри КІ  
Архипов Олександр Геннадійович \_\_\_\_\_

Рецензент:  
професор, д.т.н., професор кафедри СКЛА  
Рижков Лев Михайлович \_\_\_\_\_

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

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року

## ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/П	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проєкт	1	
2	A4	ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ	Пояснювальна записка	64	
3	A1	ВЛ7212.16.50.00.01ВЗ	Загальний вигляд БПЛА	1	
4	A1	ВЛ7212.16.50.00.02ІМ	Аналіз існуючих конструктивно-силових схем адаптивних крил	1	
5	A1	ВЛ7212.16.50.00.03ІМ	Масо-габаритний аналіз електричного і гідравлічного приводів	1	
6	A1	ВЛ7212.16.50.00.04СК	Привід керування адаптивним крилом	1	
		П.І.Б.	Підп.	Дата	<b>ВЛ7212.16.50.00.00</b>
Розробив		Лемешко М.В.			Аркуш
Перевірив		Архипов О.Г.			Аркушів
					1
Н. контр.		Поваров С.А.			1
Зав. каф.		Кабанячий В.В.			КПІ ім. Ігоря Сік орського
					Каф. <u>АРБ</u> Гр. ВЛ-72

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**

на дипломний проєкт студенту  
**Лемешку Максиму В'ячеславовичу**  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Система керування адаптивним крилом безпілотного літального апарату», керівник проєкту Архипов Олександр Геннадійович, професор кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021р. № 1061-с
2. Термін подання студентом проєкту 17 червня 2021 р.

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

3.1 Висота польоту  $H=0\dots 6000\text{м}$ .

3.2 Крейсерська швидкість польоту  $V= 200 \text{ км/год}$ .

3.3 Польотна вага  $m_{\text{пол}} = 200 \text{ кг}$ .

3.4 Тривалість польоту  $t_{\text{пол}} = 12 \text{ год}$ .

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

4.1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем адаптивних крил.

4.2. Масо-габаритний аналіз електричного приводу.

4.3. Масо-габаритний аналіз гідравлічного приводу.

4.4. Силевий і кінематичний розрахунок конструкції механізму адаптивного крила.

4.5. Технологія виготовлення елементів конструкції.

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

5.1 Загальний вигляд БПЛА.

5.2 Аналіз існуючих конструктивно – силових схем адаптивних крил.

5.3 Маса -габаритний аналіз електричного і гідравлічного приводів.

5.4 Привід керування адаптивним крилом.

**6. Дата видачі завдання:** 1 лютого 2021 р.

### КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 15.03.2021 р.	
2.	Аналіз методики проєктування	до 29.03.2021 р.	
3.	Аналіз схем адаптивних крил	до 12.04.2021 р.	
4.	Вибір проєктного дослідного БПЛА	до 20.04.2021 р.	
5.	Вибір розглянутих електричних приводів механізації	до 30.04.2021 р.	
6.	Вибір розглянутого гідравлічного приводу механізації	до 5.05.2021 р.	
7.	Розрахунок навантаження на механізацію адаптивного крила	до 15.05.2021 р.	
8.	Проектування редуктора приводу механізації адаптивного крила БПЛА	до 27.05.2021 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 07.06.2021 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 14.06.2021 р.	
11.	Захист	з 14.06.2021 р. по 20.06.2021 р.	

Студент \_\_\_\_\_

Максим ЛЕМЕШКО

Керівник \_\_\_\_\_

Олександр АРХИПОВ

**Пояснювальна записка  
до дипломного проєкту**

**на тему: «Система керування адаптивним крилом  
безпілотного літального апарату»**

## **Анотація**

Пояснювальна записка до ДП «Система керування адаптивним крилом безпілотного літального апарату» містить 64 аркуші тексту, 24 ілюстрації та 13 використаних джерел.

Метою даної роботи є набуття теоретичних знань, які необхідні для виконання дипломного проекту, а також використання набутих знань в реальних задачах.

В результаті виконаний огляд конструктивно-силових схем адаптивних крил. Розглянуто особливості приводу систем адаптивних крил, детально викладені результати робочого проектування, льотно-технічні характеристики. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проекту та визначено шляхи його реалізації.

Підвищення паливної ефективності літака є однією із основних вимог, які висуваються до перспективних літальних апаратів і літальних апаратів, які модернізуються. До зазначених засобів відносяться: відмова від механізації кромки крила та від традиційних органів керування шляхом застосування адаптивного крила. Визначення зміни паливної ефективності літака дозволить оцінити зміну його експлуатаційних витрат протягом життєвого циклу.

**Ключові слова:** адаптивне крило, лінійний привід, хвильова передача, черв'ячний редуктор, крило.

## **Abstract**

Explanatory note to the DP "Adaptive wing control system of an unmanned aerial vehicle" contains 64 sheets of text, 24 illustrations and 13 sources used.

The purpose of this is to acquire theoretical knowledge that is necessary for the implementation of the thesis project, as well as the use of acquired knowledge in real problems.

As a result, a review of structural and power schemes of adaptive wings. Features of the drive of adaptive wing systems are considered, results of working designing, flight technical characteristics are in detail stated. On the basis of the performed analysis the TOR to the project is formed and the ways of its realization are defined.

Improving the fuel efficiency of the aircraft is one of the main requirements for promising aircraft and aircraft that are being upgraded. These tools include: abandonment of mechanization of the wing edges and traditional controls by using an adaptive wing. Determining the change in the fuel efficiency of an aircraft will allow to estimate the change in its operating costs over the life cycle.

**Keywords:** adaptive wing, linear drive, wave transmission, worm gearbox, wing.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	6
ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ АДАПТИВНИХ КРИЛ .....	9
1.1 ПОРІВНЯННЯ І ВИБІР МЕХАНІЗАЦІЇ АДАПТИВНОГО КРИЛА .....	11
1.1.1 ЩІЛЬОВЕ КРИЛО.....	11
1.1.2 МЕХАТРОННЕ КРИЛО .....	13
1.1.3 ГНУЧКЕ КРИЛО FLEX-FOIL.....	15
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	18
2. МАСО-ГАБАРИТНИЙ АНАЛІЗ ЕЛЕКТРИЧНОГО ПРИВОДУ.....	19
2.1 ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНИЙ ЛІНІЙНИЙ ПРИВІД З ГВИНТОВОЮ ПЕРЕДАЧЕЮ КОЧЕННЯ .....	19
2.2 ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНИЙ ЛІНІЙНИЙ ПРИВІД З ГВИНТОВОЮ ПЕРЕДАЧЕЮ І ХВИЛЬОВИМ РЕДУКТОРОМ.....	21
2.3 ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНИЙ ЛІНІЙНИЙ ПРИВІД З ГВИНТОВОЮ ПЕРЕДАЧЕЮ КОВЗАННЯ.....	24
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	27
3. МАСО-ГАБАРИТНИЙ АНАЛІЗ ГІДРАВЛІЧНОГО ПРИВОДУ .....	28
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	34
4. СИЛОВИЙ І КІНЕМАТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК КОНСТРУКЦІЇ МЕХАНІЗМУ АДАПТИВНОГО КРИЛА.....	35
4.1 РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА МЕХАНІЗАЦІЮ .....	36
4.2 ОПИС ПРОТОТИПУ РЕДУКТОРА .....	40

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>							
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	Система керування адаптивним крилом безпілотного літального апарату			Літ.	Аркуш	Аркушів		
Розроб.		Лемешко М.В.								4	64	
Перевірив		Архипов О.Г.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ                      Гр. ВЛ-72				
Н. кон.		Поваров С.А.										
Затв.		Кабанячий В.В.										



4.3	РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕДАЧІ ГВИНТ-ГАЙКА.....	40
4.3.1	ВИБІР МАТЕРІАЛУ .....	40
4.3.2	ПРОЕКТНИЙ РОЗРАХУНОК ПЕРЕДАЧІ ГВИНТ-ГАЙКА .....	40
4.3.3	ПЕРЕВІРНИЙ РОЗРАХУНОК ПЕРЕДАЧІ НА СТІЙКІСТЬ ПРОТИ СПРАЦЮВАННЯ ВИТКІВ.....	42
4.3.4	ПЕРЕВІРКА ГВИНТА НА МІЦНІСТЬ.....	42
4.3.5	ПЕРЕВІРКА ГВИНТА НА СТІЙКІСТЬ.....	42
4.4	ВИБІР ДВИГУНА .....	44
4.5	РОЗРАХУНОК ШВИДКОХІДНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	45
4.5.1	ПАРАМЕТРИ НАВАНТАЖЕННЯ ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	46
4.5.2	МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЧЕРВ'ЯКА ТА ЧЕРВ'ЯЧНОГО КОЛЕСА.....	47
4.5.3	ДОПУСТИМИ НАПРУЖЕННЯ ДЛЯ РОЗРАХУНКІВ ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ.....	47
4.5.4	ПРОЕКТНИЙ РОЗРАХУНОК ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	48
4.5.5	ПОПЕРЕДНІ ЗНАЧЕННЯ ДЕЯКИХ ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕДАЧІ.....	49
4.5.6	РОЗРАХУНОК ЗУБЦІВ ЧЕРВ'ЯЧНОГО КОЛЕСА НА КОНТАКТНУ ВИТРИВАЛІСТЬ .	50
4.5.7	РОЗРАХУНОК АКТИВНИХ ПОВЕРХОНЬ ЗУБЦІВ ЧЕРВ'ЯЧНОГО КОЛЕСА НА КОНТАКТНУ МІЦНІСТЬ ПРИ ДІЇ МАКСИМАЛЬНОГО НАВАНТАЖЕННЯ.....	51
4.5.8	РОЗРАХУНОК ЗУБЦІВ ЧЕРВ'ЯЧНОГО КОЛЕСА НА ВИТРИВАЛІСТЬ ПРИ ЗГИНІ ....	51
4.5.9	ПЕРЕВІРКА МІЦНОСТІ ЗУБЦІВ ПРИ ЗГИНІ МАКСИМАЛЬНИМ НАВАНТАЖЕННЯМ	52
4.5.10	РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	52
4.5.11	СИЛИ У ЗАЧЕПЛЕНІ ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	53
4.5.12	ККД ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ .....	53
4.5.13	ПЕРЕВІРКА ЧЕРВ'ЯКА НА ЖОРСТКІСТЬ .....	54
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	55
5.	ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ .....	56
5.1	ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ХОДОВИХ ГВИНТІВ І ГАЙОК КОВЗАННЯ.....	56
5.2	ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЧЕРВ'ЯЧНОЇ ПЕРЕДАЧІ.....	58
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	62
	ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК .....	63
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	64

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		5

## Перелік умовних позначень

АП – авіаційні правила

АРП – автономний рульовий привід

АХ - аеродинамічні характеристики

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ККД – коефіцієнт корисної дії

ЛА – літальний апарат

РП – рульовий привід

СУР – система управління рулями

ISO – International Organization for Standardization

SMA – shape-memory alloy

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		6

## Вступ

Удосконалення авіаційної техніки відбувається постійно, і пропонуються все нові підходи до вирішення завдання поліпшення злітно-посадкових і крейсерських характеристик безпілотних літальних апаратів. Одним з таких нових напрямків конструкції літаків є створення несучих поверхонь з адаптивною геометрією крила.

Роботи зі створення такого крила ведуться в багатьох країнах і перші результати були досягнуті на експериментальному літаку F-111 в 80-х роках в США. У ті далекі роки створення подібного роду крила вимагало великих капітальних витрат і застосування нових технологій і матеріалів. На цей час створені матеріали і розроблені різні види конструкцій приводів адаптивних крил. Вони дозволяють знизити витрати і застосувати такі крила на нових цивільних і бойових БПЛА.

Мета дипломного проекту:

- Виконати аналіз існуючих конструктивно-силових схем адаптивних крил та літератури по сучасним методам механізування систем адаптивних крил. Постановка завдання;
- Визначити масово-габаритний аналіз електричного приводу
- Виконати масово-габаритний аналіз гідравлічного приводу
- Розрахувати зовнішні навантаження діючі на механізацію;
- Виконати проектувальний розрахунок електричного приводу, підібрати двигун, розрахувати передачі
- Розрахувати технологію виготовлення елементів конструкцій

В розділі 1 розглядаються існуючі конструктивно-силові схеми адаптивних крил, порівнюється механізація та спосіб зміни зовнішніх обводів крила. Для порівняння обрані щільове крило, мехатронне крило та розробка адаптивного крила Flex-Foil.

В розділі 2 був зроблений порівняльний аналіз різних електромеханічних приводів механізації адаптивного крила. Для порівняння були взяті

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		7

електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею кочення і черв'ячним редуктором, електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею і хвильовим редуктором, електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею ковзання і черв'ячним редуктором.

В розділі 3 описана конструкція гідравлічного приводу, проаналізовані масо-габаритні параметри, недоліки гідравлічної системи.

В розділі 4 розраховані навантаження на адаптивну механізацію, за отриманим навантаженням була з'ясована сила, яку повинен видавати лінійний привід для руху механізації.

В розділі 5 описані технологічні методи виготовлення елементів конструкції.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

## 1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем адаптивних крил

Поліпшення льотно-технічних і економічних характеристик літальних апаратів (ЛА) досягається вдосконаленням його аеродинамічних характеристик (АХ), характеристик його силової установки, вдосконаленням конструкції планера з використанням нових конструкційних матеріалів, технологій їх виробництва. Перспективним напрямком в сучасному літакобудуванні є застосування адаптивного крила зі змінною формою і геометрією.

Однак для реалізації такого проекту необхідно застосовувати відповідні агрегати механізації адаптивного крила. Застосування електроприводів з високими енергетичними і масогабаритними показниками для управління адаптивними крилами дозволить знизити льотну масу і оптимізувати характеристики літака.

Для управління польотом сучасного літака використовується широкий набір аеродинамічних поверхонь. Управління цими поверхнями проводиться різними силовими приводами: гідравлічними, пневматичними і електричними. Найбільш перспективними є електроприводи, з огляду на їх простоту конструкції і високих масогабаритних показників. Зусилля, необхідні для переміщення аеродинамічної поверхні, для кожного літака визначаються площею поверхні, швидкістю, висотою польоту і іншими умовами. Слід зазначити, що основна маса несучої системи літака і рульових поверхонь зосереджена в силових приводах. Тому розробка простих електромеханічних приводів з високими масогабаритними показниками як заміна гідравлічних систем являє актуальною науково-технічною задачею. В даний час електро-приводи знаходять застосування в системах управління становищем літака і механізацією крила. Більш широке використання електроприводів обмежено внаслідок необхідності забезпечення ресурсу і надійності механічної частини електроприводу. Тому в останні 10 років у зв'язку з появою нових авіаційних матеріалів все більшу увагу звертається на можливість поліпшення аеродинамічних характеристик літака на основі зміни геометрії крила. Зміна геометрії крила здійснюється в залежності

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

від режиму польоту за допомогою застосування адаптивного крила. Аналізуються можливості поліпшення аеродинамічної якості ЛА. Аеродинамічна якість впливає на такі важливі показники конкурентоспроможності ЛА, як: крейсерська швидкість, дальність і тривалість польоту при заданій величині корисного навантаження (рис. 1.1). Наслідком збільшення аеродинамічної якості ЛА є підвищення його паливної ефективності. Підвищення паливної ефективності літака є одним з основних вимог, які пред'являються до перспективних і модернізованих ЛА. Таким чином, дослідження можливостей підвищення аеродинамічної якості ЛА являються актуальними.

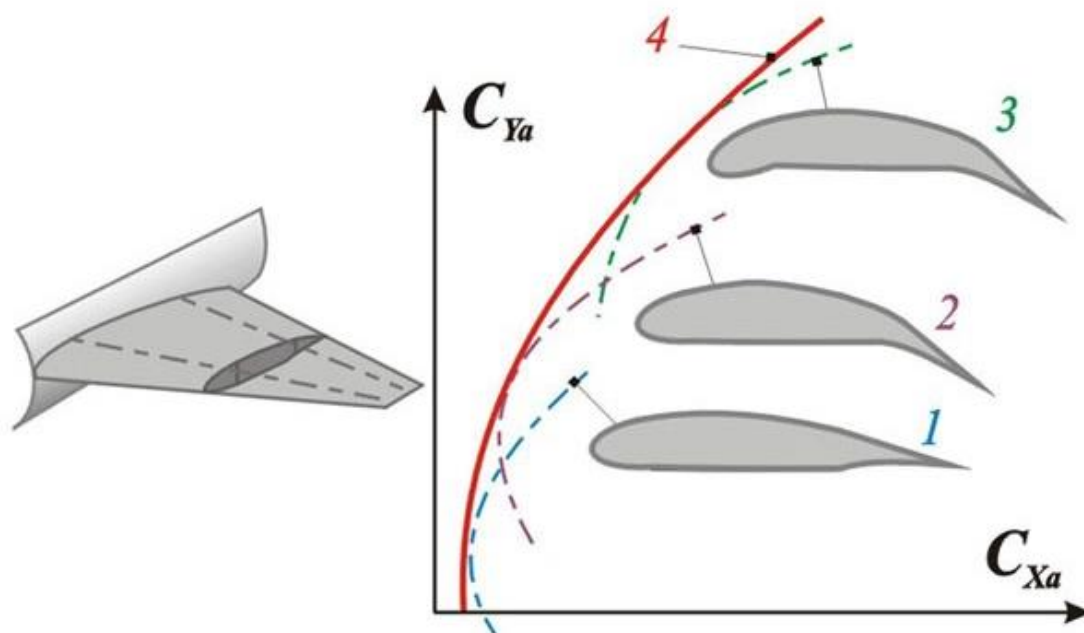


Рис. 1.1. Адаптивне крило і поляра літака з таким крилом: 1 - конфігурація профілю забезпечує оптимальні характеристики при польоті на великих числах  $M$ ; 2 - конфігурація при крейсерському польоті на помірних швидкостях; 3 - конфігурація при маневрі з великими швидкостями; 4 – поляра літака з адаптивним крилом.

