

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Бадах В.М.
“ ” _____ 2021р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

Тема: «Система керування закрилками далекомагістрального пасажирського літака»

Виконавець: студент 4-го курсу Годіно Ілля Михайлович

_____ (підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Макаренко Руслан Олексійович

_____ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович

_____ (підпис)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аерокосмічний
Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Бакалавр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(шифр, найменування)
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

_____ Бадах В. М.
“ ___ ” _____ 2021р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломного проекту студента

Годіно Ілля Михайлович
(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема роботи: Система керування закрилками далекомагістрального пасажирського літака.

Затвердження наказом ректора від “29” _____ квітня _____ 2021р. № 684/ст

2. Термін виконання роботи: з 24 травня 2021 р. по 20 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до роботи: система керування закрилками далекомагістрального пасажирського літака.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): вимоги, що висуваються до системи керування закрилками, аналіз системи керування закрилками.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: креслення літака; структурні схеми варіантів проєктованої системи керування закрилками; компоновальні схеми варіантів проєктованої системи керування закрилками.

6. Календарний план

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання (підпис)
1.	Початок роботи над роботою, визначення мети та завдань роботи	24.05.2021	
2.	Розподіл теми на основні частини	26.05.2021	
3.	Пошук необхідних даних та літератури по літаку-прототипу	28.05.2021	
4.	Виконання аналізу системи керування далекомагістрального літака	05.06.2021	
5.	Проведення розрахунків	10.06.2021	
6.	Підведення висновків	13.06.2021	
7.	Створення необхідних креслень	15.06.2021	
8.	Оформлення дипломного проєкту	18.06.2021	
9.	Перевірка, внесення правок та підписання роботи	20.06.2021	

Дата видачі завдання “ 3 ” травня 2021р.

Керівник: _____ Макаренко Р.О.
(підпис)

Завдання прийняв(ла) до виконання: _____ Годіно І. М.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Система керування закрилками далекомагістрального пасажирського літака»: 44 с., 27 рис., 9 табл., 1 додаток, 13 джерел.

ЛІТАК, ЗАКРИЛКИ, МЕХАНІЗАЦІЯ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЗАКРИЛКАМИ, ГІДРАВЛІЧНА СИСТЕМА, МОДЕЛЬ, ОПОРНИЙ ПРИСТРІЙ ЗАКРИЛКІВ.

Об'єкт дослідження – система керування закрилками далекомагістрального пасажирського літака-прототипа А340-300.

Предмет дослідження – опорний пристрій системи керування закрилками, його кінематика та міцність.

Мета роботи – моделювання опорного пристрою системи керування закрилками, дослідження кінематики та розрахунку на міцність моделі, напрацювання теоретичної бази.

Методи роботи – аналітичний розрахунок, моделювання та дослідження моделі за допомогою системи автоматичного проектування Solidworks.

Отримані результати – модель опорного пристрою, дані про рух закрилок при їх випуску – прибиранні, дані про навантаження елементів конструкції опорного пристрою системи керування закрилками літака-прототипа А340-300.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1	
ОСНОВНА ЧАСТИНА	
1.1. Роль механізації в літаку та вимоги до неї.....	9
1.1.1. Вимоги до керування механізацією крила згідно з АП-25.....	10
1.1.2. Вплив механізації на аеродинамічні характеристики.....	11
1.2. Загальний опис систем керування закрилками.....	11
1.3. Загальний опис літака-прототипа А340-300.....	14
1.3.1. Призначення літака.....	14
1.3.2. Короткий опис конструкції літака.....	14
1.3.3. Технічні характеристики.....	15
1.3.4. Силова установка.....	15
1.3.5. Опис гідравлічної системи.....	16
1.3.6. Центрівка літака.....	18
1.4. Опис системи керування закрилками літака-прототипа А340-300.....	22
1.4.1. Привідна установка 1.....	23
1.4.2. Привідні установки 2, 3 і 5.....	24
1.4.3. Привідна установка 4.....	25
1.4.4. Пристрій регулювання потужності (Power control unit).....	26
1.4.5. Гальма валів механізації (Wing tip brakes).....	31
РОЗДІЛ 2	
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	
2.1. Загальний опис опорного пристрою закрилків літака-прототипа А340.....	32
2.1.1. Характеристики закрилків літака-прототипа А340-300.....	32
2.1.2. Конструкція опорного пристрою.....	32
2.1.3. Опис моделі опорного пристрою.....	33
2.2. Загальне дослідження руху моделі опорного пристрою закрилків під час їх випуску-прибирання.....	34

2.3. Розрахунок моделі опорного пристрою закрилків літака-прототипа А340-300 на міцність.....	37
2.3.1. Визначення навантаження на закрилок.....	37
2.3.2. Виконання розрахунку на міцність в системі автоматизованого проектування SolidWorks.....	38
2.3.3. Висновки з проведених розрахунків.....	41
ВИСНОВКИ.....	42
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	43

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

PCU – Power control unit

SFCC – Slat Flap Control Computer

ГС – Гідравлічна система

ВСТУП

Розмір та несуча здатність сучасного крила при проектуванні літака обирається як компроміс між різними вимогами. Наприклад, більше крило дасть більше підйомної сили та зменшить швидкість і розбіг при зльоті, але збільшить аеродинамічний опір, що, в свою чергу, приведе до погіршення ефективності літака під час крейсерського польоту. Конструкції крил сучасних реактивних літаків оптимізують для швидкості та ефективності саме під час крейсерського польоту, тому що він займає найбільшу частину від часу польоту. Механізація крила компенсує цей компроміс в дизайні, додаючи підйомної сили при зльоті та посадці, зменшуючи швидкість та дистанцію, необхідну для безпечного зльоту і посадки і, відповідно, дозволяє використовувати в польоті більш ефективне крило. В той же час, при проектуванні механізації необхідно враховувати навантаження на її складові частини і саме моделювання та розрахунок такої системи відіграє важливу роль в цьому.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Роль механізації в літаку та вимоги до неї.

З допомогою пристроїв механізації вирішуються наступні основні задачі:

- 1) Збільшення підйомної сили та критичного кута атаки крила при зльоті та посадці;
- 2) Попередження втрати бокової стійкості та керованості та покращення ефективності елеронів на великих кутах атаки;
- 3) Короткочасне зменшення підйомної сили крила для збільшення крутизни зниження літака та для підвищення ефективності гальмівних коліс при посадці;
- 4) Забезпечення поперечної керованості літака в умовах, коли важко попередити реверс елеронів.

Усі ці задачі вирішуються, в тому числі і з допомогою системи керування закрилками.

До механізації крила окрім загальних вимог до усього літака пред'являються наступні вимоги:

- 1) Максимальне збільшення c_{ya} при відхиленні засобів механізації в посадкове положення при посадкових кутах атаки літака;
- 2) Мінімальне збільшення c_{xa} при посадці, а також в прибраному положенні засобів механізації;
- 3) Максимальне значення аеродинамічної якості при розбігу літака з невеликою тягоозброєністю і можливо більше підвищення c_{ya} при відхиленні

Кафедра ГГС				НАУ 21 71 19 00 000 ПЗ			
Виконав	Годіно І. М.			Основна частина	Літера	Аркцш	Аркцшів
Керівник	Макаренко Р.О.					9	44
Консульт.					АКФ-401 134-ЛВ		
Н-контр.	Сивашенко Т.І.						
Зав. каф.	Бадах В.М.						

механізації у злітне положення для літаків з більшою тягоозброєністю;

4) Можливо менші зміни значень m_z (зміщення центру тиску крила) при відхиленні засобів механізації в робоче положення;

5) Синхронність дії механізації на обох консолях крила, простота конструкції та велика надійність роботи [1].

1.1.1. Вимоги до керування механізацією крила згідно з АП-25.

25.697. Керування механізацією крила та повітряними гальмами

(а) Органи керування механізацією крила повинні бути сконструйовані таким чином, щоб пілоти мали можливість встановлювати засоби механізації в будь-яке положення – злітне, крейсерське для заходу на посадку та посадкове згідно з 25.101(d). Механізація крила та повітряні гальма повинні зберігати вибрані положення за винятком випадків коли вони переміщуються автоматом або пристроєм обмеження навантажень, не відволікаючи в подальшому увагу пілотів.

(b) Конструкція та розташування важелів керування механізацією крила та повітряними гальмами повинні бути такими, щоб виключалась можливість їх ненавмисного переміщення. В пристроях керування механізацією крила та повітряними гальмами, що призначені для роботи виключно на землі, повинні бути передбачені заходи, що виключають їх ненавмисне спрацювання в польоті, якщо таке спрацювання може бути небезпечним.

(c) Швидкість переміщення поверхонь при роботі важелів керування та характеристики автомату або пристрою обмеження навантажень повинні бути такими, щоб були забезпечені задовільні льотні характеристики при змінних або усталених швидкостях польоту, потужностях двигунів та просторових положеннях літака.

(d) Конструкція системи керування механізацією крила повинна забезпечувати прибирання поверхонь з повністю випущеного положення під час усталеного польоту при максимальній тривалій потужності двигунів на будь-якій швидкості менше, ніж $V_F + 17$ км/год [2].

1.1.2. Вплив механізації на аеродинамічні характеристики.

На рисунку 1.1 показано вплив різних типів механізації крила на графік залежності коефіцієнту підйомної сили крила c_{ya} від кута атаки α крила.

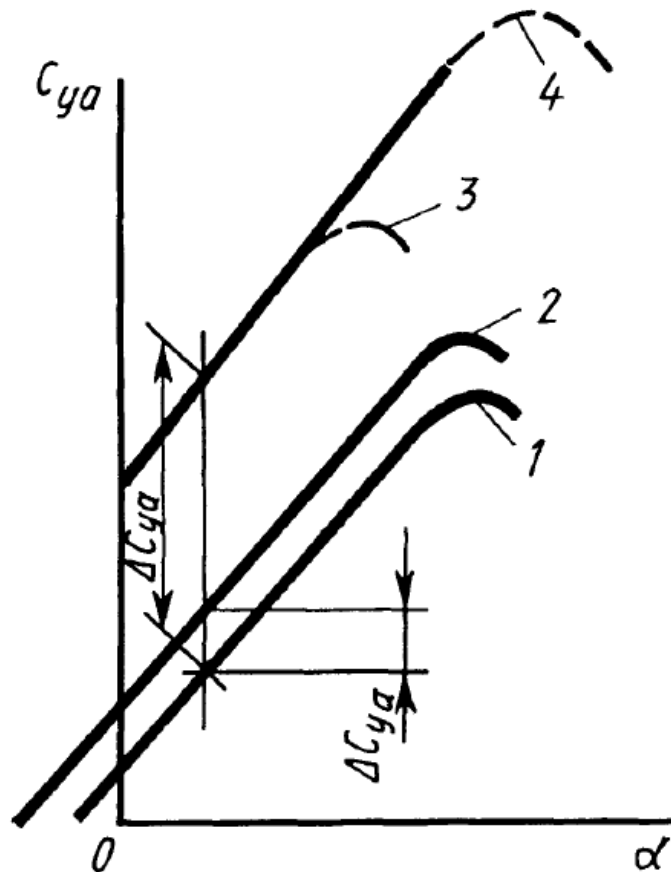


Рис. 1.1. Залежність c_{ya} від кута атаки α при різній механізації крила (1 – крило без механізації; 2 – крило з відхиленим щитком; 3 – крило з випущеним багатошліпінним закрилком; 4 – крило з випущеним багатошліпінним закрилком та передкрилком)

1.2. Загальний опис систем керування закрилками.