Багато концепцій адаптивного крила покладаються на використання петель, гвинтів та інших подібних пристроїв для зміни геометрії конструкції літака; інші системи використовують п'єзокерамічні виконавчі механізми або SMA, щоб деформувати структуру від початкового стану до фінальної конфігурації. Останні розробки в напрямку адаптивних систем можна знайти в

композитних ламінатах, керованих п'єзоелектричними приводами, а також у морфінговому гіпереліптичному крилі, де для безперервної трансформації крила з плоскої конфігурації в конфігурацію злітно-посадкову використовується механізм з одним ступенем свободи.

## **1.1 Порівняння і вибір механізації адаптивного крила**

### **1.1.1 Щільове крило**

Недоліком жорсткого крила є неможливість отримання досить високого приросту аеродинамічної якості в усьому діапазоні польотних кутів атаки.

Найбільш близьким за технічною сутністю є крило літака, що містить закруглену передню і гостру хвостову частини, пілони і кілька крилових елементів, закріплених на пілонах з утворенням щілин, мають звуження від входу на нижній поверхні до виходу на верхній поверхні, а кожен елемент має закруглену передню і гостру хвостову частини.

Однак дане крило характеризується невисокою аеродинамічною якістю і не забезпечує безвідривного обтікання крилевих елементів повітряним потоком. Крім того, дане крило не забезпечує адаптації геометрії крила до режиму польоту і має низьку підйомну силу на злітно-посадочних режимах.

Задачею щільової механізації є підвищення аеродинамічної якості крила літального апарату, забезпечення безвідривно обтікання крилевих елементів повітряним потоком, адаптацію геометрії крила до режимам польоту і підвищення підйомної сили на злітно-посадочних режимах.

Дане завдання досягається тим, що крило літака, що містить закруглену передню і гостру хвостову частини, пілони і кілька крилевих елементів, закріплених на пілонах з утворенням щілин, мають звуження від входу на нижній поверхні до виходу на верхній поверхні, а кожен елемент має закруглену передню і гостру хвостову частини, забезпечені приводами, призначеними для незалежного регулювання ширини входів і виходів щілин між крилевими елементами, а також зміщення кожного елемента уздовж середньої лінії при збереженні звуження щілин від входу до виходу.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

Крило літака містить чотири крилевих елемента з щілинами між ними і жорстко закріплених на пілонах, при цьому перший крилевий елемент розташований з негативним кутом атаки, входи щілин розташовані на нижній поверхні крила, а виходи - на верхній поверхні крила (рис. 1.2). Крилеві елементи жорстко закріплені на силових пілонах і утворюють багатощільовий аеродинамічний профіль зі щілинами.

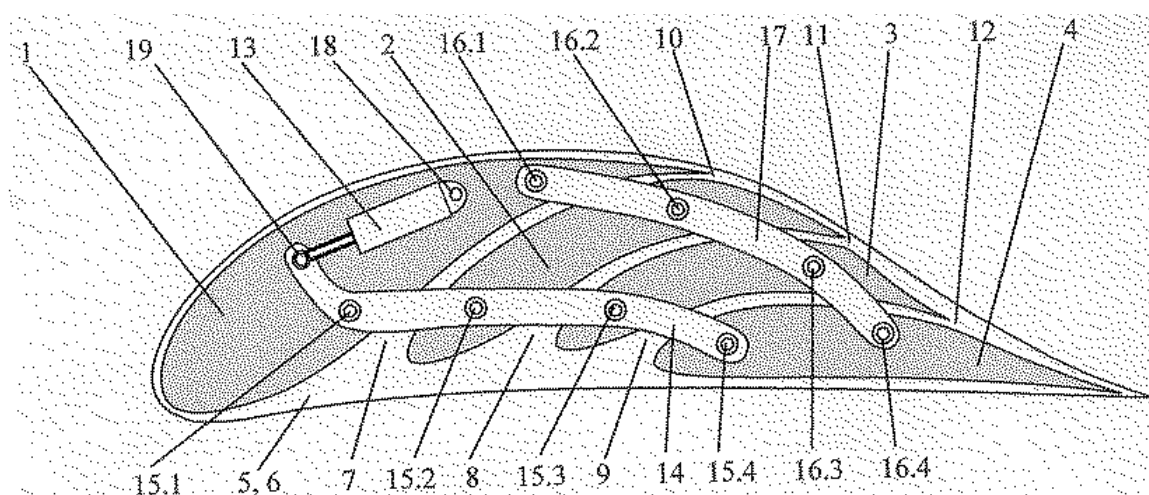


Рис. 1.2. Багатощільове крило з синхронно змінною шириною входів і виходів щілин:  
 1, 2, 3, 4 – чотири крилевих елемента; 5, 6 – пілони; 7, 8, 9 – вхідні канали нижньої поверхні;  
 10, 11, 12 – вихідні канали верхньої поверхні; 13 – силовий привід (актуатор);  
 14 – нижній з'єднувальний важіль; 15.1, 15.2, 15.3, 15.4 – осі обертання нижньої ланки;  
 16.1, 16.2, 16.3, 16.4 – осі обертання верхньої ланки; 17 – верхній з'єднувальний важіль;  
 18 – вісь кріплення приводу; 19 – вісь силового штоку.

У робочому режимі під крилом створюється підвищений тиск, під дією якого газ проходить через звужуючі щілини і виходить на верхню задню поверхню багатощільового крила. При виході з щілин газ має велику швидкість, ніж при обтіканні задньої поверхні крила, що сприяє збільшенню швидкості в прикордонному шарі і більш стійкому безвідривному обтіканню задньої верхньої поверхні крила при всіх робочих режимах.



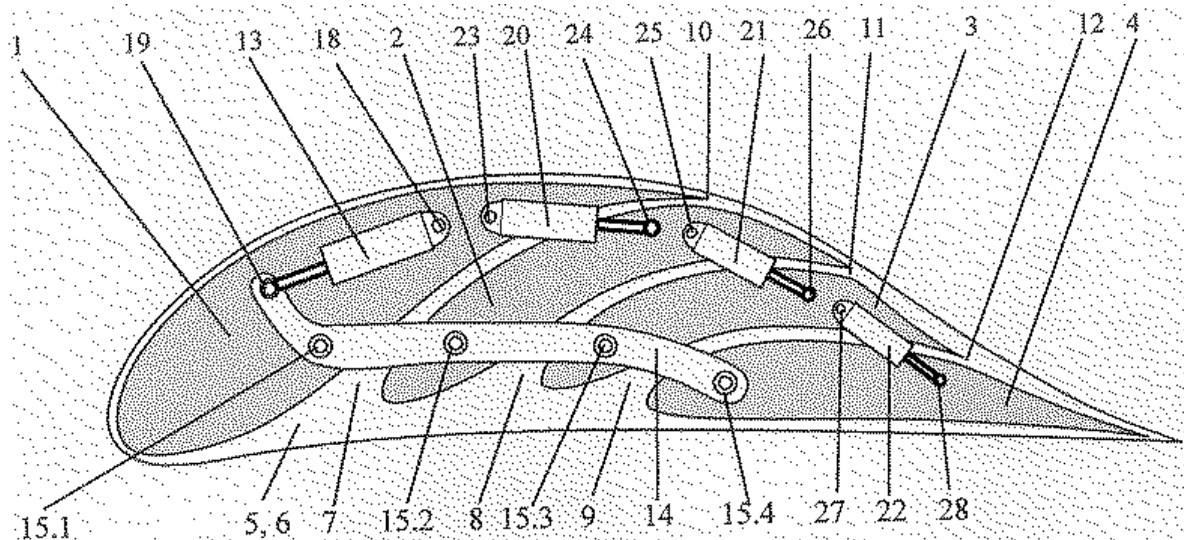


Рис. 1.3. багатощільове крило з незалежною змінною шириною входів і виходів щілин: 1, 2, 3, 4 – чотири крилевих елемента; 5, 6 – пілони; 7, 8, 9 – вхідні канали нижньої поверхні; 10, 11, 12 – вихідні канали верхньої поверхні; 13 – силовий привід (актуатор); 14 – нижній з’єднувальний важіль; 15.1, 15.2, 15.3, 15.4 – осі обертання нижньої ланки; 18 – вісь кріплення приводу; 19 – вісь силового штоку; 20, 21, 22 – силові приводи; 23, 25, 27 – вісь кріплення приводу; 24, 26, 28 – вісь силового штоку.

Крило має силовий привід (рис. 1.3), що забезпечує синхронну зміну ширини входів щілин за допомогою важелів за рахунок зміни кутів повороту щодо осей. Призначення щілин - забезпечити регулювання тиску на верхній поверхні крила, причому кількість щілин визначається геометрією профілю крила.

### 1.1.2 Мехатронне крило

В основі даної конструкції каркаса адаптивного крила лежить мехатронний вузол, покликаний забезпечити заданий кут між елементами в структурі адаптивного крила, узгоджене управління якими дозволяє змінювати геометрію крила з урахуванням аеродинамічних і технологічних вимог. Мехатронний вузол являє собою послідовне об’єднання циліндричних шарнірів подвійної дії, вписаних в контур профілю крила (рис. 1.4) з приводом.

Для конструкції механічного вузла характерні наявність пружних взаємообернених зв’язків і безперервно змінна вісь обертання. Управління мехатронним вузлом здійснюється шляхом натягу і ослаблення тяги,

						<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			13

перекинутої через шків, пов'язаний з валом сервоприводу. Запропонована конструктивна схема може бути змінена на варіанти з використанням електромеханічних, п'єзо-, пневматичних і гідравлічних актуаторів, а також «матеріалів з пам'яттю» (з нітінолових ниток).

Розташування мехатронних вузлів в структурі каркаса крила має наділяти останнім властивостями, що дозволяють плавно відхиляти носову і хвостову частини, змінюючи, таким чином, кривизну уздовж розмаху, в залежності від висоти, швидкості польоту і перевантаження, а також повністю змінювати форму всього крила, в тому числі з можливістю придбання крилом гвинтової форми. Крило складається з не менше двох мехатронних вузлів (рис. 1.5), об'єднаних в єдину конструкцію за допомогою пружних стрижневих елементів з вуглепластика і елемента жорсткого об'єднання мехатронних вузлів (рис. 1.6). Управління приводами погоджено за допомогою електронної системи.

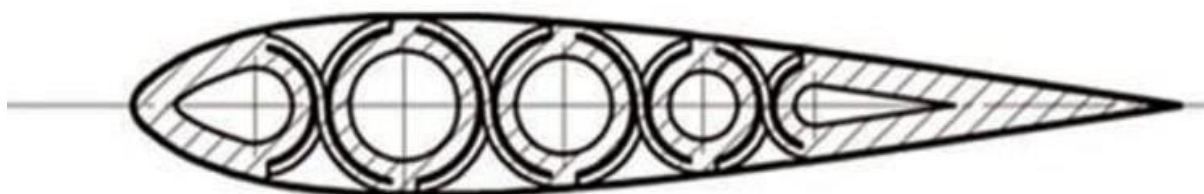


Рис. 1.4. Схема послідовного об'єднання циліндричних шарнірів подвійної дії, вписаних в контур крила

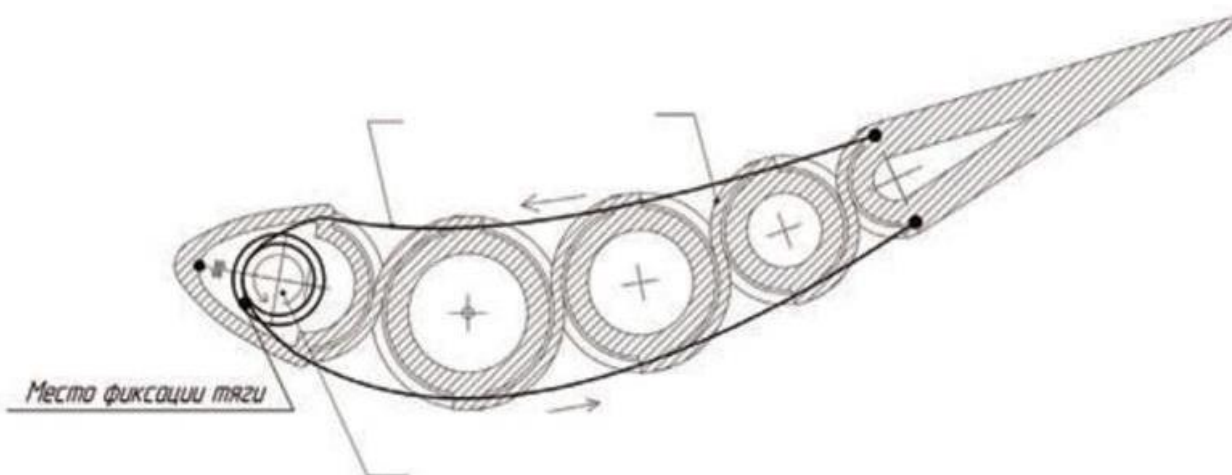


Рис. 1.5. Конструктивна схема мехатронного вузла адаптивного крила:  
1 - електромеханічний привід; 2 - тяга; 3 - циліндричний шарнір подвійної дії.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		14

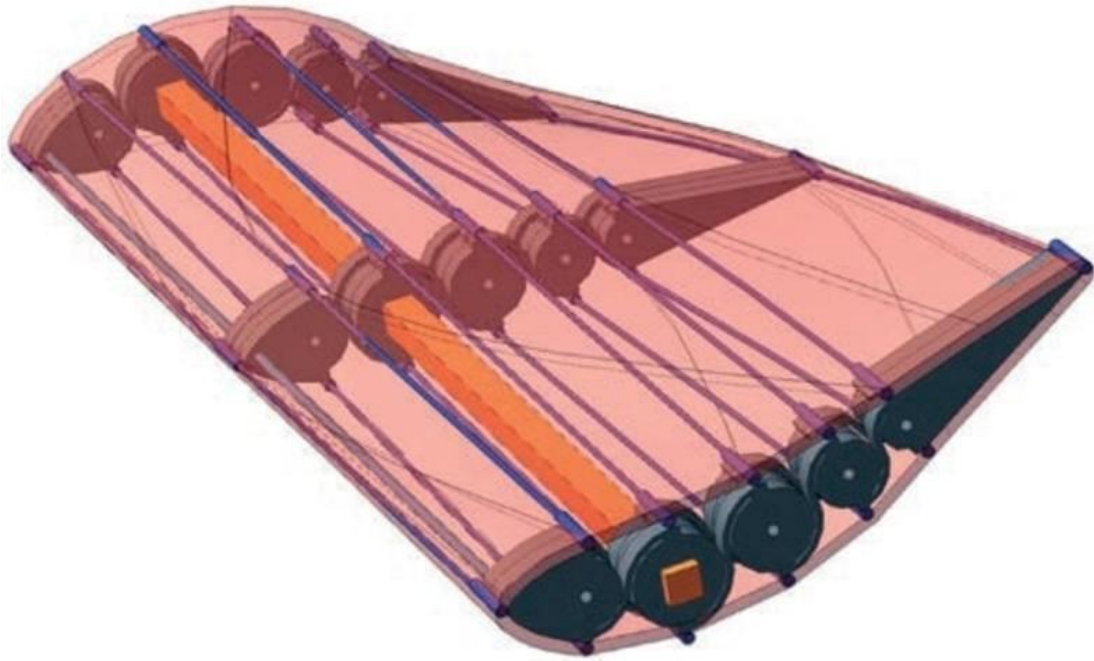


Рис. 1.6. Зовнішній вигляд фрагмента адаптивного крила з обшивкою

### 1.1.3 Гнучке крило Flex-Foil

На відміну від крил із закрилками, гнучке крило може плавно регулювати розвал, щоб мінімізувати опору під час польоту. Насправді гнучке крило могло зайняти набагато більше позицій, ніж крило з традиційним клапаном, що дозволяє набагато точніше контролювати коефіцієнт підйому та опору, щоб відповідати розвиваються вимогам польоту. І якщо гнучка поверхня управління буде плавно прилягати до решти крила, ці регулювання не створюватимуть додаткового опору від виступаючих суглобів та петель (рис. 1.8, 1.9).

Результат полягає в тому, що зміна розвалу крил під час польоту дозволяє авіаконструкторам мінімізувати опір залежно від обсягу підйому літаку для конкретних умов. Наприклад, спалювання палива під час польоту зменшує загальну масу палива, тому літак поступово вимагає менше підйому. В даний час пілоти борються з цією втратою ваги, зменшуючи кут атаки літака, який є його кутом щодо зустрічного потоку повітря. Гнучке крило могло просто змінювати поверхню своєї задньої кромки постійно протягом усього польоту, щоб досягти оптимального розвалу для його поточної ваги палива (рис. 1.7).

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

Окрім зменшення опору, є ще одна потенційна перевага крил, що змінюють форму, що особливо оцінять пасажери. Ці крила можуть також пом'якшити тремтіння фюзеляжу через турбулентність. Цього можна досягти, правильно вкручуючи задні кромки крил, щоб зменшити навантаження, викликані турбулентністю, і тим самим мінімізувати рух, що передається фюзеляжу. Це скручування буде здійснюватися автоматично за допомогою вдосконаленої системи управління польотом.



Рис. 1.7. Зовнішній вигляд фрагмента адаптивного крила з обшивкою

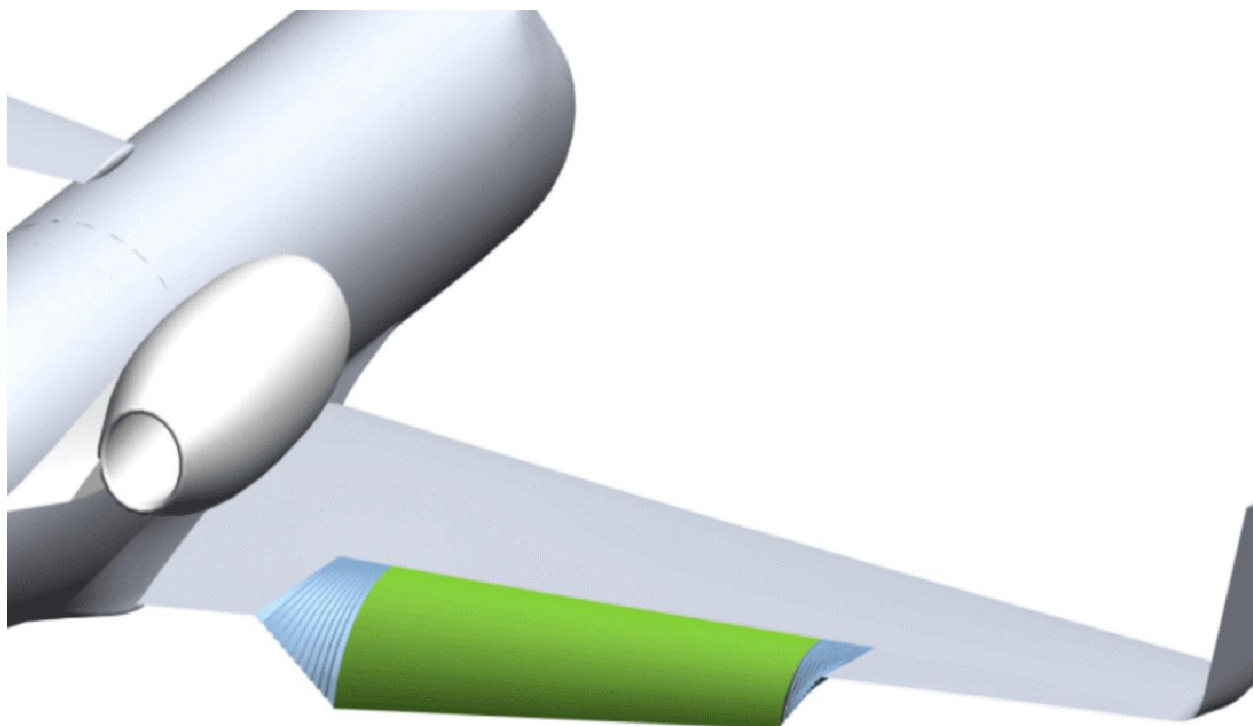


Рис. 1.8. Схема роботи гнучкого крила на літаку

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

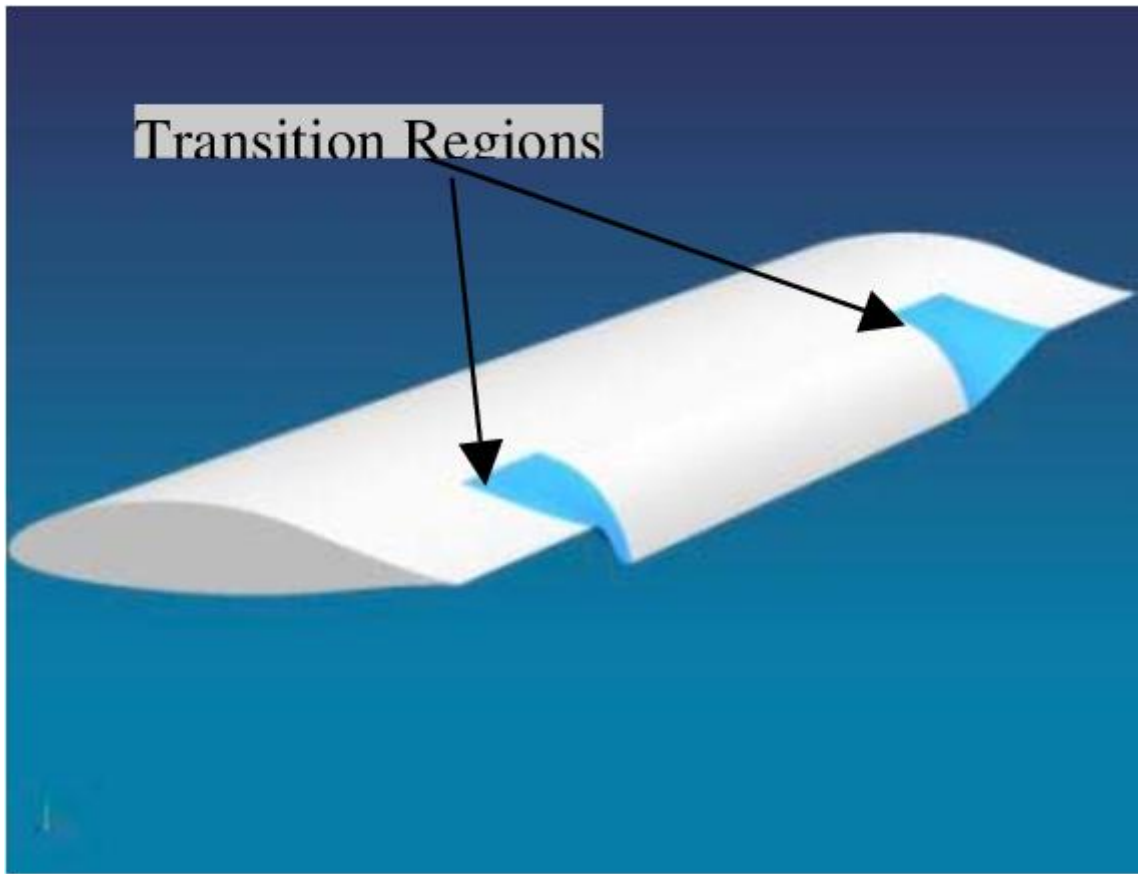


Рис. 1.9. Перехідні зони, які поєднують нерухому частину з адаптивною

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

## Висновки до розділу

У цьому розділі були розглянуті існуючі конструктивно-силові схеми адаптивних крил, серед порівняних типів механізації для проектного БПЛА було обрано щільове крило. На відміну від інших варіантів механізації, щільове крило потребує менші переміщення приводу до повної зміни геометрії крила для злітно-посадкового режиму. Недоліком щільового типу адаптивного крила є підвищений опір тертя через неідеальний обвід потоком поверхні механізації. Це компенсується меншим опором тиску при випущеній механізації та меншими розміром і вагою необхідних приводів механізації.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

## 2. Масо-габаритний аналіз електричного приводу

Порівняльний аналіз різних електромеханічних приводів, спроектованих для одного блоку приводів керування механізацією безпілотного літального апарату дозволяє обґрунтовано з точки зору масогабаритних показників вибрати конструктивну схему приводу для досліджуваного приводу механізації безпілотного літального апарату.

Порівнюються три електромеханічних приводи, кожен з яких містить електродвигун, однаковий для всіх варіантів приводу, і різні реалізації механічного редуктора з однаковим передаточним числом і зусиллям на вихідній ланці. Твердотільне моделювання дозволяє оцінити масу і габарити розроблених конструкцій.

### 2.1 Електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею кочення

Досліджуваний редуктор перетворює обертальний рух в поступальний. Електромеханічний привід поступальної дії містить гвинт і гайку. Гайка складається з сепаратора, в пазах якого розташовані тіла кочення, і корпусу з гладкою внутрішньою циліндричною поверхнею. Сепаратор і корпус розташовані коаксіально і жорстко з'єднані між собою по торцях сепаратора. Тіла кочення постійно контактують з поверхнями профілю гвинта, корпусу гайки і пазами сепаратора, при цьому пази сепаратора розташовані по гвинтовій лінії з кроком, рівним кроку гвинта. Тілами кочення можуть застосовуватися як кульки, так і ролики, виконані з конічними торцевими поверхнями і сферичної вершиною

Перевагами цього приводу є простота конструкції через відсутність внутрішнього гвинтового профілю і виключення можливості заклинювання, тому що кожне тіло кочення знаходиться в окремому пазу сепаратора (рис. 1.10).

Недоліком прототипу є невисока здатність навантаження і відносно великий момент інерції, тому що вхідною ланкою є сепаратор з тілами кочення, а вихідною ланкою гвинт, розташований всередині сепаратора (рис. 1.11, 1.12).

					ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

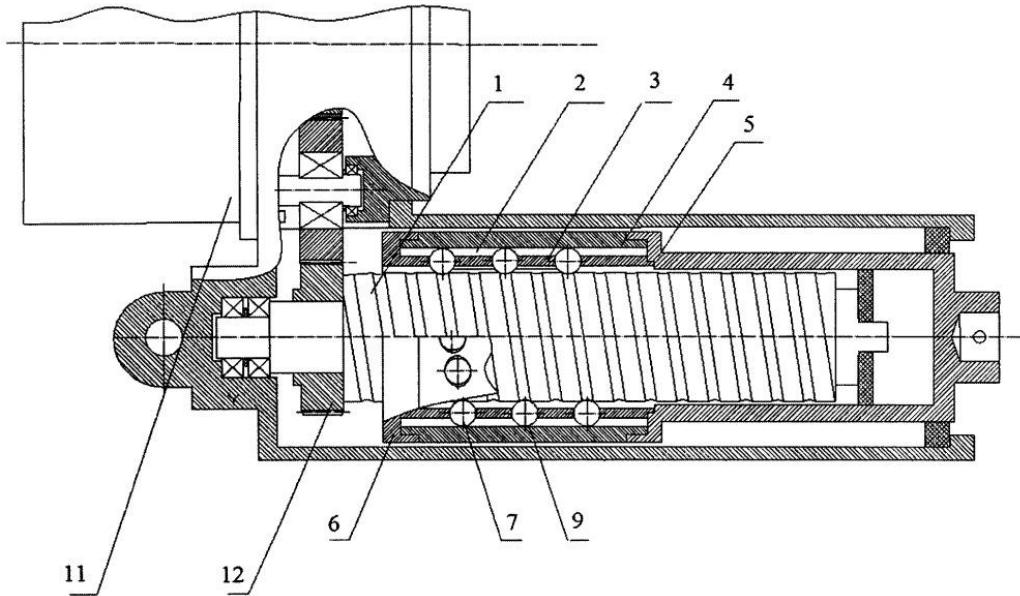


Рис. 1.10. Схема приводу: 1 - гвинт; 2 - гайка; 3 - сепаратор; 4 – корпус сепаратора; 5, 6 – кришки сепаратора; 7 – кульки; 9 – внутрішня частина корпусу редуктора; 11 – електродвигун; 12 – швидкохідна передача.

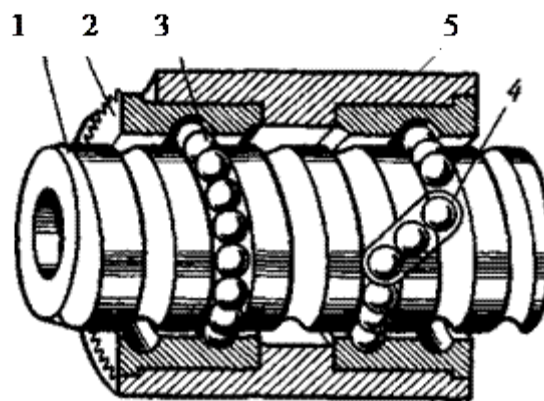


Рис. 1.11. Конструктивна схема передачі гвинт-гайка кочення: 1 - гвинт; 2, 5 – гайки з канавками; 3 – кульки; 4 – канал повернення кульок.



Рис. 1.12. Приклад виконання передачі гвинт-гайка кочення

Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата

**ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ**

Арк.

20



## 2.2 Електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею і хвильовим редуктором

Для зменшення габаритів і підвищення ККД електромеханічного лінійного приводу можна використати лінійний привід на основі хвильового редуктора.

Технічна задача вирішена в електромеханічному лінійному приводі керованої аеродинамічної поверхні літака, що складається з корпусу; розташованого усередині корпусу електродвигуна з ротором, встановленим в підшипниках і сполученим через редуктор з гвинтом гвинтового або кулько-гвинтового механізму; датчика положення ротора електродвигуна; штовхача, розміщеного в корпусі з можливістю поступального руху та стопору, що виключає його обертання відносно корпусу; при цьому редуктор є хвильовим, щонайменше, одноступінчастим і має розміщений на валу ротора хвильоутворювач, що складається, щонайменше, з двох ексцентриків з протилежно спрямованими ексцентриситетами з встановленими на них підшипниками і робочими кільцями; хвильоутворювач і з'єднаний з корпусом сепаратор з розміщеними в ньому проміжними тілами обертання, взаємодіючими з робочими кільцями, що охоплює сепаратор жорстке колесо з внутрішньої хвильової поверхнею, що має встановлений співвісно з ротором електродвигуна вал, з'єднаний з гвинтом безпосередньо або через одну або кілька проміжних ступенів (рис. 1.13, 1.15).

Для зменшення швидкості лінійного переміщення рухомої деталі привід агрегату редуктор є двоступінчастим і має встановлений на валу жорсткого колеса другий хвильоутворювач; другий хвильоутворювач і з'єднаний з корпусом сепаратор другого ступеня з розміщеними в ньому проміжними тілами обертання, взаємодіючими з робочими кільцями; жорстке колесо другого ступеня з внутрішньої хвильової поверхнею, що охоплює сепаратор і має встановлений співвісно з ротором електродвигуна вихідний вал, з'єднаний з гвинтом.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		21

Для підвищення надійності приводу електродвигун є безколекторним, постійного струму, з регульованою частотою обертання ротора. Для зменшення габаритів електромеханічного приводу максимальна частота обертання ротора електродвигуна знаходиться в інтервалі 3000 ... 20000 хв<sup>-1</sup>.

Технічний ефект - зменшення габаритів пристрою і підвищення його ККД - досягається за рахунок сукупності нових ознак: редуктор є хвильовим, щонайменше, одноступінчастим і має розміщений на валу ротора хвильоутворювач, що складається, щонайменше, з двох ексцентриків з протилежно спрямованими ексцентриситетами до встановлених на них підшипниками і робочими кільцями; охоплює хвильоутворювач і з'єднаний з корпусом сепаратор з розміщеними в ньому проміжними тілами обертання, взаємодіючими з робочими кільцями; охоплює сепаратор жорстке колесо з внутрішньої хвильової поверхнею, що має встановлений співвісно з ротором електродвигуна вал, з'єднаний з гвинтом безпосередньо або через одну або кілька проміжних ступенів.

При включенні електродвигуна приводу з одноступінчастим хвильовим редуктором момент від його ротора, закріпленого в підшипниках, через вал хвильоутворювача, сепаратора хвильової передачі і проміжних тіл обертання передається на жорстке колесо хвильової передачі, потім в процесі обертання вала і сполученого з ним гвинта перетворюється в силу, що діє в осьовому напрямку на штовхач і переміщує його в напрямку, який залежить від напрямку обертання ротора електродвигуна. Осьова сила, що діє на гвинт, сприймається радіально-упорними підшипниками.

При включенні електродвигуна приводу з двоступінчастим хвильовим редуктором момент від його ротора, закріпленого в підшипниках, через вал хвильоутворювача, сепаратора хвильової передачі і проміжних тіл обертання передається на жорстке колесо хвильової передачі, потім в процесі обертання валу із закріпленим на ньому хвильоутворювачем другого ступеня через тіла обертання і жорстке колесо з його валом передається на гвинт, за допомогою

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		22

якого перетворюється в силу, що діє в осьовому напрямку на штовхач і переміщує його в напрямку, що залежить від напрямку обертання ротора електродвигуна (рис. 1.14).