Найбільше поширення серед засобів механізації задньої кромки крила отримали висувні закрилки – одношліпінні, двошліпінні і навіть трьохшліпінні. Останні два мають, як правило, дефлектор та хвостик (який зазвичай самостійно відхиляється). Кінематичні схеми цих закрилків мають досить досить складну будову і по суті являють собою самостійну задачу з проектування, яка

вирішується одночасно з розробкою конструкції власне закрилка та схеми його навіски.

Оснoву системи даного засобу механізації складає власне закрилок. Тому на прикладі типових конструкцій щілинних закрилків можна намітити послідовність проектувальних розробок.

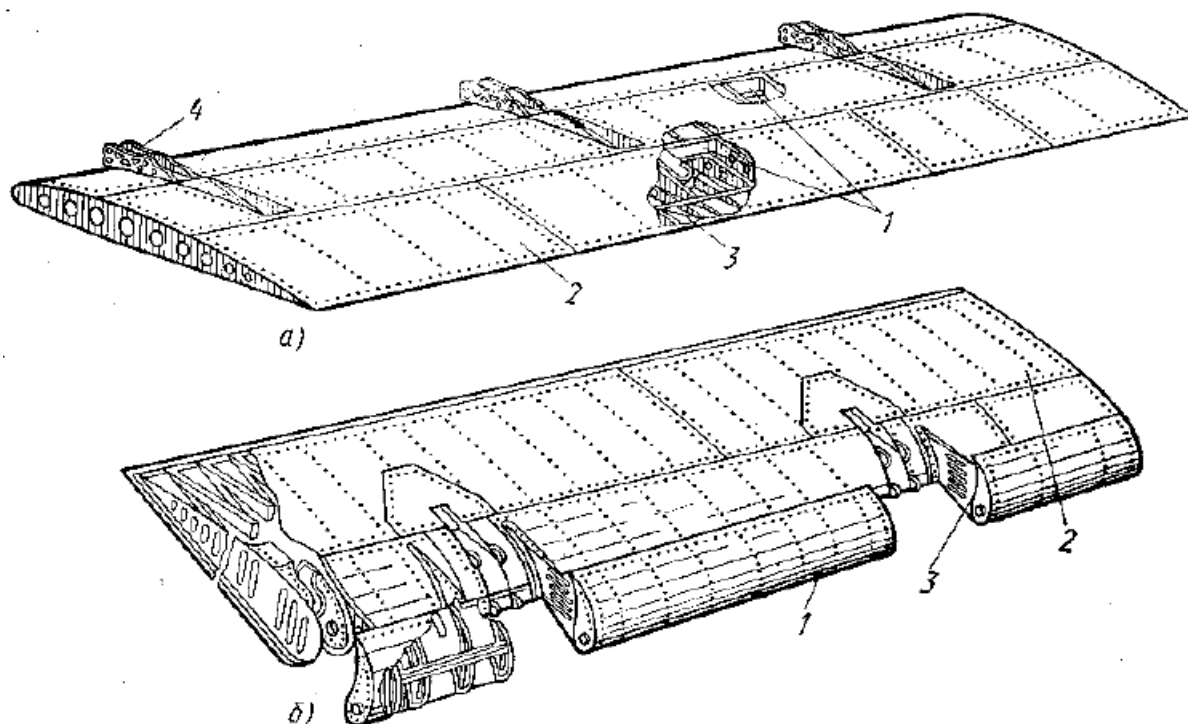


Рис. 1.2. Схеми закрилків:

- а – однощілинного (1 – повздовжні стінки; 2 – обшивка; 3 – нервюра; 4 – вузли навіски);
б – двощілинного (1 – дефлектор; 2 – закрилок; 3 – опори дефлектора) [3]

Конструкція однощілинного закрилка (рис. 1.2, а) подібна конструкції закрилка що відхиляється. Відмінність складають вузли навіски, що являють собою комбінацію рейок (напрямних) та кареток (роликів механізмів).

Двощілинний закрилок (рис. 1.2, б) складається з закрилка, який є аналогічним по конструкції однощілинному закрилку, та дефлектора. Дефлектор в мініатюрі повторює конструкцію закрилка. Він виготовляється фіксованим із жорсткими опорами на закрилку в передній його частині або рухомим відносно закрилка.

Як вже згадувалось вище, кінематичні схеми закрилків є надзвичайно різноманітними. Але у відношенні щілинних закрилків слід відзначити, що вони можуть бути розділеними на дві великі категорії по принципу утворення щіли (щілин). Незалежно від кінематичного зв'язку з дефлектором (для двощілинних закрилків) утворення щілин може досягатися або поступальним рухом закрилка (висування, відкатування), або ж поворотом закрилка відносно крила з виходом за його задню кромку (рис. 1.3.).

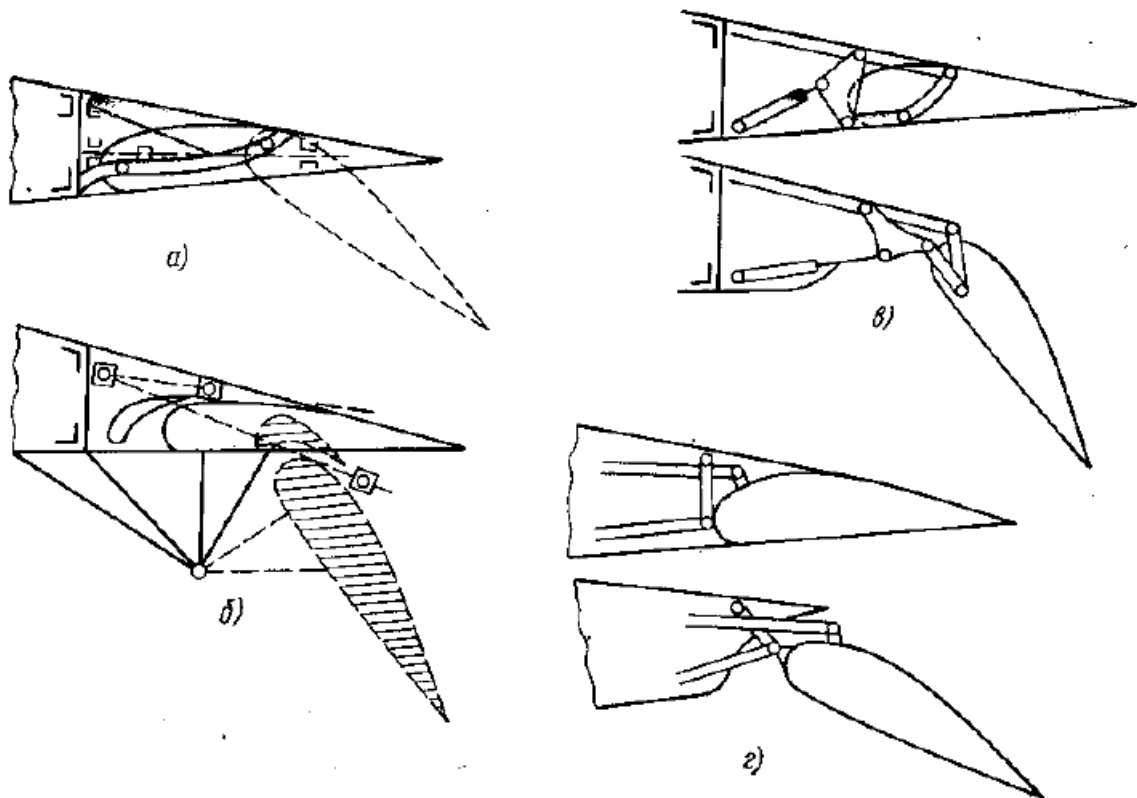


Рис. 1.3. Кінематичні схеми закрилків [3]

З рисунку 1.3. видно, що всі чотири схеми мають конструктивну спільність та відрізняються в основному типом з'єднання з крилом. Кожен із наведених типів – поворотний (багатоланковий), кулісний та висувний – є досить поширеними та застосовуються на різноманітних літаках. Конструювання опор поворотних та кулісних схем містить у собі багато елементів добре відомих підшипникових та важільних вузлів, в той час як у висувних схемах розробка рейок-направляючих разом із каретками являє собою завжди складну

конструкторсько-технологічну задачу. Тому для подальшого розгляду типової схеми доцільно обрати саме останню схему [3].

1.3. Загальний опис літака-прототипа A340-300.

1.3.1. Призначення літака.

Airbus A340-300 – далекомагістральний чотирьохмоторний турбореактивний широкофюзеляжний пасажирський літак, створений концерном Airbus. Літак в трьохкласовій комплектації бере на борт 295 пасажирів. Дальність польоту складає 13700 кілометрів. На літаку встановлені чотири двигуни CFM56-5C [4].

1.3.2. Короткий опис конструкції літака.

A340 – це моноплан зі стрілоподібним крилом. Велике подовження та наявність кінцевих аеродинамічних поверхонь забезпечують високу якість та знижують індуктивний опір. Поліпшені несучі властивості дозволили зменшити площу, загальну масу конструкції і, як наслідок, витрату палива. На кожній консолі встановлені закрилки та сім секцій передкрилків, які займають майже всю довжину передньої кромки. Крило має велику відносну товщину, яка збільшує внутрішні об'єми для палива. Крило виконане з високоміцних алюмінієвих сплавів та композитів. Фюзеляж – напівмонококової конструкції, круглий в поперечному діаметрі. У конструкції оперення широко застосовуються композитні матеріали, що значно знижує масу. Літак має тристійкове шасі, носова стійка – зі здвоєними керованими колесами, кожна основна стійка забезпечена двоколісними візками з тандемним розташуванням коліс. Система гальмування – автоматична [4].

1.3.3. Технічні характеристики.

Таблиця 1.1.

Параметр	Значення
Розмах крила	60.3 м
Кут стріловидності	30°
Довжина	63.69 м
Висота	16.91 м
База шасі	25.6 м
Крейсерська швидкість	875 км/год
Максимальна швидкість	917 км/год
Дальність польоту	13700 км
Пасажиromісткість (у трьох класах)	295
Пасажиromісткість (максимальна)	440

1.3.4. Силова установка.

На літаку-прототипі встановлено 4 двигуни CFM56-5C. CFM56-5C – це турбореактивний двоконтурний двигун, який встановлюється на літаках A340-200/A340-300. Даний двигун сімейства є найбільш потужним та тихим у своєму класі, має найбільш низьку питому витрату палива та високу питому тягу, яка дозволяє використовувати на спекотних та висотних аеродромах. Довгий канал вихідного пристрою зі змішенням потоків забезпечує двигуну значне зниження шуму, витрати палива та підвищення злітної тяги [5].

Технічні характеристики двигуна представлені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2.

Параметр	Значення
Злітний режим:	
Тяга	14165 кгс
Ступінь двоконтурності	6.6
Повна ступінь підвищення тиску	31.5

Витрата повітря	466 кг/с
Крейсерський режим:	
Висотність	10668 м
Максимальне число М польоту	0.8
Тяга	2996 кгс
Питома витрата палива	0.545 (кг/год)/кгс

1.3.5. Опис гідравлічної системи.