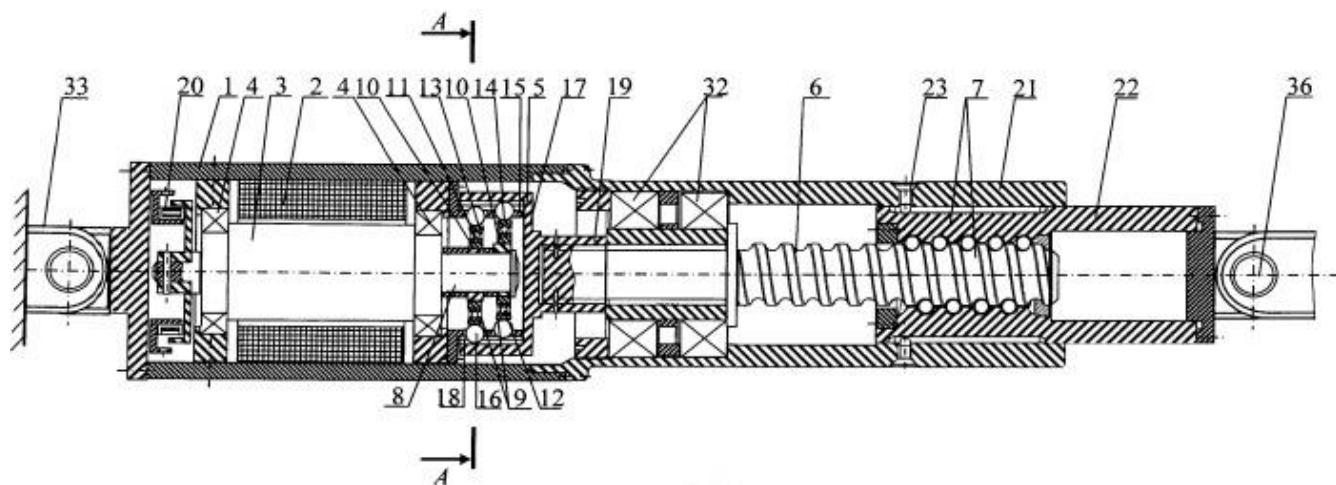


Рис. 1.13. Схема приводу: 1 – корпус; 2 – електродвигун; 3 – ротор; 4 – підшипники; 5 – хвильовий редуктор; 6 – гвинт; 7 – шарико-гвинтовий механізм; 8 – вал ротора; 9 – хвильоутворювач; 10 – ексцентрики; 11, 12 – підшипники; 13, 14 – робочі кільця; 15 – сепаратор; 16 – тіла обертання; 17 – жорстке колесо; 18 – хвильова поверхня; 19 – вал; 20 – датчик положення вала; 21 – корпус; 22 – штовхач; 23 – стопор.

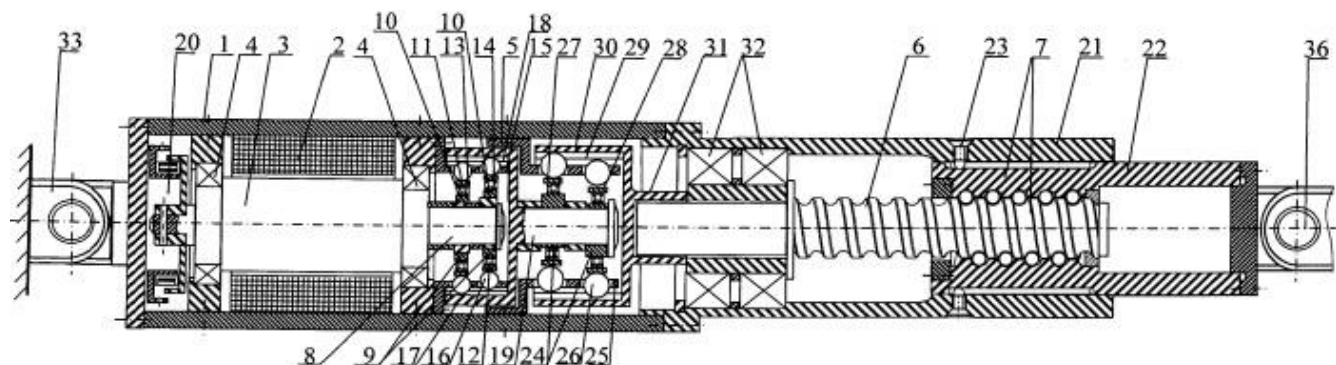


Рис. 1.14. Схема приводу з двома послідовними хвильовими редукторами: Рис. 3.2.1. Схема приводу: 1 – корпус; 2 – електродвигун; 3 – ротор; 4 – підшипники; 5 – хвильовий редуктор; 6 – гвинт; 7 – шарико-гвинтовий механізм; 8 – вал ротора; 9, 24 – хвильоутворювач; 10 – ексцентрики; 11, 12, 32 – підшипники; 13, 14, 27, 28 – робочі кільця; 15, 25 – сепаратор; 16, 26 – тіла обертання; 17, 30 – жорстке колесо; 18, 29 – хвильова поверхня; 19, 31 – вал; 20 – датчик положення вала; 21 – корпус; 22 – штовхач; 23 – стопор.

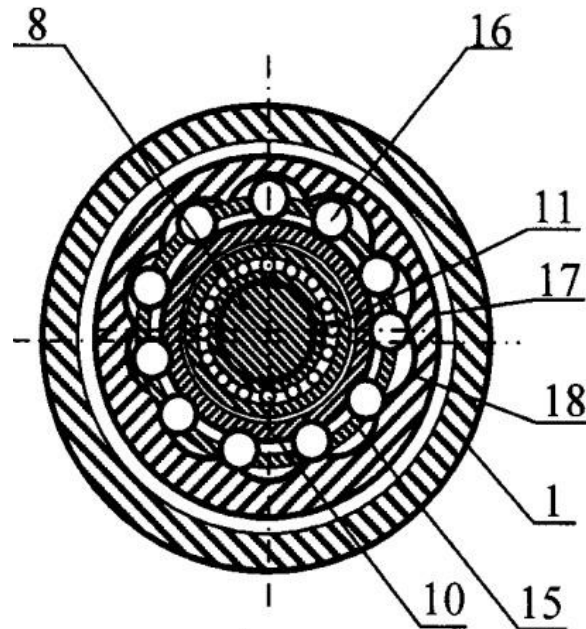


Рис. 1.15. Розріз А-А, хвильова передача в розрізі: 1 – корпус; 8 – вал ротора; 10 – ексцентрики; 11 – підшипники; 15 – сепаратор; 16 – тіла обертання; 17 – жорстке колесо; 18 – хвильова поверхня;

### 2.3 Електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею ковзання

Лінійні актуатори складаються з приводу і направляючої. В якості механічного приводу використовується пристрій що забезпечує лінійне переміщення: шарикова передача, передача гвинт-гайка, рейкова передача. В якості направляючої використовується конструкція з однієї або декількох телескопічних труб, профільні рейкові направляючі і різні лінійні направляючі ковзання або кочення, за якими здійснюється рух (рис. 1.16). У актуатора обертання аналогом направляючої служить підшипник.

Актуатор дозволяє здійснювати лінійне переміщення (лінійний актуатор, лінійний привід) або обертання (актуатор обертання, привід обертання) виконавчого пристрою - штока, каретки, поворотного столу. При цьому в конструкції актуатора може бути передбачено перетворення одного типу руху в інший, наприклад, обертання електродвигуна в поступальний за допомоги черв'ячного редуктора і передачі гвинт-гайка (рис. 1.17, 1.18), так і робота без перетворення типів руху - в соленоїдах, лінійних двигунах.

Необхідність здійснення прямолінійного або обертального руху в численних промислових, наукових, побутових, військових і інших пристроях привела в кінцевому рахунку до певної універсальності цих самих пристроїв - актуаторів, лінійних актуаторів або актуаторів обертання. Найбільш важливими характеристиками актуаторів з точки зору їх універсальності є зусилля, швидкість переміщення і робочий хід. Досить важливою характеристикою є робочий цикл (коефіцієнт завантаження) - відсоток часу, який актуатор може функціонувати без необхідності зупинки. Робочий цикл 10% означає можливість безперервної роботи протягом однієї хвилини з кожних десяти. Робочий цикл рідко дорівнює 100%. Вимога стовідсоткового робочого циклу актуатора призводить до його значного подорожчання. Для різних умов застосування важливі й інші характеристики - діапазон робочих температур, напруга живлення і т.д.

Актуатори знаходять широке застосування у всіх областях людської діяльності і мають надзвичайно широким спектром технічних характеристик, наприклад, зусилля від декількох міліграмів до 350 тонн ( $\approx 3500$  кН), швидкість від 1 мм на годину (що іноді важко досяжно) до 10 м/с, більш 500 м/с для соленоїдів. Таким чином, застосування актуаторів вельми поширене.

Всі перераховані переваги лінійного електроприводу дозволяють зупинитися саме на ньому, адже він спокійно розвиває необхідне зусилля, має невисоку ціну, займає мало місця, має малу швидкість висування штока.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		25

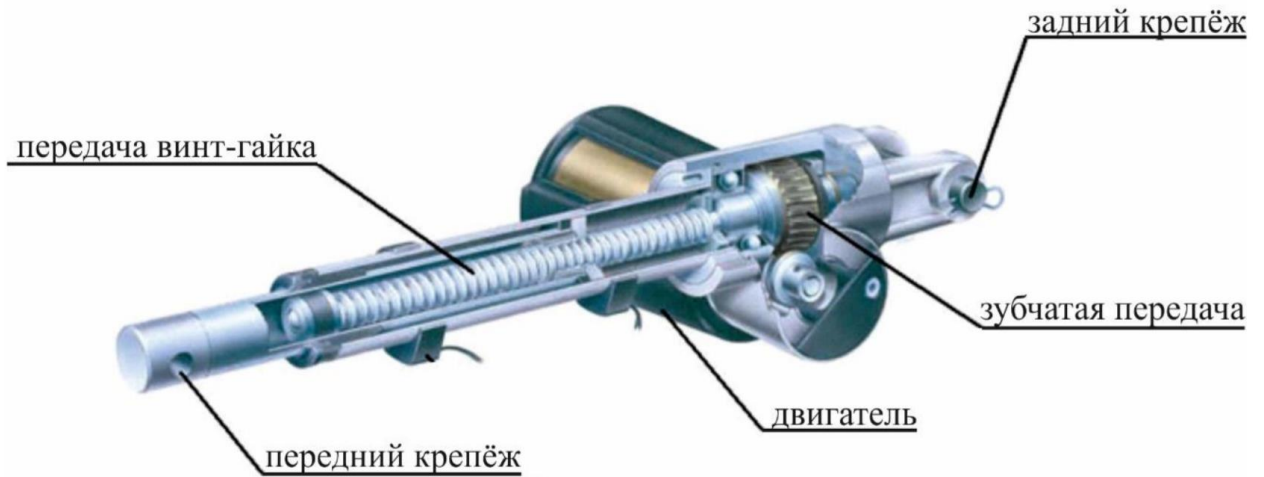


Рис. 1.16. Схема приводу з передачею гвинт-гайка ковзання

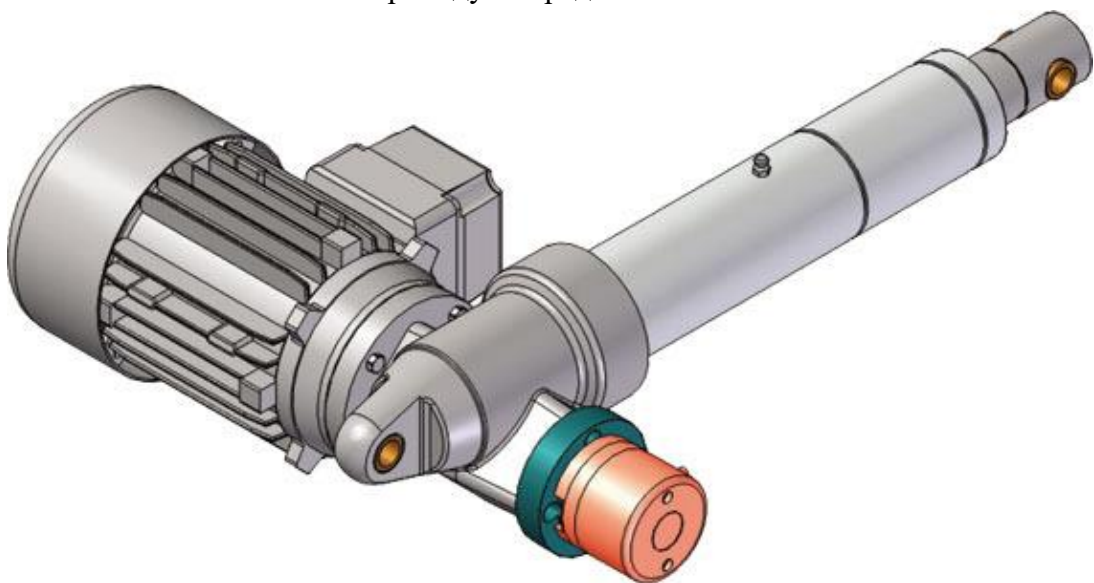


Рис. 1.17. Лінійний актуатор з електродвигуном і двоступінчастим редуктором



Рис. 1.18. Приклад виконання гвинта й гайки для лінійного актуатора

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		26

## Висновки до розділу

У цьому розділі був зроблений порівняльний аналіз різних електромеханічних приводів механізації адаптивного крила. Для порівняння були взяті електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею кочення і черв'ячним редуктором, електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею і хвильовим редуктором, електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею ковзання і черв'ячним редуктором. Необхідні сила і швидкість переміщення штоку привода досягається на усіх розглянутих варіантах. Беручи до уваги фактор технологічності для подальшого проектування був обраний електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею ковзання і черв'ячним редуктором через простоту конструкції, легкість у виробництві та поширеність серед готових виробів. Електромеханічний лінійний привід з гвинтовою передачею і хвильовим редуктором виглядає перспективним для майбутніх розробок і має великий потенціал як привід рульових поверхонь літака. Але зараз даний привід має більшу собівартість і меншу розповсюдженість порівнюючи з аналогами.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

### 3. Масо-габаритний аналіз гідравлічного приводу

Об'ємним гідравлічним приводом називають сукупність пристроїв, призначених для приведення в дію механізмів і машин за допомогою робочої рідини, що знаходиться під надлишковим тиском, для чого до складу приводу включають один або кілька гідравлічних двигунів.

Поряд з гідравлічними приводами робочих органів, промислове обладнання часто постачають допоміжними гідравлічними системами, що не мають в своєму складі двигунів, але які виконують такі важливі функції, як, наприклад, мастило та охолодження.

Крім цього багато видів устаткування мають гідравлічні чи комбіновані (електрогідравлічні, гідромеханічні і т.п.) системи управління.

Принцип роботи об'ємного гідравлічного приводу заснований на законі Паскаля і високому модулі пружності робочої рідини, тобто на здібностях рідини передавати тиск і незначно змінювати свій обсяг під дію зовнішніх сил.

Кожен елемент приводу виконує певні функції за допомогою взаємодії з робочою рідиною.

Об'ємний насос перетворює механічну енергію приводного двигуна в енергію потоку робочої рідини за рахунок циклічного зміни обсягу робочих камер, герметично відокремлених один від одного і по черзі сполучених з входом і виходом насоса. У машинобудуванні переважне застосування отримали шестеренні, пластинчасті і роторно-поршневі насоси з приводом від трифазних асинхронних електродвигунів.

Об'ємний гідравлічний двигун перетворює енергію потоку робочої рідини в механічну енергію вихідної ланки, яке безпосередньо або через механічну передачу пов'язане з робочим органом машини (навантаженням).

Двигун є основним елементом гідроприводу. Робота інших пристроїв, що входять в структуру приводу, в кінцевому підсумку спрямована на забезпечення необхідних якісних і кількісних показників роботи гідравлічного двигуна, які в значній мірі визначають технічні характеристики машини в цілому.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		28



Важливим елементом гідроприводу є робоча рідина, за допомогою якої енергія передається від джерела живлення (об'ємного насоса або гідравлічного акумулятора) до споживача (об'ємному гідравлічному двигуну).

Крім того, рідина змащує поверхні тертя всередині гідравлічних пристроїв, запобігає корозії і, в результаті безперервної циркуляції, в значній мірі сприяє відводу тепла від місць його виділення.

В якості робочої рідини в промислових гідроприводах зазвичай використовують мінеральне масло.

Гідравлічні ємності призначені для утримання в них робочої рідини, використовуваної в процесі роботи гідроприводу. Розрізняють баки, в яких рідина міститься, як правило, під атмосферним тиском, і акумулятори, рідина в яких знаходиться під надлишковим тиском. Зазвичай баки входять до складу насосних установок, будучи несучою конструкцією, на якій монтується велика частина пристроїв гідравлічної системи або приводу.

Гідравлічні лінії служать для руху робочої рідини і передачі тиску від одного пристрою приводу до іншого або від однієї порожнини до іншої всередині пристрою.

Застосування в авіаційних системах управління гідравлічних приводів з автономним гідроживленням, так званих, рульових приводів інтегрального компонування, тобто поєднання в єдиному блоці джерела гідравлічної енергії та його споживача, переслідує цілі:

- збільшити надійність СУР за рахунок ліквідації трубопроводів, що з'єднують привод з джерелом гідроживлення, і виключення впливу несправності інших споживачів на працездатність приводу;
- збільшити живучість СУР за рахунок відмови від трубопровідних комунікацій і заміною їх на електропровідну енергосистему, що дозволяє знизити вразливість систем;
- спростити монтаж системи гідроживлення приводу на літаку;
- спростити випробування системи гідроживлення приводу;

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		29

- скоротити час обслуговування і вартість експлуатації системи гідроживлення приводу на літаку.

Автономний гідравлічний привід систем управління літака може бути виконаний з дросельним і об'ємним регулюванням. Автономний привід з дросельним регулюванням являє собою об'єднані в одному блоці автономну гідросистему і стежить привід з дросельним регулюванням.

В автономному приводі з об'ємним регулюванням (рис. 1.19) Об'єднані: основне джерело гідроживлення змінної подачі, що приводиться в дію електродвигуном, допоміжне джерело гідроживлення для регулюючого пристрою, що приводиться в дію зазвичай тим же електродвигуном.

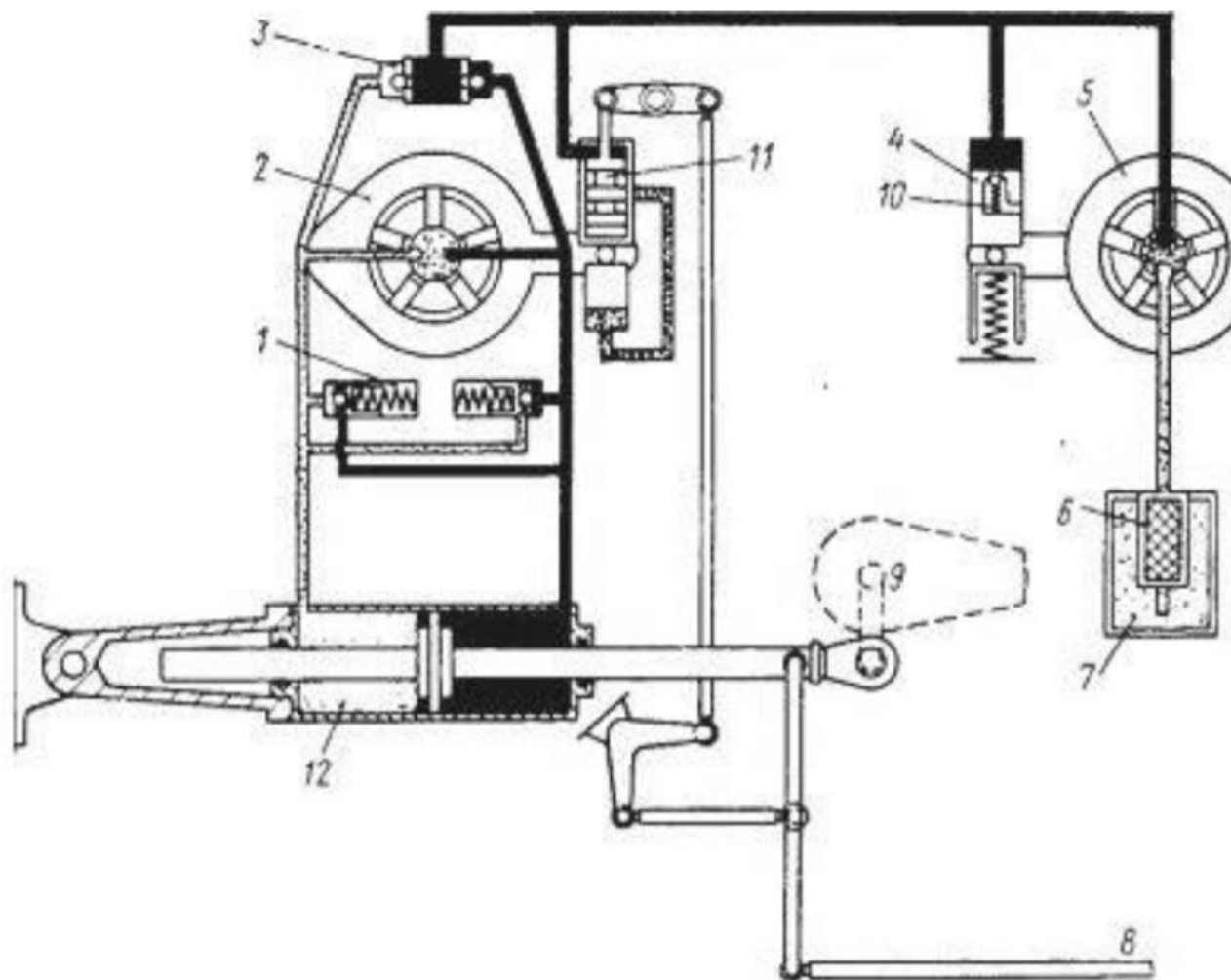


Рис. 1.19. Автономний гідравлічний привід з об'ємним регулюванням: 1 - запобіжний клапан; 2 - насос змінної подачі; 3 - живильний клапан; 4 - регулятор витрати рідини; 5 - насос допоміжної гідросистеми; 6 - фільтр; 7 - гідро бак; 8 - входна ланка; 9 - рульова поверхня; 10 - запобіжний клапан; 11 - серво пристрій; 12 - гідроциліндр.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		30

У 1950-х роках компанія Boulton Paul Aircraft Ltd в Великобританії розробила АРП з гідродвигуном поступального руху і поставила 10 таких АРП для бомбардувальника Vulkan, 11 штук для авіалайнера VC-10 і 4 штуки для військово-транспортного літака Belfast, на яких було багато невеликих поверхонь (4 керма висоти, 4 елерона, по 2 або 3 керма напірму і т.д.), для управління якими застосовувалися АРП з приводним електродвигуном потужністю тільки в 0,55 кВт (рис. 1.20). З тепловими режимами при такій настановній потужності вдалося впоратися відносно просто.

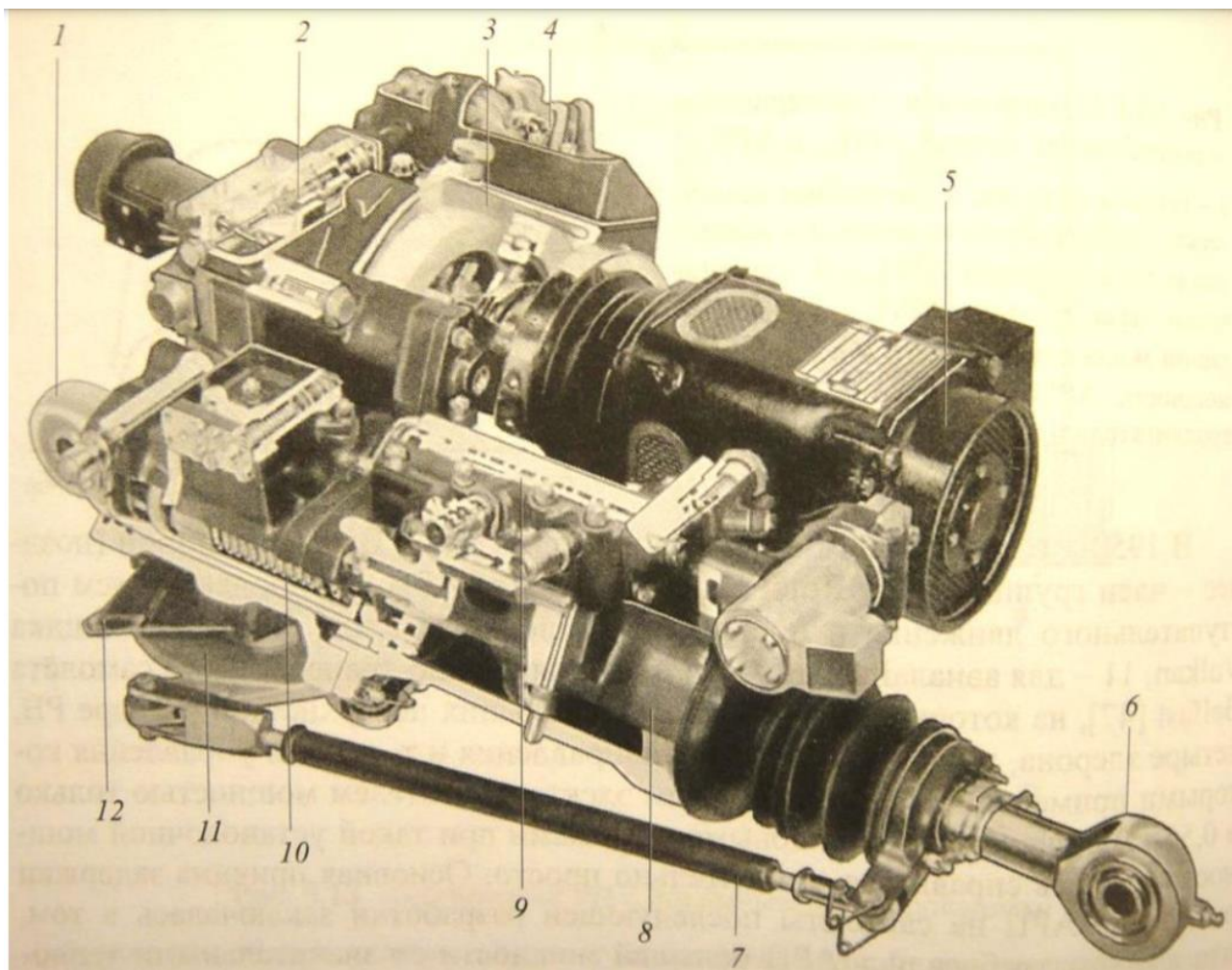


Рис. 1.20. Автономний рульовий привід інтегральної компоновки для відхилення інтерцептора на літаку Belfast: 1 – провушина для кріплення АРП на каркасі літака; 2 – клеми для електричного керування; 3 – насос; 4 – клеми керування насосом; 5 – електро двигун; 6 – провушина зі сферичним підшипником для з'єднання з рульовою поверхнею; 7 – тяга зворотного зв'язку; 8 – силовий циліндр; 9 – блок перепускного і демпфуючого клапанів; 10 – провушина штока замка; 11 – диференційна качалка; 12 – вхідний важіль.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		31

Застосування в системах управління рулями літака автономних приводів вимагає вирішення низки технічних проблем. Однією з цих проблем є проблема охолодження робочої рідини. Пристрої для охолодження робочої рідини в централізованих гідросистемах (паливо-рідинні радіатори) мають просту і надійну конструкцію і незначну вагу. Застосування цих пристроїв для охолодження робочої рідини в автономних приводах має представляти певні технічні труднощі, так як вимагає підведення до кожного з цих приводів магістралей з паливом або забезпечення спеціального повітряного охолодження кожного приводу, що в більшості випадків неможливо. Використання інших засобів охолодження рідини, наприклад, випарної системи охолодження, значно ускладнює конструкцію приводу, збільшує його габарити і вагу.

Іншою не менш важливою проблемою застосування автономних приводів є проблема забезпечення працездатності АРП в аварійних умовах, пов'язаних з тимчасовою зупинкою двигунів або знеструмленням системи електроживлення. Застосування в АРП електродвигунів постійного струму для використання в аварійних випадках енергії акумулятора особливо збільшує їх вагу. Для аварійного живлення електродвигунів змінного струму необхідна установка спеціальних перетворювачів, що разом зі збільшенням ємності акумуляторів призведе також до значного збільшення ваги обладнання. Можливе застосування аварійних генераторів, які випускаються в повітряний потік в аварійних випадках. Обидва ці варіанти мають обмеження по використовуваній потужності.

І так, не дивлячись на незаперечні переваги АРП по живучості та ряду інших чинників, не можна не відзначити негативні сторони АРП:

- найбільш простим і ефективним способом резервування гідравлічних приводів систем керування рулями літака є загальне резервування приводу з підсумовуванням зусиль, що розвиваються каналами, що входять до складу цих багатоканальних приводів. При такому способі резервування приводів з об'ємним регулюванням виключається основна перевага таких приводів з

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		32

об'ємним регулюванням - високий ККД. При використанні АРП доцільно застосування резервування тільки методом заміщення.

- поєднання в єдиній конструкції АРП джерела гідроживлення з електродвигуном, виконавчого механізму та системи охолодження робочої рідини значно збільшує габарити приводу, що ускладнює його установку на літаку. Розміщення такого приводу в тонких профілях крила і оперення, безпосередньо у рульових поверхнях, представляє досить складне завдання і в ряді випадків може зажадати установки спеціальних зовнішніх обтікачів великого розміру, що збільшує опір літака;

- АРП з об'ємним регулюванням при всіх інших рівних умовах мають динамічну жорсткість нижче, ніж приводи з дросельним регулюванням. Це пояснюється тим, що тиск робочої рідини в порожнинах приводу з об'ємним регулюванням при відсутності або малій величині зовнішнього навантаження нижче, ніж у приводу з дросельним регулюванням. Для отримання однієї і тієї ж величини динамічної жорсткості площа поршня гідродвигуна приводу з об'ємним регулюванням повинна бути більше, ніж у приводу з дросельним регулюванням;

- через досить великі тепловиділення в АРП і складнощі з охолодженням АРП виникає проблема перегріву робочої рідини;

- при виникненні пожежі на літаку необхідно знеструмлення усіх силових електроланок, включаючи і ланцюги живлення електродвигунів АРП, що неможливо (це призведе до катастрофи). Невиконання цієї вимоги ускладнить боротьбу з пожежею.

Кермові поверхні більше 80% часу польоту відхиляються зі швидкістю менше 5° за секунду або нерухомі. На цих режимах ККД АРП далеко не оптимальне, але тим не менше споживання енергії АРП менше в порівнянні з РП, підключеного до централізованої гідросистеми. Однак ця різниця споживаної енергії за політ не велика і не є визначальною у виборі типу приводу.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		33

## Висновки до розділу

У цьому розділі був зроблений масо-габаритний аналіз гідравлічного приводу механізації адаптивного крила. При тих же самих параметрах потужності і швидкості переміщення головного штоку гідравлічний привід має більшу масу, займає більше об'єму і має ряд недоліків, які не притаманні електромеханічним приводам.

В даний час проблеми, які наведені в розділі, ще не вирішені, що стримує впровадження АРП. Крім того, вартість, надійність так само не на користь АРП.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

#### 4. Силовий і кінематичний розрахунок конструкції механізму адаптивного крила

Розглядається щільове адаптивне крило з електромеханічним лінійним приводом з гвинтовою передачею ковзання і черв'ячним редуктором, яке встановлене на БПЛА "Aeronautics Aerostar". Його ЛТХ приведені в табл. 1.1.

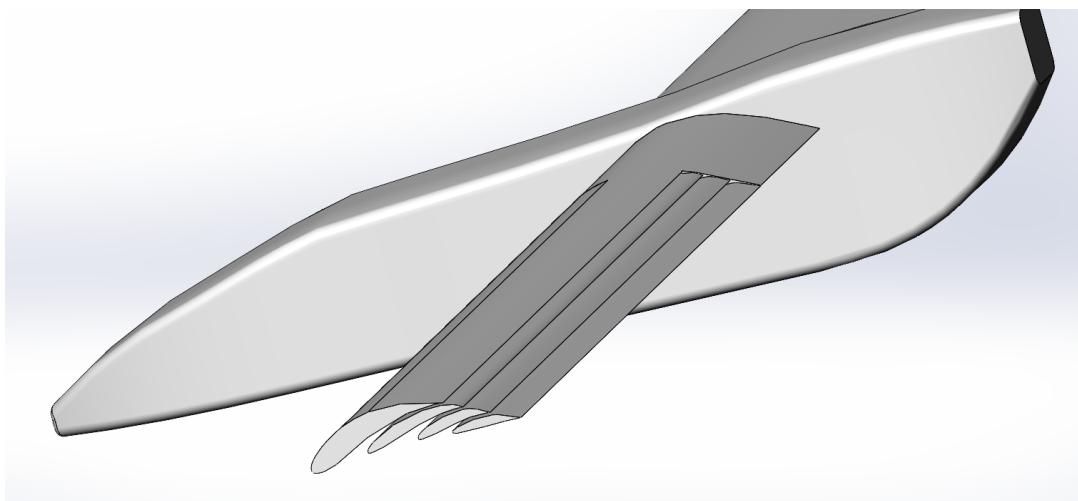


Рис. 1.21. Схема встановлення щільової механізації на дослідний літальний апарат

БПЛА виробляється ізраїльською компанією Aeronautics Defense Systems. В бортовий комплекс входять засоби зв'язку і обміну даними, має змінне корисне навантаження, в штатному варіанті обладнаний цифровою відео-камерою, поєднаної з тепловізором інфрачервоного діапазону, що дозволяє проводити розвідку в будь-яку погоду і протягом дня і ночі. Розроблений на базі БПЛА «Scout». Наземний пункт управління з приймальною антеною автономний, і може бути змонтований на вантажному автомобілі.