Гідравлічна система літака є необхідною для перетворення команд екіпажу літака в відхилення відповідних поверхонь керування та забезпечення коректної роботи систем літака. ГС також використовується для випуску-прибирання шасі, керування закрилками і передкрилками, керування гальмами та рулінням. Гідравлічна система складається з насосів, що приводяться в дію двигуном, баків, охолоджувачів масла, кранів та силових приводів.

Принципова схема ГС літака-прототипа представлена на кресленні НАУ 21 71 19 04 000.

ГС літака-прототипа складається з трьох незалежних гідравлічних систем: ГС №1, ГС №2 та ГС №3.

ГС №1 живить:

- шасі;
- руль напрямку;
- елерони;
- руль висоти;
- спойлери 1, 5;
- закрилки;
- передкрилки;
- основні гальма.

ГС №2 живить:

- реверс першого двигуна;

- руль напрямку;
- лівий елерон та руль висоти;
- спойлери 2, 3;
- тример руля висоти 2;
- передкрилки;
- допоміжні та паркувальні гальма.

ГС №3 живить:

- реверс другого двигуна;
- руль напрямку;
- правий елерон та руль висоти;
- спойлери 4, 6;
- закрилки;
- вантажний відсік.

Номінальний тиск гідравлічної системи становить 3000 фунтів на квадратний дюйм або 204 атмосфери. Робоча рідина – Skydrol LD-4 [7].

Характеристики робочої рідини

Таблиця 1.3

Параметр	Значення
Кислотне число (мг КОН / г)	0.1 максимум
Температура самозаймання	400 °С мінімум
Температура займання	177 °С мінімум
Точка спалаху	160°С мінімум
Точка застигання	-62 °С максимум
Питома вага при 25 °С	1.003-1.013
В'язкість при 99 °С/ 38 °С/ -54°С	3.66-4 сСт/ 10.65-11.65 сСт/ 2000 сСт

Основне джерело тиску забезпечується насосами, які приводяться в дію двигунами. Допоміжний тиск забезпечується електричними насосами. В зелену систему включена аварійна турбіна, яка випускається в аварійних ситуаціях. Для моніторингу кожної гідравлічної системи встановлюється Пристрій

Моніторингу Гідравлічної системи (Hydraulic System Monitoring Unit; HSMU), який також забезпечує автоматичний контроль випуску аварійної турбіни та контроль електронасосів. Кожна система має власний бак, що знаходиться під тиском для забезпечення доставки рідини до насосів та акумулятор для підтримки постійного тиску під час нормальної експлуатації [8].

1.3.6. Центрівка літака

Центрувальна відомість спорядженого крила

Таблиця 1.4.

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса, ті		Координата центра мас X_i , м	Статичний момент маси $m_i X_i$, кг*м
		відносна	абсолютна, кг		
1.	Крило (конструкція)	0,097	23815,4714	3,6824	87699,2351
2.	Паливна система	0,0116	2845,6888	0	0
3.	Система керування літаком (30%)	0,00126	309,1006	5,0215	1552,1552
4.	Електрообладнання (30%)	0,00247	605,9354	0,8369	507,1195
5.	Система захисту від обмерзання (70%)	0,00679	1665,7092	0,8369	1394,0653
6.	Гідравлічна система (70%)	0,0091	2232,3938	5,0215	11210,0101
7.	Основні двигуни	0,09224	22628,1323	-1,6738	21778,6269
8.	Оснащення двигунів	0,027672	6788,4396	-1,6738	6533,588
9.	Протипожежна система	0,006918	1697,1099	-1,6738	1633,397
10.	Основні опори шасі (85%)	0,0302855	7429,5782	0,8369	6217,9626
11.	Паливо	0,32519	79774,9604	3,6406	290428,8804

Координата центра мас спорядженого крила визначається за формулою:

$$X_{кр} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

$$X_{кр} = 3,09 \text{ м.}$$

Центрувальна відомість мас спорядженого фюзеляжу

Таблиця 1.5.

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса, т		Координата центра мас x_i , м	Статичний момент маси $m_i x_i$, кг*м
		відносна	абсолютна, кг		
1.	Фюзеляж (конструкція)	0,0799	19600,9082	31,5	617428,6083
2.	Горизонтальне оперення	0,01131	2774,54658	58,8239	163209,7171
3.	Вертикальне оперення	0,01099	2696,04482	60,8386	164023,6058
4.	Висотне обладнання	0,01	2453,18	31,5	77275,17
5.	Система захисту від утворення льоду (30%)	0,00291	713,8753	50,4	35979,3191
6.	Пасажирське обладнання - бізнес клас	0,005	1226,59	18,7992	23058,9107
7.	- економ клас	0,0075	1839,885	45,4986	83712,1916
8.	Декоративна обшивка та теплозвукоізоляція салонів	0,0062	1520,9716	31,5	47910,6054
9.	Побутове	0,002325	570,3643	7,5978	4333,5142
10.	обладнання:	0,002325	570,3643	36,4518	20790,8072
11.	- кухня №1	0,002325	570,3643	42,84	24434,4087
	- кухня №2				
12.	- кухня №3	0,00129	316,8690	9,3933	2976,4463
13.	- туалет №1	0,00129	316,8690	30,8385	9771,7672
	- туалет №2				
14.	- туалет №3	0,00129	316,8690	43,1298	13666,5001
15.	- гардероб №1	0,002325	570,36435	8,24355	4701,827
	- гардероб №2				
16.	- гардероб №2	0,002325	570,36435	29,2131	16662,1107

Закінчення таблиці 1.5.

17.	Гідравлічна система (30%)	0,0039	956,7402	44,1	42192,2428
18.	Електрообладнання (90%)	0,02223	5453,41914	31,5	171782,7029
19.	Локаційне обладнання	0,0022	539,6996	1,3482	727,623
20.	Навігаційне обладнання	0,0032	785,0176	4,0257	3160,2453
21.	Обладнання для радіозв'язку	0,0016	392,5088	4,0257	1580,1226
22.	Приладове обладнання	0,0038	932,208	2,5011	2331,5464
23.	Системи керування літаком (70%)	0,00294	721,23492	31,5	22718,8999
24.	Допоміжна силова установка	0,00217	532,9533	61,1604	532,9533
25.	Передня опора шасі	0,00534	1311,102	7,253	9509,5018
26.	Екіпаж	0,00196	481,5592	3,7989	1829,3953
27.	Бортпровідники	0,00392	963,1184	31,5	30338,2317
28.	Документація та інструменти	0,005889	1926,2369	31	4523,4303
29.	Вода (хімічна рідина)	0,005889	1444,6777	9,3933	14850,5644
30.		0,005889	1444,6777	30,8385	20769,5534
31.		0,007852	1444,6777	43,1298	59713,345
32.	Додаткове обладнання	0,0104	2551,3072	37,8	96439,4121
33.	Комерційне навантаження	0,17659	43320,7056	34,65	1501062,4497

Координата центра мас спорядженого фюзеляжу визначається за формулою

$$X_{\phi} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

$$X_{\phi} = 32.28 \text{ м.}$$

Центрівка літака визначається за формулою:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - x_a}{b_a} \cdot 100\%$$

Таблиця 1.6.

№ п/п	Найменування об'єкту	Маса m_i , кг	Центр мас літака X_t , м	Центрівка \bar{X}_T , %
1.	Злітна маса (шасі випущено)	245318	33.51	30
2.	Злітна маса (шасі прибрано)	245318	33.63	31
3.	Посадкова маса (шасі випущено)	176203.52	32.28	22
4.	Перегінний (без комерційного навантаження, шасі прибрано)	203198.8	33.08	25
5.	Стоянковий (без комерційного навантаження, палива, екіпажу, води, шасі випущено)	109525.1	33.26	27

1.4. Опис системи керування закрилками літака-прототипа А340-300.

На рисунку 1.4. представлений загальний вигляд системи керування закрилками літака-прототипа А340-300.

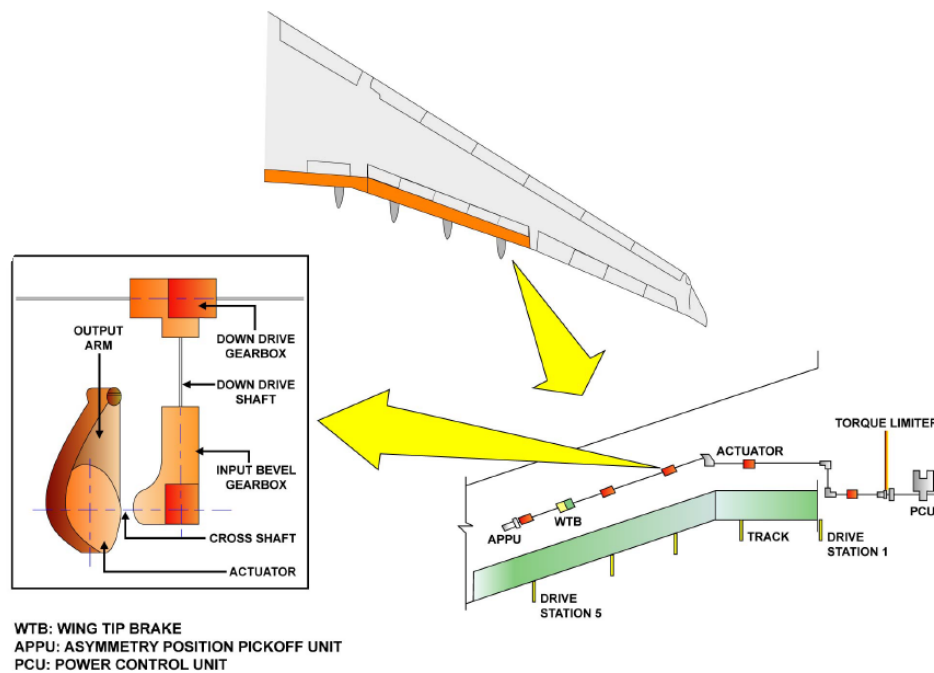


Рис. 1.4. Загальний вигляд системи керування закрилками літака-прототипа А340-300

На рисунку позначено:

Torque limiter – Обмежувач крутного моменту;

PCU (Power control unit) – Пристрій регулювання потужності;

Actuator – Силовий привід;

Track - Напрямна;

Drive station – Привідна установка;

Down drive gearbox - Редуктор;

Down drive shaft - Вал;

Input bevel gearbox – Вхідна конічна передача;

Output arm – Вихідна ланка;

Cross shaft – Поперечний з'єднувальний вал;

WTB (Wing tip brake) – Гальма валів механізації;

APPU (Asymmetry position pickoff unit) – Пристрій виявлення асиметричності позиції закрилків;

Задня кромка літака-прототипа А340-300 містить дві поверхні закрилків.

Кожен закрилок підтримується каретками, які рухаються по напрямних і висуюються від заднього лонжерона крила.

Закрилок, який розташований ближче до фюзеляжу кріпиться до двох рейок, а зовнішній закрилок кріпиться до трьох рейок.