Оснащений дизельним двигуном. Знаходяться на озброєнні армії Азербайджану, армії США, в армії Анголи. У Нігерії машини є частиною системи берегової охорони і платформ в дельті річки Нігер. У 2010 році Аеростар став переможцем конкурсу на новий тактичний безпілотною для польського військового контингенту в Афганістані.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

**Основні льотно-технічні характеристики БПЛА «Aeronautics Aerostar»**

<b>Геометричні</b>	
Розмах крила, м	6.5
Довжина, м	6.0
Висота, м	1.7
Площа крила, м <sup>2</sup>	4.875
Колія шасі на стоянці, м	1.6
База шасі на стоянці (маса 33500 кг), м	2.5
<b>Динамічні</b>	
Крейсерська швидкість польоту на висоті 3000 м, км/год.	180-220
Максимальна швидкість польоту, км/год.	250
Максимальна дальність польоту з повною заправкою паливом, км	200
Практичний потолок, м	6000
Час автономної роботи, год.	12
<b>Масові</b>	
Маса пустого літака, кг	110
Максимальна злітна маса літака, кг	200

**4.1 Розрахунок навантажень на механізацію**

Спираючись на удосконалені авіаційні правила АП-21 та норми льотної придатності коефіцієнт експлуатаційного перевантаження та коефіцієнт безпеки мають відповідно наступні значення:

$$n^e = 3$$

$$f = 1.5$$

Визначимо величину розрахункової підйомної сили крила по формулі:

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		36



$$Y_p = n^e * f * m_0 = 3 * 1.5 * 220 = 990 \text{ кг}$$

де  $m_0$  – злітна маса літака, кг.

Крило літака прямокутної форми в плані, малої стріловидності ( $0^\circ$ ), тому немає необхідності приводити його до еквівалентного.

Повітряне і масове навантаження на крило в кожному  $i$ -ому перерізі крила визначимо наступним чином:

$$q^п = \frac{Y_p}{S_{кр}} * b_i$$

$$q^м = \frac{m_{кр} * f * n^e}{S_{кр}} * b_i$$

де  $m_{кр} = 0,2m_0$

Результуюче розподільне навантаження, яке діє в  $i$ -тому перерізі крила вираховується наступним чином:

$$q_i = q^п - q^м$$

Для побудування епюр нам залишається знайти поперечну силу, величину згинаючого моменту, величину крутного моменту.

Поперечна сила  $Q$  в будь-якому перерізі дорівнює площі епюри розподіленого навантаження від 0-го значення до поточного перерізу:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину згинаючого моменту в кожному перерізі визначимо за наступною формулою:

$$M_{зги} = M_{зги-1} + \Delta M = M_{зги-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Величину крутного моменту в кожному перерізі визначимо за наступною формулою:

$$M_{кри} = M_{кри-1} + \Delta M_{кр} = M_{i-1} + \frac{m_i + m_{i-1}}{2} * \Delta Z$$

Результати розрахунку розподіленого навантаження, поперечної сили, згинаючого моменту приведені нижче в таблицях 1.2, 1.3, 1.4. По цим даним буде відбуватися побудова епюр для крила літака.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
						37
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Відштовхуючись від отриманих даних побудуємо епюри навантажень (рис. 1.22).

Таблиця 1.2

**Розподілене навантаження на крило**

№ розрізу	$b_i$ , м	$q$ повітряна	$q$ масова	$q$ кг/м
0	0,42	110,29	7,35	102,94
1	0,42	110,29	7,35	102,94
2	0,42	110,29	7,35	102,94
3	0,42	110,29	7,35	102,94
4	0,42	110,29	7,35	102,94
5	0,42	110,29	7,35	102,94
6	0,42	110,29	7,35	102,94
7	0,42	110,29	7,35	102,94
8	0,42	110,29	7,35	102,94
9	0,42	110,29	7,35	102,94

Таблиця 1.2

**Поперечна сила**

№ розрізу	$b_i$ , м	$\Delta z$ , м	$q_i$	$q_{i+1}$	$\Delta Q$	$Q_i$
0	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	25,22
1	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	50,44
2	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	75,66
3	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	100,89
4	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	126,11
5	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	151,33
6	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	176,55
7	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	201,77
8	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	226,99
9	0,42	0,245	102,94	102,94	25,22	252,21

## Згинаючий момент

№ розрізу	$b_i$ , м	$\Delta z$ , м	$Q_i$	$Q_{i+1}$	$\Delta M_{згі}$	$M_{згі}$
0	0,42	0,245	25,22	50,44	0,0	0,0
1	0,42	0,245	50,44	75,66	15,45	15,45
2	0,42	0,245	75,66	100,89	21,63	37,08
3	0,42	0,245	100,89	126,11	27,81	64,88
4	0,42	0,245	126,11	151,33	33,99	98,87
5	0,42	0,245	151,33	176,55	40,17	139,03
6	0,42	0,245	176,55	201,77	46,34	185,38
7	0,42	0,245	201,77	226,99	52,52	237,90
8	0,42	0,245	226,99	252,21	58,70	296,60
9	0,42	0,245	252,21	252,21	61,79	358,40

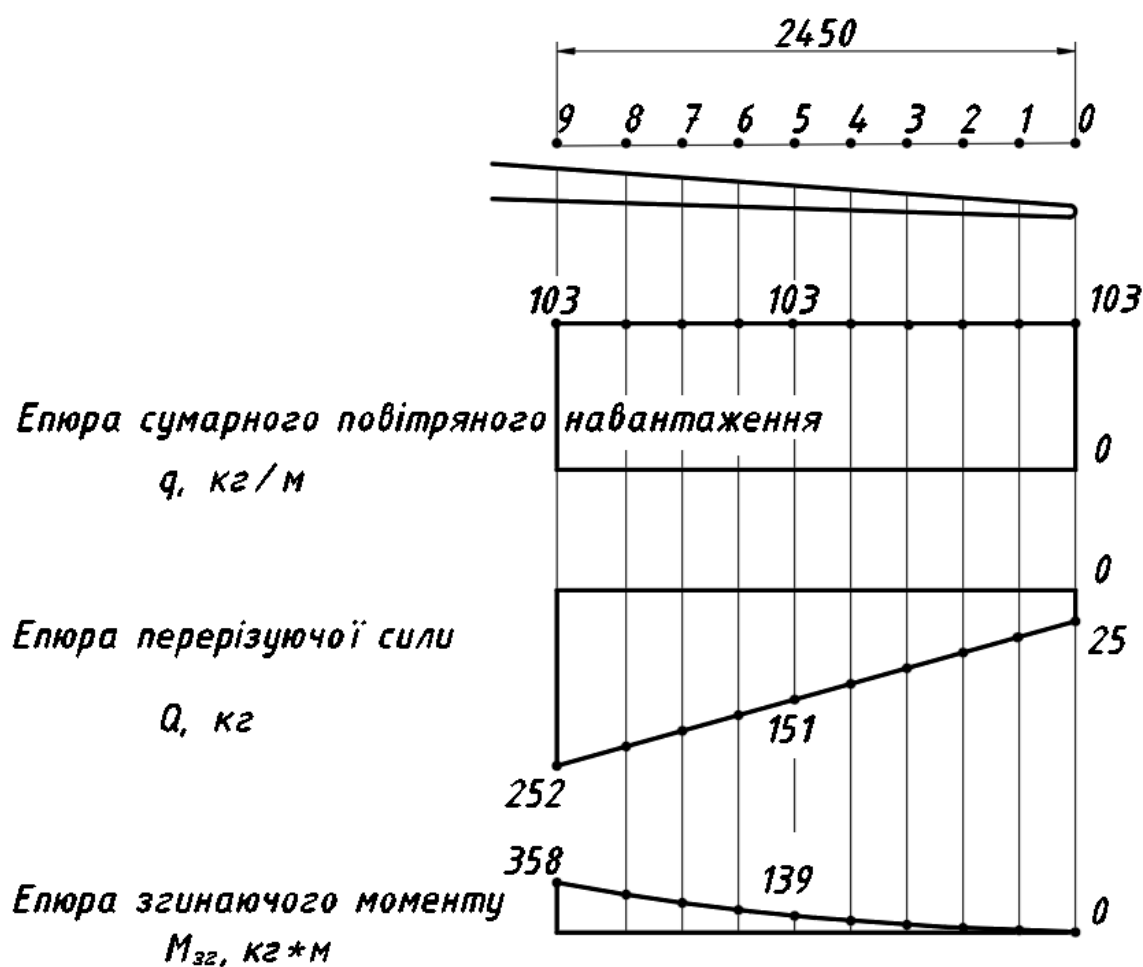


Рис. 1.22. Епюри зовнішніх навантажень на крило

Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ

Арк.

39

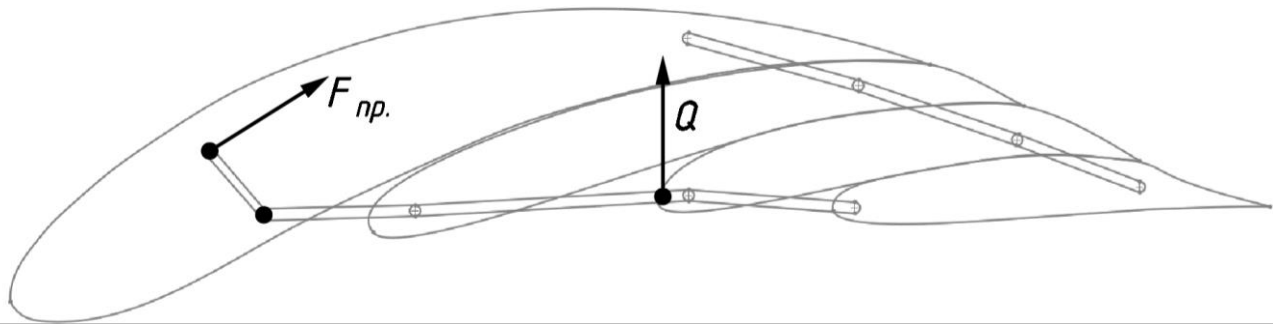


Рис. 1.22. Рівнодійні сили в перерізі крила

## 4.2 Опис прототипу редуктора

Прототип виробу, що проектується – лінійний актуатор привід адаптивної механізації, технічні умови: максимальне зусилля штоку та швидкість його переміщення  $F_{max} = 12 \text{ кН}$ ,  $V = 600 \frac{\text{мм}}{\text{хв}}$ .

## 4.3 Розрахунок параметрів передачі гвинт-гайка

### 4.3.1 Вибір матеріалу

Для виготовлення проектованої передачі виберемо такі матеріали: гвинт із сталі 40Х, для якої границя міцності  $\sigma_b = 1000 \text{ МПа}$ ; границя текучості  $\sigma_T = 800 \text{ МПа}$ ; модуль пружності  $E = 2,1 \cdot 10^5 \text{ МПа}$ ; гайка із бронзи Бр010Ф1, для якої  $\sigma_b = 230 \text{ МПа}$ ;  $\sigma_T = 140 \text{ МПа}$ .

### 4.3.2 Проектний розрахунок передачі гвинт-гайка

З умови стійкості різьби проти спрацювання середній діаметр різьби гвинта

$$d_2 \geq \sqrt{\frac{F_a}{\pi \cdot \psi_H \cdot \psi_h \cdot [p]}}$$

де  $F_a$  – осьове навантаження на передачу;

$\psi_H$  – коефіцієнт висоти гайки;

$\psi_h$  – коефіцієнт висоти робочого профілю різьби ( $h$  – висота робочого профілю різьби,  $P$  – крок);

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

$[p]$  – допустимий тиск між робочими поверхнями різьби гвинта і гайки.

Приймаючи  $\psi_H = 4$ ;  $\psi_h = 0,8$ ;  $[p]=15$  МПа, одержимо

$$d_2 \geq \sqrt{\frac{Fa}{\pi \cdot \psi_H \cdot \psi_h \cdot [p]}} = \sqrt{\frac{0,12}{3,14 \cdot 4 \cdot 0,8 \cdot 15}} = 0.024 \text{ м} = 24 \text{ мм.}$$

За ГОСТ 24737-81 підбираємо трапецеїдальну різьбу з найближчими параметрами – Трап 24×8.

Для гвинта: середній діаметр  $d_2 = 24$  мм; зовнішній діаметр  $d = 28$  мм;

внутрішній діаметр  $d_3 = 19$  мм; крок  $P = 8$  мм; висота робочого профілю

$h = 4$  мм.

Для гайки: зовнішній діаметр  $D_4 = 29$  мм; внутрішній діаметр  $D_1 = 20$  мм.

Висота гайки  $H = 50$  мм .

Число витків у гайці

$$z_B = \frac{H}{P} = 6.25;$$

$$z_B \leq z_{max} = 12.$$

Кут підйому витків різьби

$$\tan(\varphi) = \frac{P}{\pi * d_2} = 0.106 \quad \varphi = 6.06^\circ$$

Зведений кут тертя у різьбі при коефіцієнті тертя  $f = 0,1$  та куті нахилу робочої сторони профілю різьби  $\delta = 15^\circ$

$$\tan(\varphi_0) = \frac{f}{\cos(\delta)} = 0.104 \quad \varphi_0 = 5.937^\circ$$

Оскільки  $\varphi > \varphi_0$  , умова самогальмування різьбової пари виконується.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		41

### 4.3.3 Перевірний розрахунок передачі на стійкість проти спрацювання витків

Розрахунковий тиск у контакті витків передачі з вибраними розмірами.

$$p_3 = \frac{F}{\pi * d_2 * h * z_B} = 12.99 \text{ МПа}$$

Стійкість витків проти спрацювання забезпечується, оскільки

$$p = 12,99 \text{ МПа} < 15 \text{ МПа.}$$

### 4.3.4 Перевірка гвинта на міцність

Гвинт працює на розтяг-стиск з крученням. Осьова сила, що діє на гвинт,  $F_a = 12 \text{ кН}$ ; крутний момент, що виникає від дії пари сил тертя в різьбі,

$$T_p = \frac{1}{2} F_a d_2 \text{tg}(\psi + \varphi')$$

Умова міцності згідно з IV теорією міцності

$$\sigma = \sqrt{\left(\frac{4 * F}{\pi * d_3^2}\right)^2 + 3 * \left(\frac{8 * F * d_2 * \tan(\varphi + \varphi_0)}{\pi * d_3^2}\right)^2} = 78.24 \text{ МПа}$$

Оскільки  $\sigma < [\sigma] = 400 \text{ МПа}$ , статична міцність гвинта забезпечується.

### 4.3.5 Перевірка гвинта на стійкість

Втрата стійкості гвинта можлива при дослідженнях зразків на стиск. Тому необхідно забезпечити запас стійкості

$$s_{\text{ст}} = \frac{F_{\text{кр}}}{F_a} \geq [s]_{\text{ст}}$$

де  $[s]_{\text{ст}}$  – допустимий коефіцієнт запасу стійкості, приймається  $[s]_{\text{ст}} = 4$ ;

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

$F_{кр}$  – критична сила, що обчислюється в залежності від гнучкості гвинта  $\lambda$  за формулами Ейлера або Ясинського.

Гнучкість гвинта

$$\lambda = \frac{\nu l}{i_{min}}$$

де  $\nu$  – коефіцієнт зведення довжини, що залежить від умов закріплення гвинта;  $l$  – розрахункова довжина гвинта;  $i_{min}$  – мінімальний радіус інерції поперечного перерізу гвинта.

Можна вважати кінець гвинта в місці спряження з гайкою жорстко защемленим, а з'єднання з захватом, чи рухомою траверсою – шарнірним. Тоді  $\nu = 0,7$ . При заданому переміщенні гвинта – 0,5 м, прийmemo із конструктивних міркувань  $l = 0,8$  м.

Зведений момент інерції перерізу гвинта

$$J_{зв} = \frac{\pi * d_3^4}{64} * \left( 0.4 + 0.6 * \frac{d}{d_3} \right) = 181100 \text{ мм}^4$$

Мінімальний радіус інерції

$$i_{min} = \sqrt{\frac{4 * J_{зв}}{\pi * d_3^2}} = 0,011 \text{ мм}$$

Гнучкість гвинта

$$\lambda = \frac{\nu * l}{i_{min}} = 61.224$$

Гранична гнучкість стержня із сталі 40Х

$$\lambda_{гр} = \pi * \sqrt{\frac{E}{\sigma_{пц}}} = 58.774$$

Оскільки  $\lambda > \lambda_{гр}$ , то критичну силу можна визначити за формулою Ейлера:

$$F_{кр} = \frac{\pi^2 * E * J_{зв}}{(\nu * l)^2} = 0.7661 * 10^6 \text{ Н}$$

Коефіцієнт запасу

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

$$S_{\text{ст}} = \frac{F_{\text{кр}}}{F} = 7.661$$

#### 4.4 Вибір двигуна

Розрахуємо необхідну потужність електродвигуна  $P_{\text{дв}}$  за номінальною потужністю  $P_{\text{н}}$ , яка необхідна для забезпечення заданої швидкості деформування зразка (швидкості переміщення рухомого захвата) при максимальному навантаженні.

При заданій максимальній осьовій силі  $F$  (Н), яку розвиває машина, і лінійній швидкості переміщення захвата  $V$  (м/с), номінальна потужність

$$P_{\text{н}} = F \cdot V = 12 \cdot 10^3 \cdot 0.01 = 120 \text{ Вт.}$$

Обчислимо коефіцієнт корисної дії (ККД) всього привода, який дорівнює добутку ККД передач ( $\eta_1, \eta_2, \eta_3, \eta_4$ ) і підшипників валів ( $\eta_0$ ), що входять до складу привода:

$$\eta = \eta_{\text{чд}} * \eta_{\text{гг}} * \eta_{\text{п}}^2$$

$\eta_{\text{чд}}$  – ККД закритої черв'ячної двозахідної передачі,

$\eta_{\text{гг}}$  – ККД передачі гвинт-гайка,

$\eta_{\text{п}}^2$  – ККД 3-х пар роликів підшипників

Тут  $n$  – кількість пар підшипникових опор в приводі.

Обчислимо ККД:  $\eta_{\text{чд}} = 0.8$ ;  $\eta_{\text{гг}} = 0.6$ ;  $\eta_0^3 = 0.99^3$ ;

$$\eta = 0.8 * 0.6 * 0.99^3 = 0.466$$

Тоді необхідна потужність на валу двигуна

$$P_I = \frac{P_{\text{н}}}{\eta} = \frac{120}{0.466} = 257.51 \text{ Вт або } 0.258 \text{ кВт}$$

З умови  $P_{\text{дв}} \geq P_I$  приймаємо потужність  $P_{\text{дв}} = 0.25 \text{ кВт}$ ;

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		44



Далі необхідно визначити потрібну частоту обертання вала двигуна, оскільки електродвигуни певної потужності випускаються з різною синхронною частотою обертання: від  $500 \text{ хв}^{-1}$  до  $3000 \text{ хв}^{-1}$ .

Для цього обчислюємо загальне орієнтовне передатне відношення привода

$$i' = i'_1 \cdot i'_2 = 3 \cdot 20 = 60,$$

де  $i'_1, i'_2$  - рекомендовані передатні відношення передач.

Знайдемо частоту обертання гайки для приводу, який використовує передачу гвинт-гайка.

Для даного редуктора

$$n = V / p \cdot z = 600 / 8 \cdot 1 = 75 \text{ хв}^{-1},$$

де  $V$  (мм/хв) – задана лінійна швидкість захвата;  $p$  (мм) – крок різьби гвинта;  $z$  – число заходів різьби.

Орієнтовна частота обертання вала двигуна

$$n_{\text{дв}}' = n \cdot i' = 75 \cdot 60 = 4500 \text{ хв}^{-1}$$

Знаючи необхідну потужність  $P_1$  і частоту обертання  $n_{\text{дв}}'$ , вибираємо електродвигун, для якого  $P_{\text{дв}} \geq P_1$ , а  $n_{\text{дв}} \approx n_{\text{дв}}'$ .

Обраний двигун 63ZYТ108-R

#### 4.5 Розрахунок швидкохідної передачі

В даній роботі наведений розрахунок передачі з циліндричним архімедовим черв'яком (рис. 1.23).

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		45

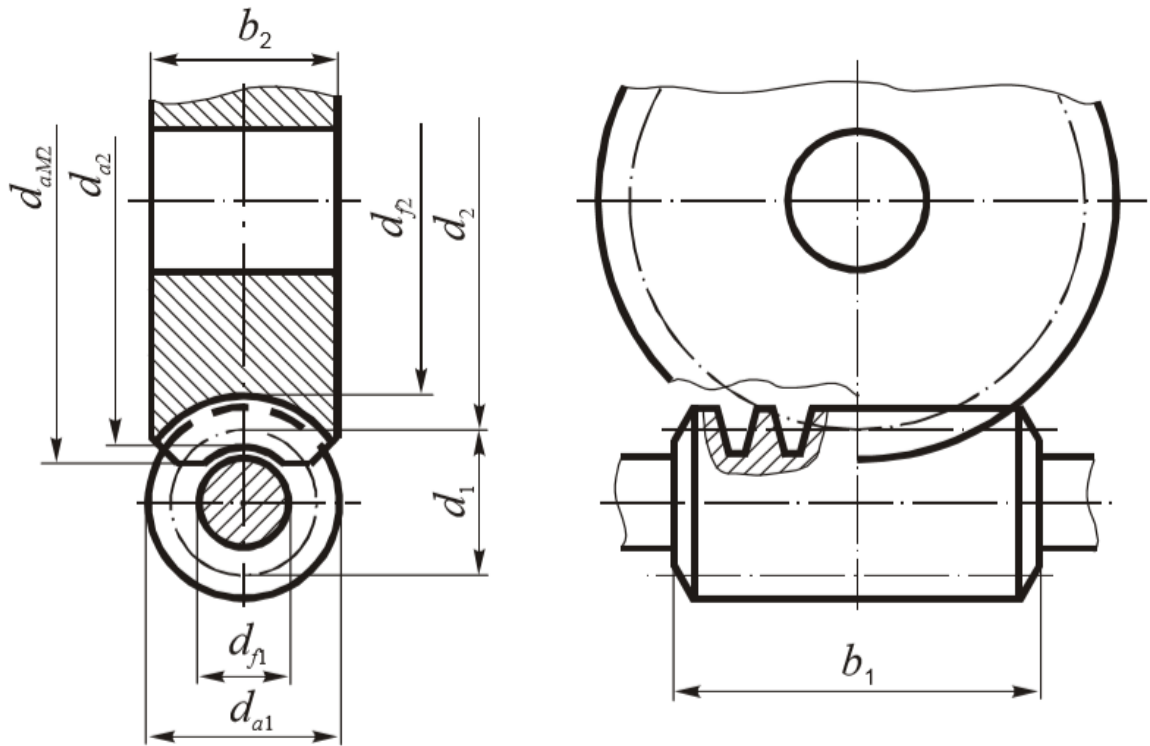


Рис. 1.23. Черв'ячна передача з циліндричним архімедовим черв'яком

Розрахуємо черв'ячну передачу з архімедовим черв'яком за такими даними: передатне відношення передачі  $i = 20$ ; передача реверсивна; режим навантаження – легкий (Л); можливі короточасні перевантаження до 150 % від номінального, строк служби передачі  $h = 10000$  год.

#### 4.5.1 Параметри навантаження черв'ячної передачі

Кутова швидкість веденого вала

$$\omega_3 = \frac{\omega_2}{i_2} = 9,599(\text{с}^{-1}).$$

Під час короточасного перевантаження до 150 % максимальний обертний момент на веденому валу

$$T_{\max}^3 = 1.5 * T_3 = 49,433 \text{ Н * м.}$$

Орієнтовна швидкість ковзання в зачепленні

$$V_s = \left(\frac{4 * \omega_2}{10^3}\right) * \sqrt[3]{T_3} = 1,231 \text{ м/с.}$$

						<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
							46
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			

За строк служби передачі сумарне число циклів навантаження зубців колеса

$$N_{\Sigma 2} = \frac{1800 \cdot \omega_2 \cdot h}{\pi} = 5,5 \cdot 10^7 \text{ ц.}$$

Для легкого режиму при коефіцієнті інтенсивності  $K_{FE} = 0,01$ , еквівалентне число циклів навантаження зубців

$$N_{FE2} = K_{FE} \cdot N_{\Sigma 2} = 5,5 \cdot 10^5 \text{ ц.}$$

#### 4.5.2 Матеріали для виготовлення черв'яка та черв'ячного колеса

Для виготовлення черв'яка беремо леговану сталь 40Х, термообробка – гартування із відпуском, твердість  $H_1 = 45 \dots 55$  HRC, робочі поверхні витків шліфовані.

Для вінця черв'ячного колеса із швидкістю ковзання  $V_s = 1,231$  м/с вибираємо чавун СЧ18 границя міцності  $\sigma_B = 355$  МПа.

#### 4.5.3 Допустимі напруження для розрахунків черв'ячної передачі

Допустимі контактні напруження для вінця черв'ячного колеса з СЧ18

$$[\sigma]_H = [\sigma]_{H0} = 175 - 35 \cdot V_s = 131,913 \text{ МПа}$$

Допустиме граничне контактне напруження.

$$[\sigma]_{Hmax} = 1,65 \cdot \sigma_B = 585,8 \text{ МПа}$$

Допустимі напруження на згин.

$$\sigma_{F0} = 0,12 \cdot \sigma_B = 42,6 \text{ МПа.}$$

Коефіцієнт довговічності

$$K_{FL} = \sqrt[9]{\frac{10^6}{N_{FE}}} = 1,069.$$

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		47

Враховуючи обмеження  $0,54 \leq K_{FL} \leq 1$ , беремо  $K_{FL} = 1$ . Тоді для зубців черв'ячного колеса допустиме напруження на втому при згині

$$[\sigma]_F = [\sigma]_{F0} * K_{FL} = 42,6 \text{ МПа}$$

Допустиме граничне напруження згину

$$[\sigma]_{Fmax} = 0,75 * \sigma_B = 266,3 \text{ МПа.}$$

#### 4.5.4 Проектний розрахунок черв'ячної передачі

У проектному розрахунку визначаємо мінімальну міжосьову відстань передачі.

Допоміжний коефіцієнт  $K_a = 310 \text{ МПа}^{\frac{1}{3}}$  при сталевому черв'яку та чавунному вінці колеса.

Число витків черв'яка беремо  $z_1 = 4$ . Тоді число зубців черв'ячного колеса  $z_2 = i * z_1 = 40$ .

Коефіцієнт діаметра черв'яка  $q \geq 0,212 * z_2 = 8,48$ . Вибираємо  $q = 9$ .

Коефіцієнт, що враховує розподіл навантаження по ширині вінця черв'ячного колеса

$$K_{H\beta} = 1 + \left(\frac{z_2}{\theta}\right)^3 * (1 - x) = 1,069$$

Тут  $\theta = 58$ , а  $x = 0,31$  для легкого режиму навантаження передачі.

Мінімальна між осьова відстань черв'ячної передачі

$$a_{wmin} = K_a * \left(\frac{z_2}{q} + 1\right) * \sqrt[3]{\frac{T_3 * K_{H\beta} * q^2}{((z_2) * [\sigma]_H)^2}} = 42,018 \text{ мм.}$$

Модуль черв'ячної передачі

$$m = \frac{2 * a_{wmin}}{z_2 + q} = 3,429$$

За стандартом вибираємо  $m=4$ , якому відповідає  $q = 9$ .

Уточнюємо міжосьову відстань до стандартного значення

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		48

$$a_w = 0,5 * \dot{m} * (q + z_2) = 49 \text{ мм},$$

Обираємо стандартну  $a_w = 50 \text{ мм}$ .

Передачу можна вписати у вибрану міжосьову відстань шляхом нарізання черв'ячного колеса зі зміщенням  $x = \frac{a_w}{m} - 0,5 * (q + z_2) = 0,5$ .

#### 4.5.5 Попередні значення деяких параметрів передачі

Ділильні діаметри черв'яка та черв'ячного колеса

$$d_1 = m * q = 12 \text{ мм};$$

$$d_2 = m * z_2 = 56 \text{ мм}.$$

Діаметр вершин витків черв'яка та зубців колеса:

$$d_{a1} = d_1 + 2 * m = 14 \text{ мм};$$

$$d_{a2} = d_1 + 2 * m * (1 + x) = 58 \text{ мм}.$$

Ширина вінця черв'ячного колеса

$$b_2 \leq 0,67 * d_{a1} = 14,58 \text{ мм}, \text{ приймаємо } b_2 = 15 \text{ мм}.$$

Ділильний кут підйому лінії витка черв'яка

$$tg \gamma = \frac{z_1}{q} = \frac{4}{9} = 0,444; \gamma = 23,96^\circ$$

Швидкість ковзання у зачепленні

$$V_s = \left( \frac{\omega_2 * d_1}{2 * \cos \gamma} \right) = 1,89 \text{ м/с}$$

Матеріал для вінця черв'ячного колеса згідно з рекомендаціями вибрано правильно.

За рекомендаціями ступінь точності передачі  $n_{ст} = 9$ .

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		49

Еквівалентне число зубців черв'ячного колеса

$$z_{v2} = \frac{z_2}{(\cos\gamma)^3} = 52,392.$$

Колова сила, що діє на зубці колеса,

$$F_{t2} = \frac{2 * T_3}{d_2} = 411,944 \text{ Н}$$

#### 4.5.6 Розрахунок зубців черв'ячного колеса на контактну витривалість

Для розрахунку попередньо визначимо коефіцієнти:

$Z_M = 215 \text{ МПа}^{1/2}$  – коефіцієнт, що враховує механічні властивості матеріалів черв'яка і вінця колеса;

$Z_H = 1,8$  – коефіцієнт форми спряжених поверхонь витків та зубців;

$Z_\varepsilon = 0,75$  – коефіцієнт сумарної довжини контактних ліній у зачепленні;

$K_{H\beta} = 1,069$ ;

$K_{HV} = 1,25$  – коефіцієнт динамічного навантаження.

Питома розрахункова колова сила

$$\omega_{Ht} = \frac{F_{t2}}{b_2} * K_{H\beta} * K_{HV} = 18,349$$

Розрахункове контактне напруження

$$\sigma_H = Z_M * Z_H * Z_\varepsilon * \sqrt{\frac{\omega_{Ht}}{d_2}} = 105,262 \text{ МПа.}$$

Стійкість зубців проти заїдання і втомного викришування забезпечується, оскільки  $\sigma_H = 105,262 \text{ МПа} < [\sigma]_H = 131,913 \text{ МПа}$ .

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		50

#### 4.5.7 Розрахунок активних поверхонь зубців черв'ячного колеса на контактну міцність при дії максимального навантаження

$$\sigma_{H\max} = \sigma_H * \sqrt{\frac{T_{3\max}}{T_3}} = 128,919 \text{ МПа.}$$

Контактна міцність зубців також забезпечується, оскільки

$$\sigma_{H\max} = 128,919 \text{ МПа} < [\sigma]_{H\max} = 585,8 \text{ МПа.}$$

#### 4.5.8 Розрахунок зубців черв'ячного колеса на витривалість при згині

Маємо такі розрахункові коефіцієнти:

$Y_F = 1,45$  – коефіцієнт, що враховує форму зубця,

$Y_\varepsilon = 0,75$  – коефіцієнт, що враховують перекриття зубців,

$$Y_\beta = 1,091 = \frac{(1 - \frac{\gamma}{140})}{\cos(\gamma)}$$

$K_{FV} = K_{HV} = 1,25$  – коефіцієнт динамічного навантаження,

$K_{F\beta} = K_{H\beta} = 1,069$  – коефіцієнт, що враховують розподіл

навантаження по ширині вінця колеса.

Питома колова сила

$$\omega_{Ft} = \frac{F_{t2}}{b_2} * K_{FV} * K_{F\beta} = 18,349 \frac{\text{Н}}{\text{мм}},$$

$$\sigma_F = Y_F * Y_\varepsilon * Y_\beta * \frac{\omega_{Ft}}{m} = 5,442 \text{ МПа}$$

Втомна міцність зубців при згині забезпечується, бо розрахункове напруження  $\sigma_F = 5,442 \text{ МПа} < [\sigma]_F = 42,6 \text{ МПа}$ .