У кожній привідній установці закрилків, редуктор передає механічну енергію крізь вал, вхідну конічну передачу та поперечний з'єднувальний вал до силового приводу. Привідна установка видає необхідний крутний момент та зменшує швидкість щоб рухати закрилки із заданою швидкістю.

На кожній привідній установці міститься силовий привід з датчиком на випадок заклинювання.

Обмежувачі моменту також обладнані датчиками.

На трансмісії встановлені гальма валів механізації та пристрої виявлення асиметричності позиції закрилків [10].

1.4.1. Привідна установка 1.

Обертальний силовий привід (Flap actuator) напряму пов'язаний з важелем (operating arm) і разом вони формують інтегрований вузол, встановлений на напрямній балці закрилка. Під час роботи важіль рухає тягу (drive strut), яка одночасно рухає каретку (carrriage) вздовж напрямної.

Перша напрямна балка кріпиться на фюзеляжі.

DRIVE STATION 1

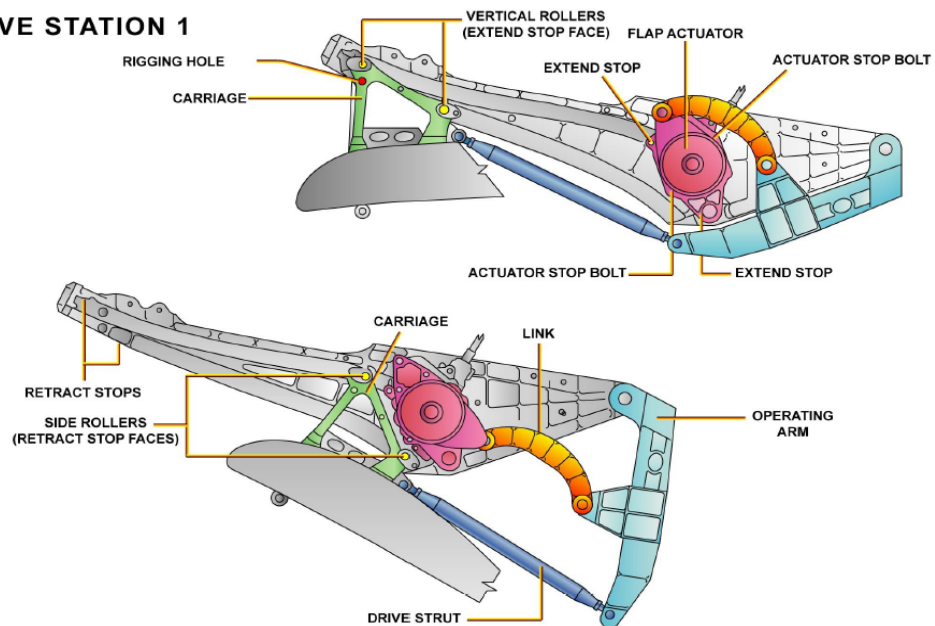
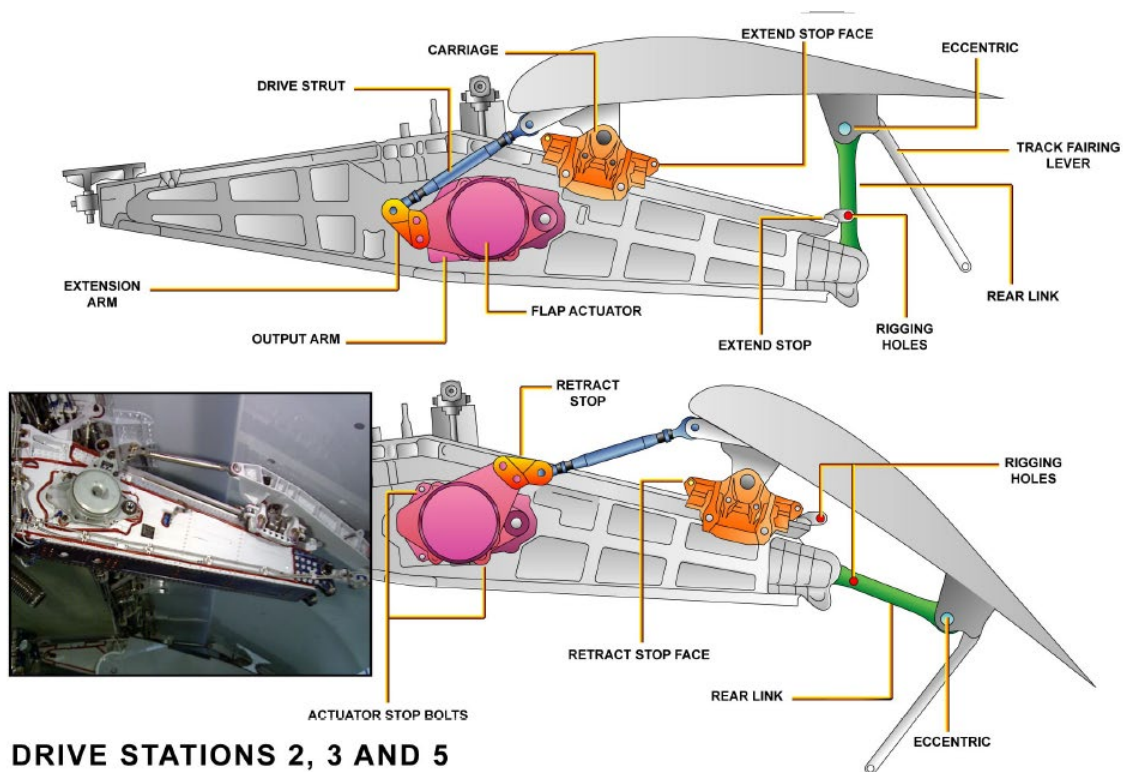


Рис. 1.5. Конструкція першої привідної установки

1.4.2. Привідні установки 2, 3 і 5.



DRIVE STATIONS 2, 3 AND 5

Рис. 1.6. Конструкція другої, третьої та п'ятої привідної установки

Привідні установки 2, 3 та 5 є ідентичними в конструкції та роботі.

Кожна каретка (carriage) утримується на своїй напрямній з допомогою роликів і прикріплена до закрилків болтами. Дані ролики змащуються через індивідуальні точки змащування.

Привідна тяга (drive strut) направляє подовжувачем (extension arm) який приєднаний до вихідної ланки (output arm) силового приводу (actuator). Під час роботи тяги приводять в рух каретки до яких приєднуються закрилки.

Хвостова ланка (rear link) приєднує закрилок до напрямної [10].

1.4.3. Привідна установка 4.

Установка 4 схожа в роботі на установки 2, 3 і 5.

Зовнішній закрилок приводиться в дію трьома обертальними силовими приводами (rotary actuator). Центральний керує закрилком за допомогою додаткової напрямної балки (track beam), яка сприймає деформації паралелограма, утвореного з напрямної балки точок кріплення закрилка.

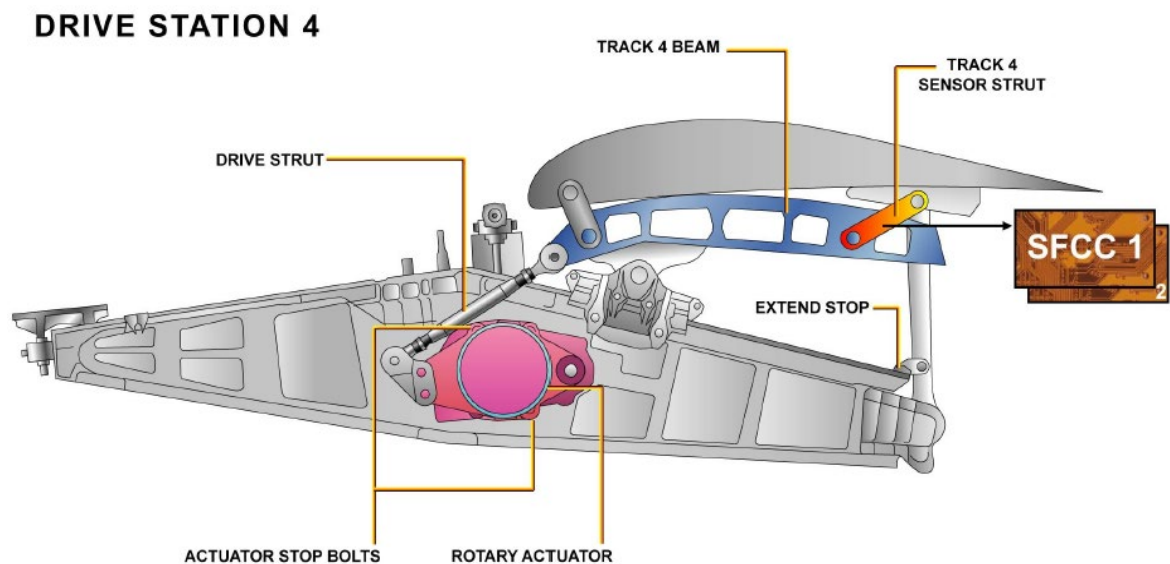


Рис. 1.7. Конструкція четвертої привідної установки

Тяга-сенсор (sensor strut), обладнана двома датчиками, які спрацьовують в разі руйнування кріплень закрилка, приєднана одночасно до закрилка та додаткової напрямної балки.

Під час руху закрилка присутній відносний рух між вузлом балки та закрилка. В разі коли цей рух виходить за експлуатаційні межі, датчики надсилають сигнал до Комп'ютерів Керування Закрилками та Передкрилками (Slat Flap Control Computers; SFCCs) для того, щоб зупинити роботу закрилків.

1.4.4. Пристрій регулювання потужності (Power control unit).

Пристрій регулювання потужності (PCU) має два блоки клапанів.

Під час роботи передкрилків, блок клапанів 23 CW та відповідний двигун приводяться в дію зеленою ГС та контролюються першим комп'ютером керування передкрилками та закрилками (SFCC1). Блок клапанів 24 CW та відповідний двигун приводяться в дію синьою ГС та контролюються SFCC2.

Під час роботи закрилків, блок клапанів 23 CV та відповідний двигун приводяться в дію жовтою ГС, та контролюються SFCC1, а блок клапанів 24 CV та відповідний двигун приводяться в дію зеленою ГС та контролюються SFCC2.

Кожен блок клапанів містить по чотири електромагнітні клапани S1, S2, S3, S4. Два гідравлічних розподільника керують золотниковими клапанами для випуску S1 чи прибирання S2.

Швидкісний режим двигуна керується електромагнітним клапаном високої швидкості S3, а гальма відсутності тиску (Pressure off brake; POB) керуються гальмівним електромагнітним клапаном, S4.

Наступний приклад показує роботу ГС при задіянні передкрилків. Для закрилків це працює ідентично. Спершу поверхні повністю прибрані і PCU в режимі очікування.

Позиція важеля керування та дійсна позиція, яка отримується з Пристроєм Зчитування Позиції зі Зворотнім Зв'язком (Feedback Position Pick-Off Unit; FPPU) порівнюються.

Так, як дані про задану позицію та дійсну позицію відрізняються, кожна лінія передкрилка генерує командний сигнал. Ці сигнали порівнюються щоб перевірити чи є вони ідентичними. Після того як кожна лінія узгоджена, кожен SFCC надсилає команду випуску, яка активує відповідний блок клапанів PCU.