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		51

#### 4.5.9 Перевірка міцності зубців при згині максимальним навантаженням

$$\sigma_{Fmax} = \sigma_F * \left( \sqrt{\frac{T_{3max}}{T_3}} \right) = 6,665 \text{ МПа.}$$

Тут міцність зубців також забезпечується, оскільки виконується умова

$$\sigma_{Fmax} = 6,665 \text{ МПа} < [\sigma]_{Fmax} = 266,3 \text{ МПа.}$$

#### 4.5.10 Розрахунок параметрів черв'ячної передачі

Розміри елементів витків черв'яка та зубців черв'ячного колеса:

$$\text{висота головки витка черв'яка та зубця колеса } h_a = m = 4 \text{ мм,}$$

$$\text{Висота ніжки витка та зубця } h_f = 1,2 * m = 4,8 \text{ мм,}$$

$$\text{висота витка та зубця } h = 2,2 * m = 8,8 \text{ мм}$$

$$\text{розрахункова товщина витка } S = 0,5 * \pi * m = 6,283 \text{ мм.}$$

Розміри вінців черв'яка та черв'ячного колеса:

ділильні діаметри

$$d_1 = m * q = 12 \text{ мм;}$$

$$d_2 = m * z_2 = 56 \text{ мм.}$$

діаметри вершин

$$d_{a1} = d_1 + 2 * m = 14 \text{ мм;}$$

$$d_{a2} = d_2 + 2 * m * (1 + x) = 58 \text{ мм.}$$

діаметри впадин

$$d_{f1} = d_1 - 2,4 * m = 10,4 \text{ мм;}$$

$$d_{f2} = d_2 - 2,4 * m * (1,2 - x) = 49,28 \text{ мм}$$

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		52



найбільший діаметр черв'ячного колеса

$$d_{am2} \leq d_{a2} + m = 60 \text{ мм.}$$

довжина нарізваної частини черв'яка, витки якого шліфують,

$$b_1 \geq (12,5 + 0,09 * z_2) * m = 64,4 \text{ мм;}$$

ширина вінця черв'ячного колеса

$$b_2 = 15 \text{ мм;}$$

міжосьова відстань черв'ячної передачі

$$a_w = 50 \text{ мм.}$$

Сили у зачепленні черв'ячної передачі

#### 4.5.11 Сили у зачепленні черв'ячної передачі

Компоненти сил у зачепленні:

колова сила на колесі дорівнює осьовій силі на черв'яку

$$F_{t2} = F_{a1} = 411,94 \text{ Н,}$$

$$F_{r2} = F_{r1} = F_{t2} * \operatorname{tg} \alpha (\alpha = 20^\circ) = 149,935 \text{ Н}$$

осьова сила на колесі дорівнює коловій силі на черв'яку:

$$F_{a2} = F_{t1} = F_{t2} * \operatorname{tg} \gamma = 182,9 \text{ Н}$$

#### 4.5.12 ККД черв'ячної передачі

$$\eta = (0,95..0,96) * \frac{\operatorname{tg} \gamma}{\operatorname{tg}(\gamma + \phi)} = 0,765$$

Значення ККД близьке до попередньо заданого

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		53

$$\eta = \frac{T_3}{T_2 * i} = 0,8$$

#### 4.5.13 Перевірка черв'яка на жорсткість

Рівнодійна колової та радіальної сил на черв'яку

$$F = \sqrt{F_{t1}^2 + F_{r1}^2} = 236,504 \text{ Н.}$$

$$J_0 = \frac{\pi * d_{f1}^4}{64} = 2,384 * 10^4 \text{ мм}^4$$

Беремо наближено відстань між опорами черв'яка

$$l \approx 0,8 * d_2 = 45 \text{ мм ,}$$

За модуля пружності для сталі  $E = 2,1 * 10^5 \text{ МПа}$  розрахункова стрілка прогину черв'яка

$$y = \frac{F * l^3}{48 * E * J_0} = 0,002 \text{ мм}$$

$$[y] = 0,01 * m = 0,04 \text{ мм}$$

Жорсткість черв'яка достатня, оскільки  $y = 0,002 < [y] = 0,04$

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		54

## Висновки до розділу

У цьому розділі були розраховані навантаження на адаптивну механізацію, за отриманим навантаженням була з'ясована сила, яку повинен видавати лінійний привід для руху механізації. З'ясовані геометричні параметри передач редуктора, підібран двигун постійного струму, який задовольняє параметрам приводу.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		55

## 5. Технологія виготовлення елементів конструкції

### 5.1 Технологія виготовлення ходових гвинтів і гайок ковзання

Оскільки за своєю формою ходовий гвинт має повну аналогію з валом, а іноді він і конструктивно виконується за одне ціле з валом, то і технологія його виготовлення багато в чому схожа з виготовленням вала. Відмінною особливістю технології виготовлення ходового гвинта є нарізка різьби та збирання довгих складових гвинтів. На невідповідальних ходових гвинтах з  $HV < 350$  різьблення нарізається за дві операції (чорнову і чистову) фрезерним методом вихрового нарізування або точінням профільними різцями. Ходові гвинти для точних передач (0, 1 класу точності) мають високу твердість  $HRC = 58 \sim 62$ , одержувану загартуванням, тому різьба на них нарізається методом шліфування на різьбошліфувальних верстатах за 2 - 3 переходи в залежності від розмірів і класу точності гвинта. Basisю для нарізки різьби на коротких жорстких ходових гвинтах служать центрові отвори. При нарізці різьби на довгих нежорстких ходових гвинтах вводять додаткову технологічну базу, в якості якої використовується зовнішня поверхня гвинта. Технологія виготовлення ходових гайок в значній мірі аналогічна виготовленню точних втулок з двома базовими циліндричними поверхнями і відрізняється тільки нарізкою точної внутрішньої різьби.

Працездатність гвинтової передачі істотно залежить від взаємного положення гвинта і гайки, яке забезпечується при складанні і залежить від точності виготовлення деталей, які входять в передачу. Гранична величина розбіжності осі гвинта і гайки визначається величиною зазору в посадці зовнішнього діаметра ходового гвинта і внутрішнього діаметра гайки.

Попередній натяг в передачі здійснюють для усунення зазору за рахунок деформації контактуючих тіл. Завдяки цьому натягу жорсткість передачі зростає і стає практично постійною величиною, що не залежить від прикладеного в подальшому осьового навантаження.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		56

Загальноприйнятою технологією виробництва прецизійної різьби ходових гвинтів є метод абразивної обробки (шліфування).

Даний метод дозволяє виготовляти прецизійні ходові гвинти:

- за класами точності P1, P3, P5 ISO 3408;
- з постійним діаметром різьби до 0,008 мм.

Однак у зв'язку з високою трудомісткістю і енергоємністю технології, а також залежно довжини оброблюваної різьблення від технологічної можливості обладнання для шліфування різьби, виробництво прецизійних гвинтів є дорогим процесом з високою собівартістю продукції.

Альтернативою загальноприйнятому методу виробництва прецизійних гвинтів може стати технологія накатки різьби методом холодної пластичної деформації сталі.

Існує три основні методи накатки:

- тангенціальний - плоскими плашками, різьбовим сегментом і роликком;
- радіальний - двома роликами, трьома роликами з кільцевим профілем різьби;
- осьовим – в залежності від напрямку подачі інструменту і заготовки двома роликами з гвинтовим профілем різьблення, двома роликами з кільцевих профілем різьблення, трьома роликами з гвинтовим профілем різьби.

Основними особливостями при накатці пластичної деформації є: можливість значних деформацій без руйнувань металу; істотне зміцнення поверхневих шарів і пов'язане з цим підвищення здатності навантаження торованих деталей.

Зміна фізико-механічних властивостей поверхневого шару металу в процесі накочування профілю впливає на міцність від втоми деталей. Утворений наклеп поверхневого шару і текстура металу в значній мірі підвищують циклічну міцність деталей. Цьому сприяють також залишкові напруги стиснення в поверхневому шарі металу, що також підтверджує доцільність широкого застосування способу накочування замість обробки різанням.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		57

## 5.2 Технологія виготовлення черв'ячної передачі

Черв'ячна пара складається з черв'яка і черв'ячного колеса. Як черв'як, так і черв'ячні колеса можуть мати різне конструктивне оформлення. Черв'як може бути насадним на вал, але може бути виконаний і суцільним у вигляді валу.

Заготовками для черв'яків служить круглий прокат в одиничному виробництві або штампування - у великосерійному і масовому виробництві. Як заготовки черв'ячних коліс використовують виливки і прокат. При великосерійному виробництві застосовують більш точні методи отримання виливків - лиття під тиском, лиття в кокіль, виливки по виплавлюваних моделях. Литтям отримують зазвичай також бронзові вінці черв'ячних коліс.

Черв'ячні колеса зазвичай виготовляється збірним з двох деталей: вінця і маточини; тільки в передачах малих розмірів зустрічаються черв'ячні колеса, виконані у вигляді однієї деталі. Така конструкція коліс пояснюється тим, що в черв'ячних передачах має місце ковзання поверхонь витків черв'яка і зубів колеса з високими швидкостями, внаслідок чого в якості матеріалу для черв'ячного колеса використовується антифрикційний чавун або бронза, що володіють невисокими коефіцієнтами тертя.

Зазначені конструктивні особливості черв'яків і черв'ячних коліс визначають вибір технологічного процесу їх виготовлення. Обробка черв'яків на першому етапі принципово не відрізняється від виготовлення циліндричних зубчастих коліс. Схема обробки на першому і другому етапах черв'ячних коліс аналогічна обробці циліндричних коліс в осьовій установці черв'ячного колеса. Другий етап технологічного процесу виготовлення черв'яків і черв'ячних коліс має свої специфічні особливості, не властиві іншим видам передач і в значній мірі залежать від обраної геометрії зачеплення пари.

Обробка заготовок черв'яків і черв'ячних коліс проводиться на універсальних токарних, карусельних, зубофрезерних і інших верстатах, а також і спеціальних.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		58

Черв'ячні колеса нарізають на зубофрезерних і спеціальних верстатах трьома методами (рис. 1.24):

- 1) методом радіальної подачі;
- 2) методом тангенціальної подачі;
- 3) комбінованим методом.

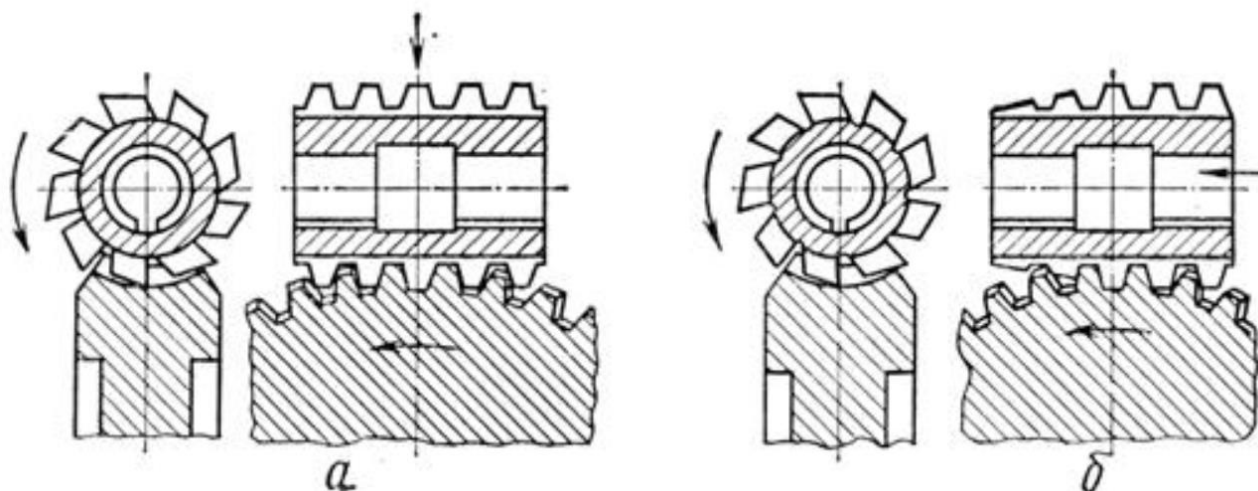


Рис. 1.24. Фрезерування зубів черв'ячного колеса:

а - методом радіальної подачі; б - методом тангенціальної подачі

Метод радіальної подачі застосовується головним чином для нарізування черв'ячних зубчастих коліс однозахідних і рідше - двозахідних. При цьому способі фреза встановлюється горизонтально, симетрично осі колеса, в положення осі черв'яка. В процесі нарізання фреза, що нарізує зубчасте колесо обертається; швидкості обертання їх розраховуються так, щоб за один оборот фрези зубчасте колесо повернулося на число зубів, яке дорівнює кількості заходів черв'яка. Крім того, фреза подається радіально на глибину зуба. Довжина фрези повинна перекривати поле зачеплення.

Метод з радіальної подачею має високу продуктивність і простий в налагодженні, його застосовують для обробки черв'ячних коліс невисокої якості.

Метод тангенціальної подачі застосовується головним чином для нарізування черв'ячних зубчастих коліс до багатозахідних черв'яків; він виконується за допомогою спеціального супорта, що дозволяє здійснювати

тангенціальну (тобто по дотичній лінії до зубчастого колеса) подачу фрези. Як ріжучий інструмент застосовують черв'ячні фрези з збірними конусом. Сітка для частина фрези призначена для чорнової обробки зубів колеса, а також рівномірного розподілу зносу і зменшення навантаження на зуби фрези. Циліндрична частина виробляє чистову обробку зубів.

На початку різання фреза встановлюється таким чином, щоб її забірна частина злегка доторкалася окружності виступів оброблюваного колеса. Потім фреза переміщається уздовж своєї осі тангенціально до ділильної окружності колеса до тих пір, поки її перший калібруючий зуб з повним профілем не вийде з зачеплення з профілем зуба колеса. Тангенціальна подача вимагає додаткового обертання деталі за допомогою диференціала. Осьова подача повинна бути протилежна напрямку обертання деталі.

Продуктивність способу фрезерування з тангенціальною подачею нижче, ніж з радіальною подачею, а точність вище.

Метод фрезерування з радіально-тангенціальною подачею полягає в тому, що за одну установку заготовки проводиться чорнове нарізування зубів з радіальною подачею. Для забезпечення припуску під чистову обробку радіальна подача вимикається дещо раніше, ніж буде досягнута повна висота зуба, потім верстат автоматично перемикається на тангенціальну подачу для чистового нарізування зубів. При радіально-тангенціальному способі можна застосовувати фрези з збірними конусом і циліндричні фрези тієї ж довжини, як при фрезеруванні з радіальною подачею.

Спосіб з радіально-тангенціальною подачею включає в себе більш високу продуктивність методу з радіальною подачею і краще формоутворення профілю зуба, характерне для способу з тангенціальною подачею. Тангенціальний шлях фрези при цьому способі коротше, ніж при способі з тангенціальною подачею.

Черв'яки черв'ячної передачі зазвичай піддають термічній обробці. До термічної обробки витки черв'яка обробляють на токарному верстаті різцями або на спеціальних верстатах фрезерують дисковими або пальцьовими фрезами.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ док.ум.	Підпис	Дата		60



Після термічної обробки профіль витка черв'яка шліфують, а для високонавантажених і швидкохідних передач витки черв'яка додатково полірують для зменшення шорсткості поверхні на профілях зубів.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

## Висновки до розділу

У цьому розділі були розглянуті оптимальні способи отримання черв'ячної передачі та передачі гвинт-гайка.

Гвинтова передача є складним пристроєм для перетворення обертального руху гвинта (гайки) в поступальне переміщення робочого органу. Для виготовлення проекрованої передачі вибрані такі матеріали: гвинт із сталі 40Х, гайка із бронзи Бр010Ф1.

Одним з недоліків черв'ячних редукторів є високий рівень їх зносу. Його можна значною мірою зменшити за рахунок правильного підбору параметрів черв'ячних пар і використовуваних для їх виробництва матеріалів. Для виготовлення черв'яка беремо леговану сталь 40Х, термообробка – гартування із відпуском, твердість  $H_1 = 45...55$  HRC, робочі поверхні витків шліфовані. Для вінця черв'ячного колеса вибираємо чавун СЧ18.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		62

## ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК

Темою даної дипломної роботи було створення приводу механізації адаптивного крила БПЛА. Були висунуті завдання, які необхідно було досягти:

- БПЛА повинен брати не менше 70 кг корисного навантаження;
- Максимальна злітна вага не перевищує 220 кг;
- Час знаходження у повітря для розвідувальних цілей має складати 12 годин.

Виконання почалося з огляду систем адаптивних крил, з яких було взято основні принципи механізації рухомого сегменту крила. Фактором вибору було найменше переміщення приводу адаптивного крила для подальшого зменшення масо-габаритних показників приводу і впровадження його у конструкцію БПЛА.

Взявши це за основу були обрані для подальшого проектування адаптивне крило щільової конструкції. Проаналізовано рульові приводи, які використовуються в авіації. Для приводу механізації підійшов електро-механічний привід з черв'ячною передачею і передачею гвинт-гайка.

Були пораховані навантаження на механізацію, побудовані епюри зовнішніх навантажень, розраховані передачі редуктора, підібран двигун, розглянута технологія виготовлення черв'ячної передачі і передачі гвинт-гайка.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		63

## Список використаних джерел

1. Патент RU 2184680C1 “Крыло самолёта”, изобретатель: О.Г. Войцех, дата публикации 10.07.2002г.
2. Д.В. Батищев, А.А. Гуммель, К.Р. Гильмияров “Электромеханический привод для управления элеронами летательного аппарата” 2013
3. Н.В. Крылов, С.Л. Самсонович, В.С. Степанов, “Анализ массогабаритных показателей электромеханических рулевых приводов с различными типами механических передач” 2012
4. Г.Н. Лимаренко, “Методология проектирования реечных передач для машин с автоматизированным приводом” 2010
5. М.Ю. Куприков , “Адаптивное крыло” 2004
6. Е.С. Пархаев, Н.В. Семенчиков “Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата” 2015
7. М.А. Киселёв, Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, И.Ф. Саяхов “Электрический привод для адаптивного крыла летательного аппарата” 2017
8. С.Г. Карнаух, “Расчёты механических передач” 2016
9. В.С. Янгулов, “Проектирование передач с линейным перемещением выходного звена” 2011
10. С.А. Ермаков, В.И. Лалабеков, С.Л. Самсонович, “Оценка эффективности энергетических показателей газо-гидравлического рулевого привода, предназначенного для управления поворотным соплом с эластичным шарниром РДТТ” 2016
11. И. С. Шумилов “Рулевые приводы с автономным гидропитанием (АРП) для магистральных самолётов” 2014
12. В.А. Вайсман, С.А. Величко, “Особенности изготовления и применения шариковых винтовых передач в машиностроении” 2012
13. Патент RU 2522646 “Электромеханический линейный привод”, изобретатель: А.А. Алексашин, 2004г.

					<b>ВЛ7212.16.50.00.00ПЗ</b>	Арк.
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		64