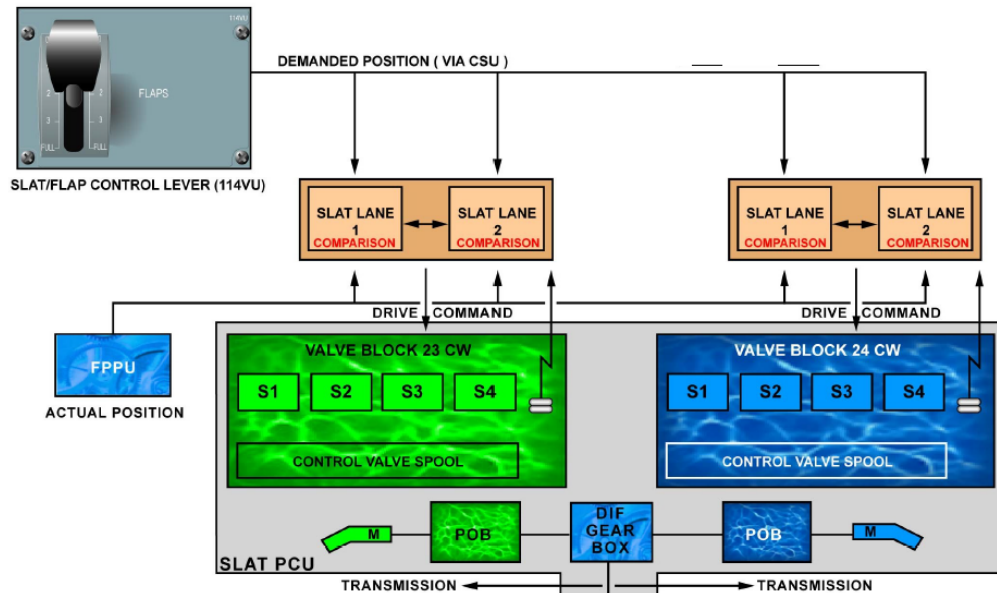


Рис. 1.8. Схема пристрою регулювання потужностей

Робота пристрою регулювання потужності:

1. PCU в режимі очікування.

Коли PCU в режимі очікування, закрилки прибрані.

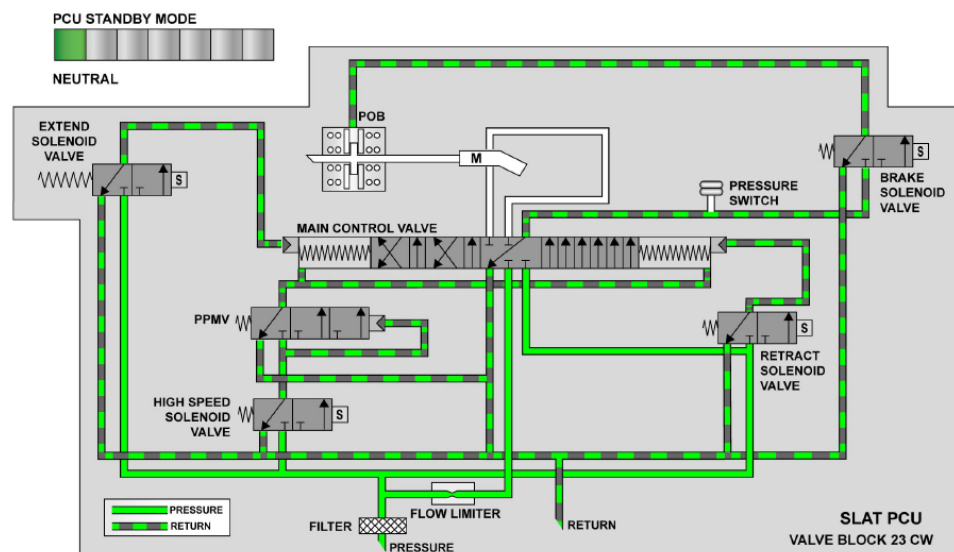


Рис. 1.9. Режим очікування пристрою регулювання потужності

Процес запуску PCU:

а) Задіяний клапан випуску S1.

На електромагнітний клапан випуску S1 подається енергія та золотниковий гідравлічний розподільник зміщується з нейтральної позиції. При зміщенні він сполучається з ГС. Гідравлічна рідина направляє до двигуна, таким чином створюючи крутний момент на вихідному валу двигуна, манометра (pressure switch) та гальмівного електромагнітного клапана S4.

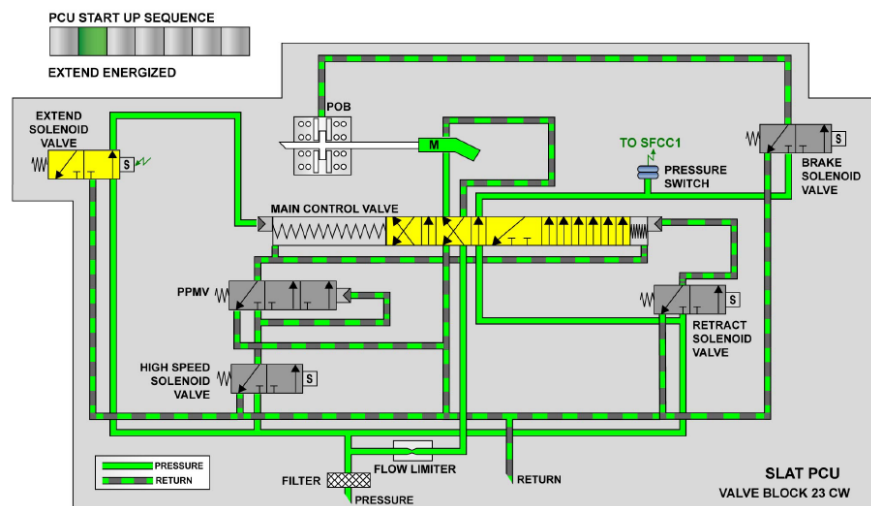


Рис. 1.10. Задіяний клапан випуску

б) Задіяний гальмівний електромагнітний клапан S4.

Манометр вимірює тиск рідини та надсилає електричний сигнал відповідному SFCC щоб перевірити чи коректно працює клапан.

Одночасно SFCC1 задіює гальмівний електромагнітний клапан та послаблюються гальма відсутності тиску (POB), і двигун починає обертати вал, який передає енергію обертання редуктору, а редуктор, в свою чергу, передає механічну енергію на закрilки. Все це відбувається в режимі малих швидкостей, завдяки вбудованим в клапани обмежувачам.

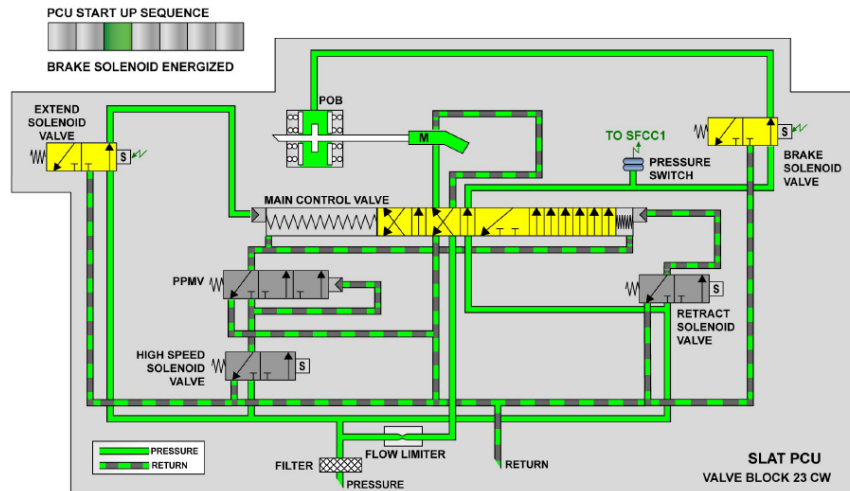


Рис. 1.11. Задіяний гальмівний клапан

с) Задіяний клапан високої швидкості S3.

При певній швидкості двигуна SFCC1 запускає електромагнітний клапан високої швидкості.

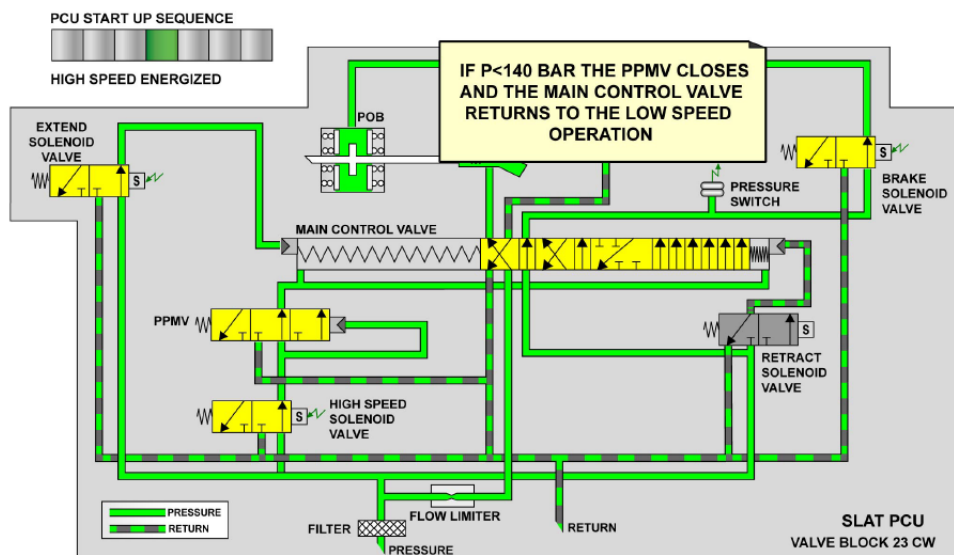


Рис. 1.12. Задіяний клапан високої швидкості

Клапан Підтримки Початкового Тиску (Pilot Pressure Maintaining Valve; PPMV) відкривається і гідравлічний розподільник рухається далі від попередньої позиції до повної зупинки.

Подача рідини до двигуна збільшується і він починає працювати в режимі високої швидкості.

2. Процес відключення PCU:

а) Відключення клапана високої швидкості.

Коли закрилки наближаються до кінцевої позиції, SFCC1 вимикає електромагнітний клапан високої швидкості S4. Гідравлічний розподільник рухається назад у бік нейтральної позиції, подача рідини до двигуна зменшується, двигун повертається в режим малої швидкості і закрилки рухаються з меншою швидкістю.

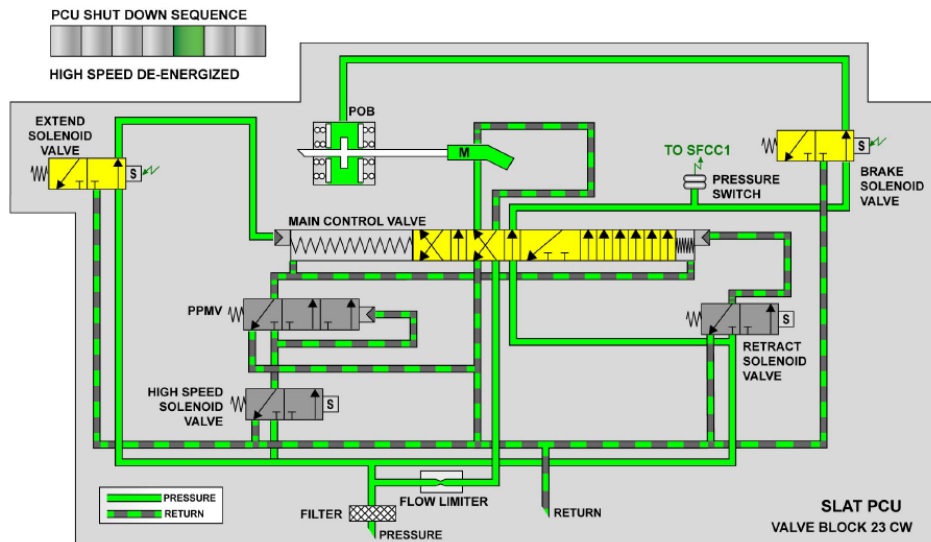


Рис. 1.13. Відключений клапан високої швидкості

б) Відключення гальмівного клапана.

Коли закрилки досягли необхідної позиції гальмівний клапан відключається. Активуються гальма відсутності тиску щоб зупинити двигун, вихідний вал редуктора і, відповідно, закрилки.

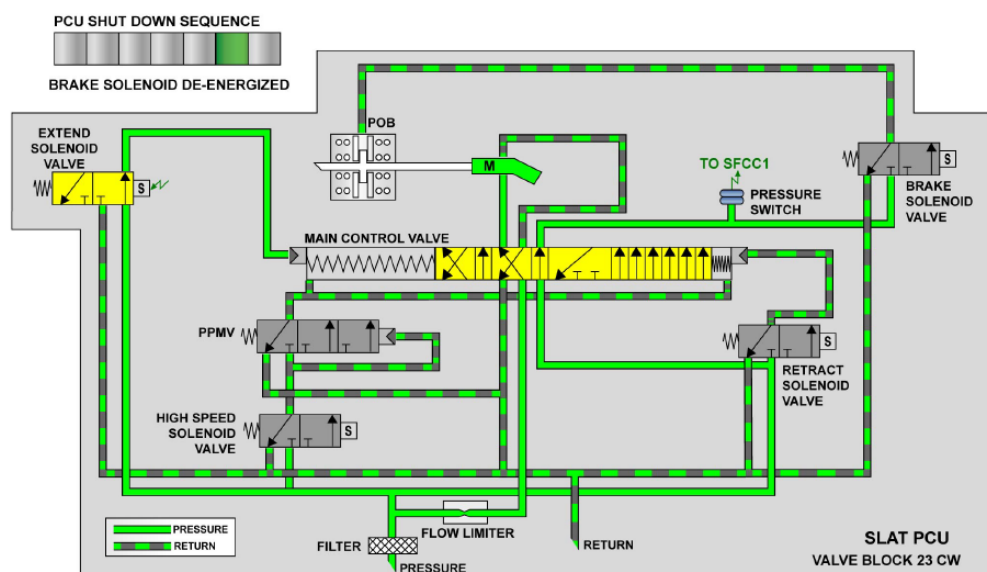


Рис. 1.14. Відключений гальмівний клапан

с) Відключення клапана випуску.

Електромагнітний кран випуску відключається. Пружина переміщає розподільник назад до нейтральної позиції і подача рідини до двигуна зупиняється. Манометр повертається в нейтральне положення.

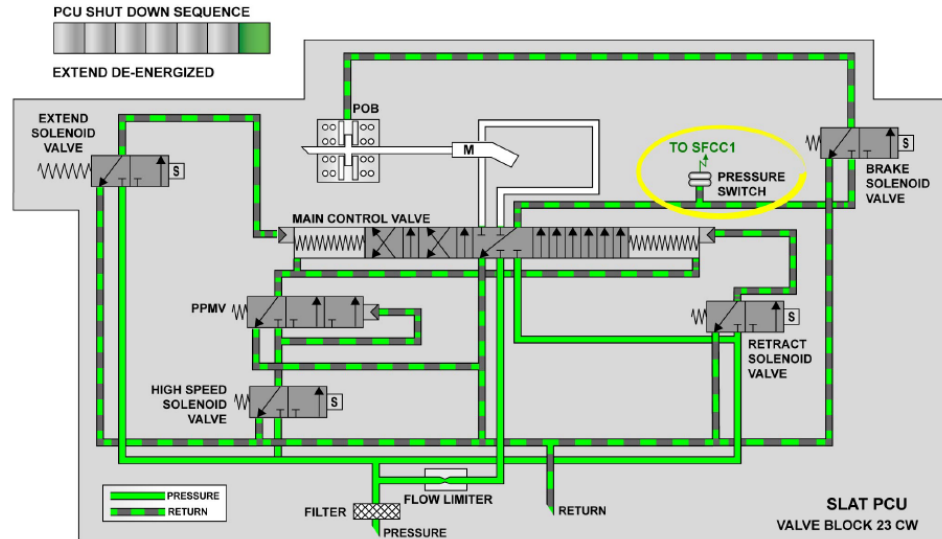


Рис. 1.15. Відключений клапан випуску

д) PCU повертається в режим очікування.

Система залишається в режимі очікування або в нейтральному положенні поки SFCC1 не задіє блок клапанів знову. Для процесу прибирання закрилків, операції ті ж самі, але першим вмикається електромагнітний клапан прибирання S2 [10].

1.4.5. Гальма валів механізації (Wing tip brakes).

Гальма валів механізації призначені для зупинки і затримування валів механізації при виявленні певних збоїв в її роботі.

Ассиметричність випуску, невідповідність швидкості випуску, неузгоджена робота виявляються порівнянням сигналів з пристроєм зчитування позиції зі зворотнім зв'язком (FPPU) та пристроєм виявлення асиметричності (APPU).

Якщо один з цих збоїв виявляється одним SFCC та підтверджується іншим, застосовуються гальма валів механізації [10].

РОЗДІЛ II СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Загальний опис опорного пристрою закрилків літака-прототипа А340.

2.1.1. Характеристики закрилків літака-прототипа А340-300.

Тип закрилка – однощільвовий;

Площа закрилків – 18.74 м²;

Коренева хорда закрилка – 1.01 м.

Кінцева хорда закрилка – 0.76 м.

Максимальна кривизна профілю – 6.75 %.

Товщина профілю – 12.6 %.

Довжина закрилка – 17.915 м.

2.1.2. Конструкція опорного пристрою.

Схема опорного пристрою закрилків представлена на рис. 2.1.

До закрилка (3) шарнірно кріпляться привідна ланка (1), каретка (6) та задня ланка (4). Обертальний силовий привід (8) розташований на напрямній балці (7) і, обертаючись, штовхає привідну ланку, яка в свою чергу штовхає закрилок. Каретка та задня ланка кріпляться до напрямної балки, обмежуючи рух закрилка та забезпечуючи необхідну траєкторію цього руху і вихід на необхідні кути випуску закрилків.

<i>Кафедра ГГС</i>				<i>НАУ 21 71 19 00 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Годіно І.М.</i>			<i>Спеціальна частина</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркцш</i>	<i>Аркців</i>
<i>Керівник</i>	<i>Макаренко Р.О.</i>					32	44
<i>Консульт.</i>					<i>АКФ-401 134-ЛВ</i>		
<i>Н-контр.</i>	<i>Сивашенко Т.І.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Бадах В.М.</i>						

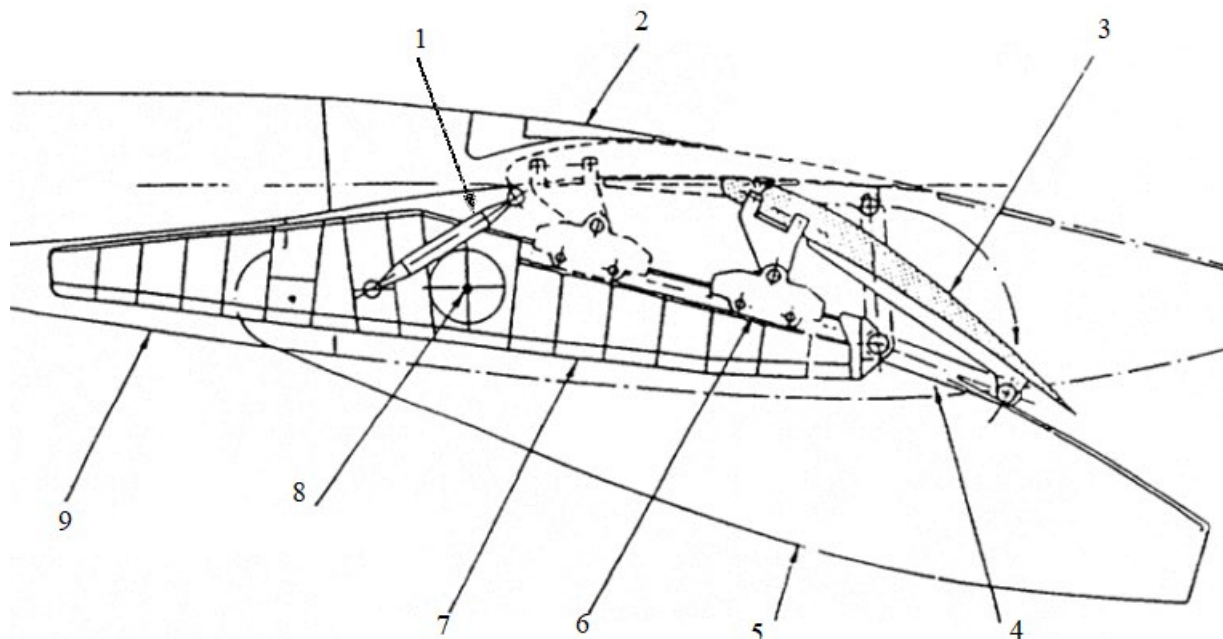


Рис. 2.1. Схема опорного пристрою закрилків: 1 – привідна ланка; 2 – спойлер; 3 – закрилок; 4 – задня ланка; 5 – рухома частина обшивки; 6 – каретка; 7 – напрямна балка; 8 – обертальний силовий привід; 9 – нерухома частина обшивки

2.1.3. Опис моделі опорного пристрою.

На рис. 2.2. зображено модель опорного пристрою з частиною закрилка, який знаходиться в прибраному положенні. Модель виконано з використанням системи автоматизованого проєктування Solidworks.

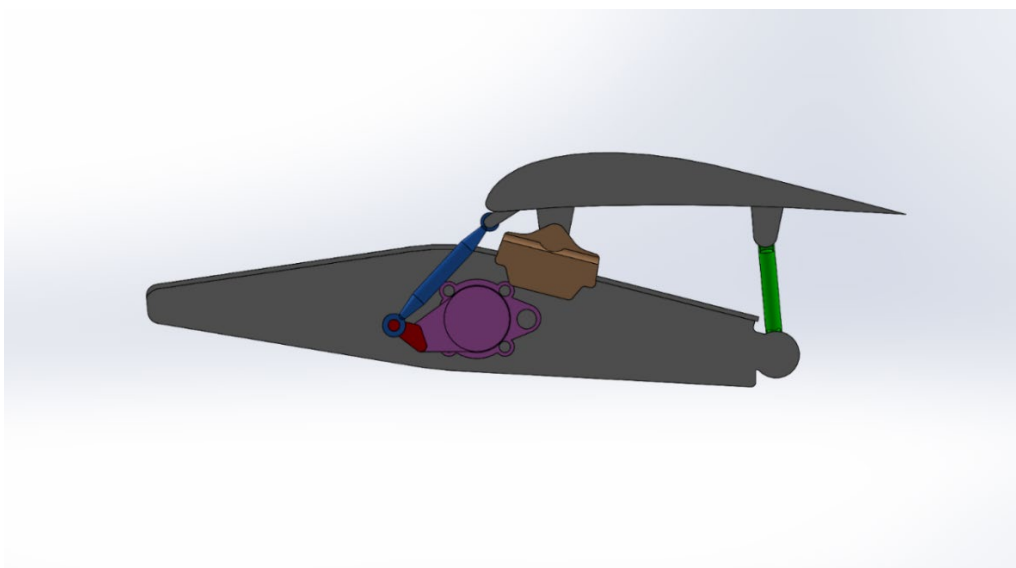


Рис. 2.2. Модель опорного пристрою з прибраними закрилками (вид справа)

Дана модель складається з:

- 1) Напрямної балки – сірий колір;
- 2) Обертального силового приводу – рожевий колір;
- 3) Привідної ланки – синій колір;
- 4) Каретки – коричневий колір;
- 5) Задньої ланки – зелений колір;
- 6) Ланки – подовжувача – червоний колір;

На рис. 2.3. зображено ту ж саму модель опорного пристрою з частиною закрилка, який знаходиться в випущеному положенні.

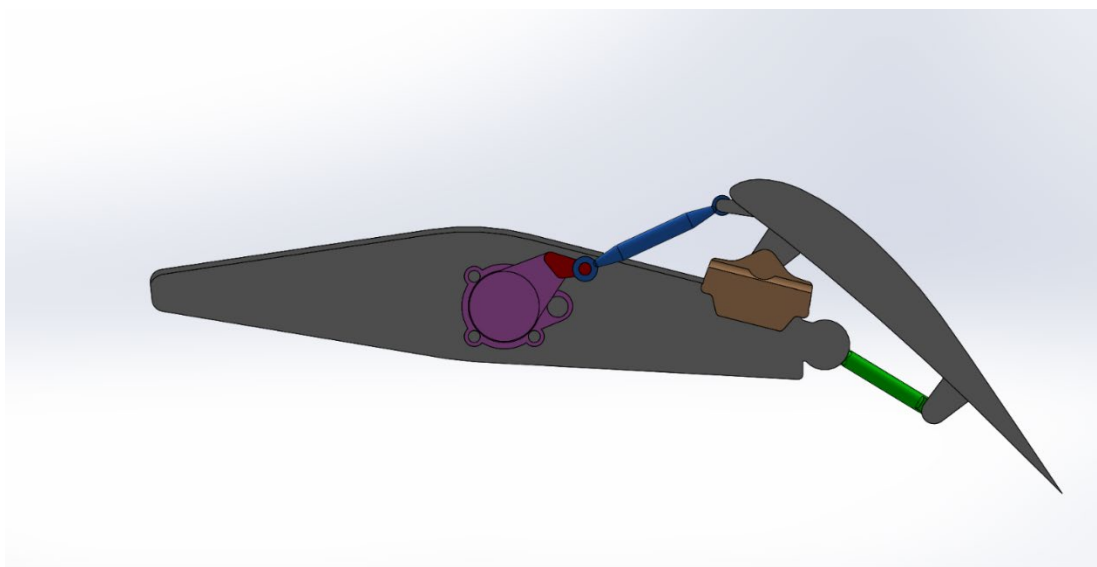


Рис. 2.3. Модель опорного пристрою з випущеними закрилками (вид справа)

2.2. Загальне дослідження руху моделі опорного пристрою закрилків під час їх випуску-прибирання.

В таблиці 2.1 приводиться залежність позицій важеля керування закрилками та передкрилками, фази польоту, та кута випуску закрилків для літака-прототипа А340-300.

Таблиця 2.1

Позиція важеля керування закрилками	Фаза польоту	Кут випуску передкрилків	Кут випуску закрилків
0	Крейсерська	0°	0°
1	Утримування	21°	0°
1+F	Зліт	21°	17.5°
2	Зліт 1	24°	22.5°
3	Зліт 2 Наближення	24°	30°
FULL	Посадка	24°	40°

Використовуючи SolidWorks Motion Analysis для моделі опорного пристрою можна побудувати траєкторію руху крайніх точок хорди закрилка та графіку залежності кутів випуску закрилка від часу.

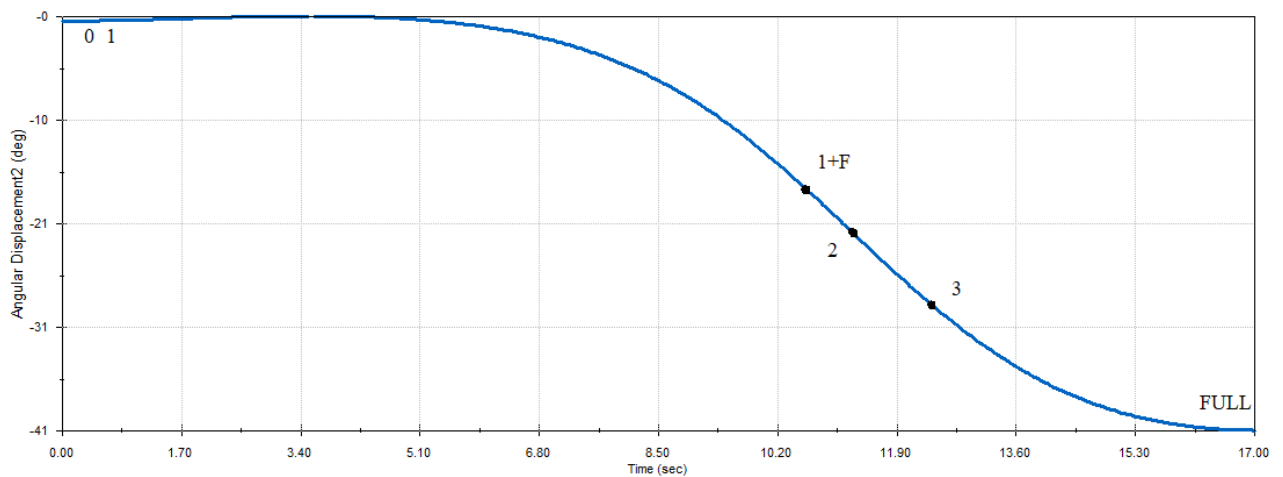


Рис. 2.4. Графік залежності кута випуску закрилків і положення важеля керування закрилками і передкрилками від часу

З моделі можна визначити положення необхідного кута повороту обертового силового приводу в залежності від положення ручки керування закрилками і передкрилками.

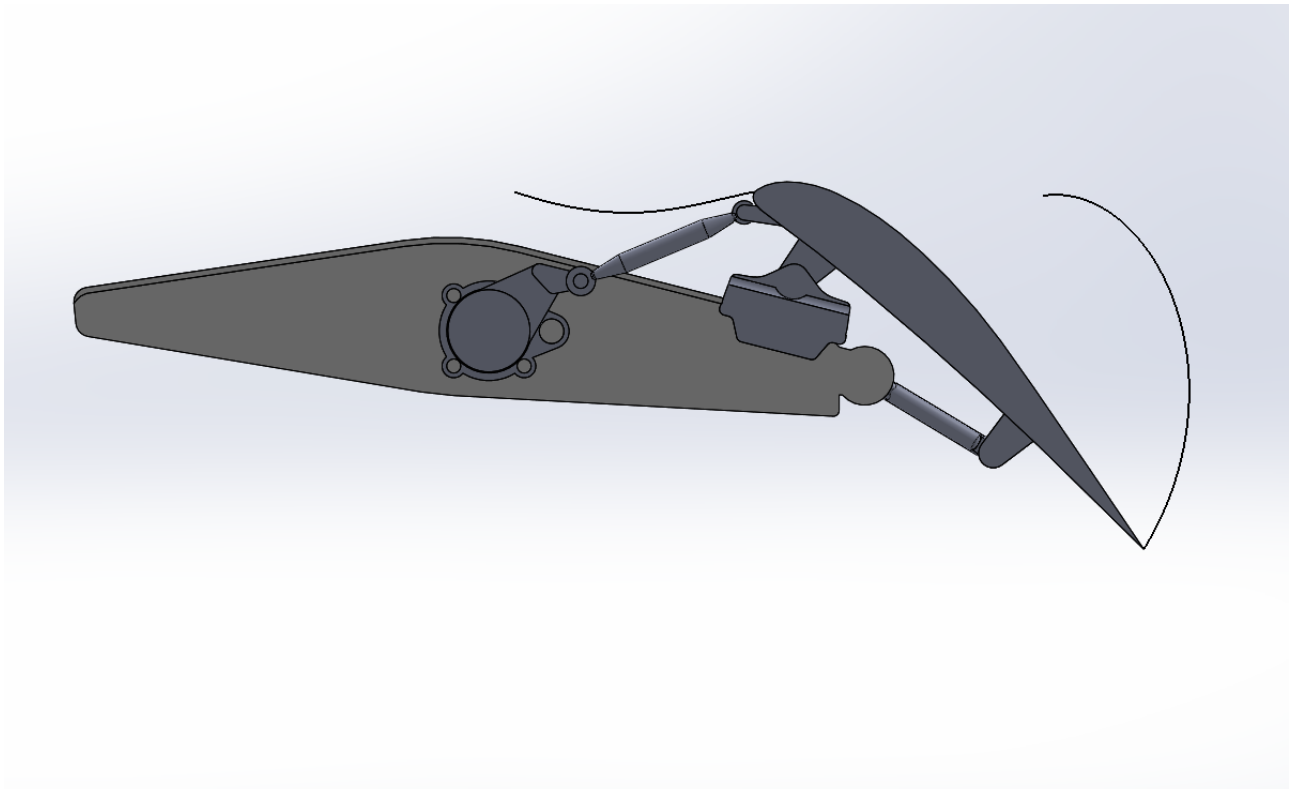


Рис. 2.5. Траєкторія руху крайніх точок хорди закрилка

Таблиця 2.2

Позиція важеля керування закрилками	Положення обертального силового привода
0	0°
1	0°
1+F	84°
2	92°
3	98°
FULL	134°

2.3. Розрахунок моделі опорного пристрою закрилків літака-прототипа А340-300 на міцність.

2.3.1. Визначення навантаження на закрилок.

Величина повної аеродинамічної сили, яка діє на однощільбовий закрилок, визначається по формулі:

$$P = c_3 S_3 p_{\text{дин}},$$

де c_3 – аеродинамічний коефіцієнт, який залежить від типу закрилка, його кутів відхилення та кута атаки крила; S_3 – площа закрилка; $p_{\text{дин}}$ – розрахункове значення динамічного тиску.

Аеродинамічний коефіцієнт c_3 для закрилка, відхиленого на 40° , та кута атаки $\alpha = 10^\circ$ становить $c_3 = 5$;

Площу закрилків для кожної частини крила беремо окремо, тому:

$$S_3 = \frac{18,37}{2} = 9,37 \text{ м}^2.$$

Динамічний тиск визначається по формулі:

$$p_{\text{дин}} = \frac{\rho v^2}{2},$$

Де ρ – густина повітря, v – швидкість польоту.

Так як міцність закрилка перевіряється при найбільш складних умовах, то для розрахунку динамічного тиску беремо значення густини та швидкості при випадку зльоту літака, тому $\rho = 1.25 \text{ кг/м}^3$, $v = 90 \text{ м/с}$ (посадка), тому динамічний тиск:

$$p_{\text{дин}} = \frac{\rho v^2}{2} = \frac{1,25 \cdot 90^2}{2} = 5062.5 \text{ Па}$$

Отже повна аеродинамічна сила:

$$P = c_3 S_3 p_{\text{дин}} = 5 \cdot 9.37 \cdot 5062.5 = 474360 \text{ Н.}$$

Приймаємо що розподілене навантаження по розмаху крила зберігається постійним, тобто:

$$q = \frac{P}{l} \cdot b_{\text{ср}} = \text{const.}$$

Тут $b_{\text{ср}} = \frac{b_{\text{кор}} + b_{\text{кінц}}}{2}$, $b_{\text{кор}}$, $b_{\text{кінц}}$ – відповідно коренева та кінцева хорди закрилка.

Отже, вважаючи інтенсивність розподілення навантаження по закрилку визначеною, приймаємо навантаження по всій хорді розподілено лінійно, відповідно:

$$q = \frac{P}{l} \cdot \frac{b_{\text{кор}} + b_{\text{кінц}}}{2} = \frac{474360}{19.915} \cdot \frac{1.01 + 0.76}{2} = 21080 \text{ Н/м}^2.$$

2.3.2. Виконання розрахунку на міцність в системі автоматизованого проєктування SolidWorks.

Для проведення розрахунку на міцність необхідно задати моделі відповідний матеріал. Обираємо сплав алюмінію 2024 (Аналог сплаву Д16Т). Його характеристики наступні:

Таблиця 2.3.

Параметр	Значення
Модуль пружності	$7.3 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$
Коефіцієнт Пуасона	0.33
Модуль зсуву	$2.8 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$
Густина матеріалу	2800 кг/м^3
Границя міцності	186.126 МПа
Границя текучості	758.291 МПа

Далі задаємо площини закріплення, та задаємо розподілене навантаження на закрилок $q = 21080 \text{ Н/м}^2$ наступним чином:

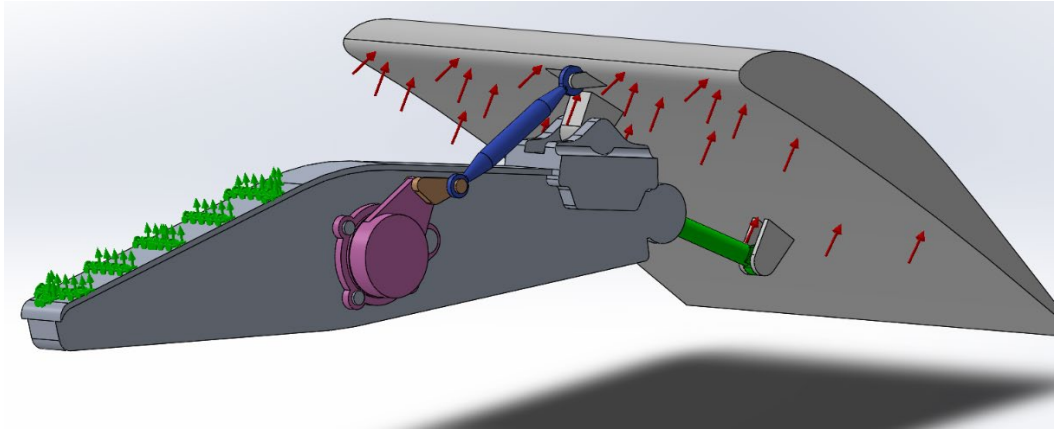


Рис. 2.6. Площина закріплення (зелені стрілки) та розподілене навантаження (червоні стрілки)

Отримуємо наступні результати розрахунків:

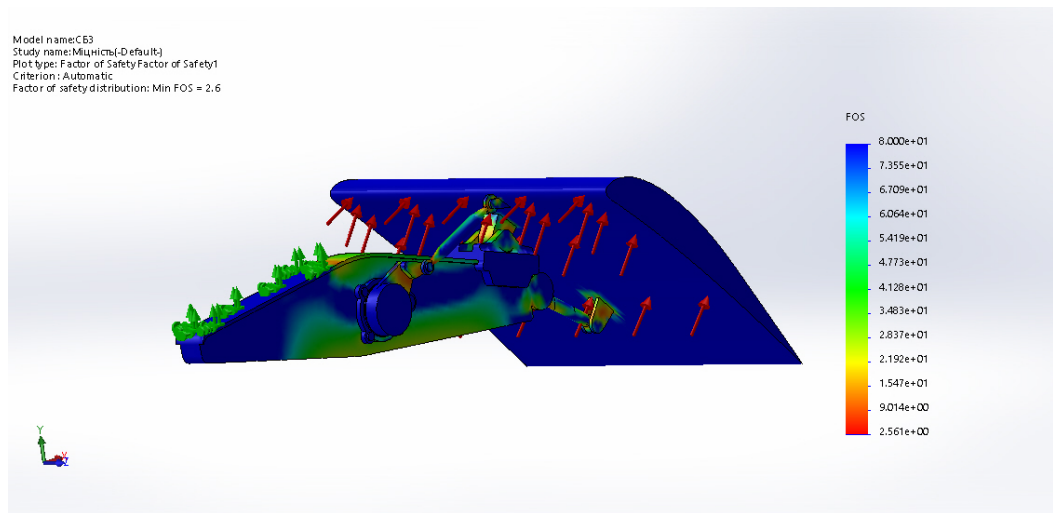


Рис. 2.7. Графік розподілу коефіцієнту безпеки по площині моделі

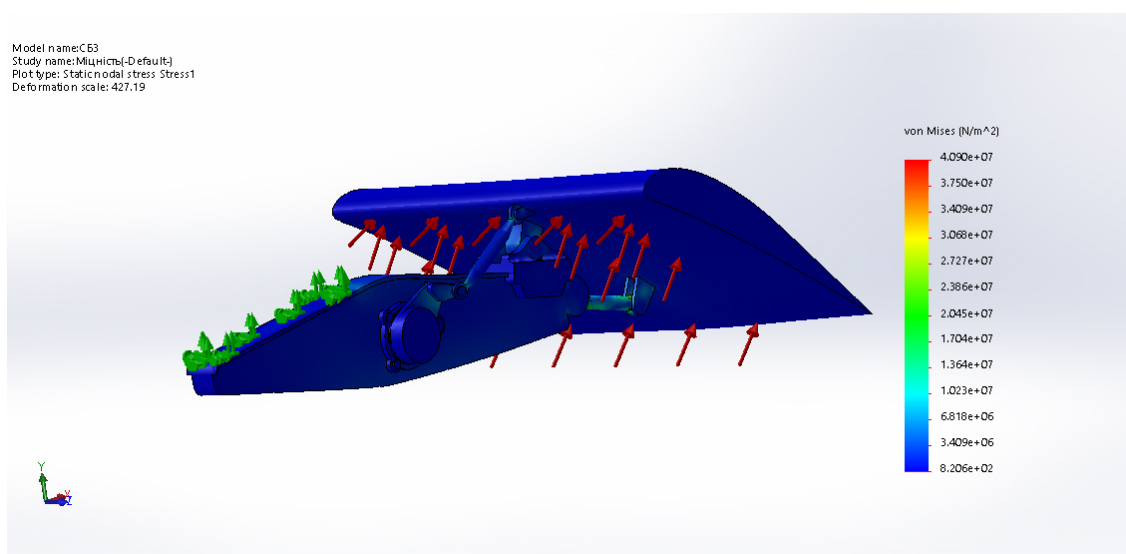


Рис. 2.8. Графік розподілу напруження по площині моделі

З поданих на рис. 2.7, 2.8. графіків можна виділити що коефіцієнт запасу моделі при розрахованих навантаженнях становить в найбільш небезпечних ділянках 2.561 і відповідно модель сприйматиме ці навантаження без будь-яких руйнувань. Також найбільші напруження (еквівалентні напруження за теорією вон Мізеса) в моделі становлять 40,9 МПа, що не перевищує допустимі напруження.

Критичні ділянки з графіків розподілення напружень та коефіцієнту безпеки подані на рис. 2.9 – 2.12 і виглядають наступним чином:

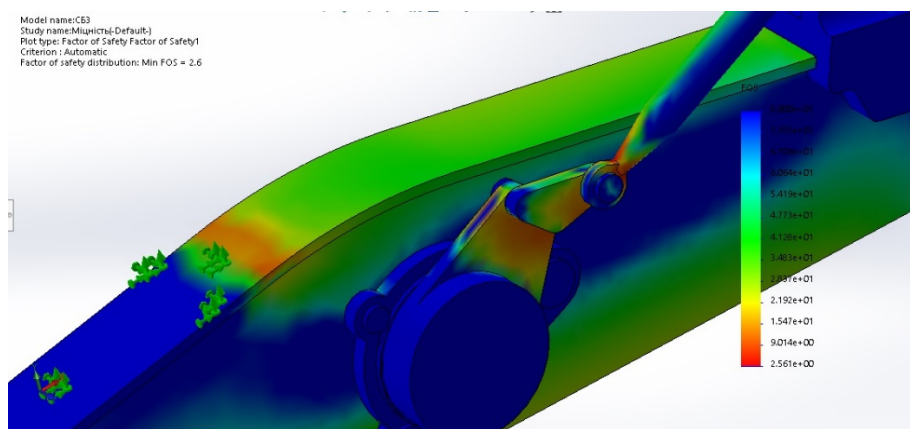


Рис. 2.9. Небезпечні ділянки розподілу коефіцієнту безпеки в області з'єднання привідної ланки з вихідною ланкою силового приводу

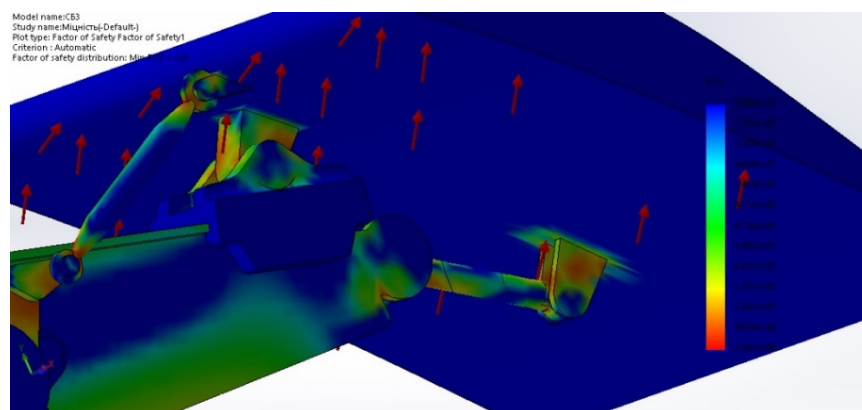


Рис. 2.10. Небезпечні ділянки розподілу коефіцієнту безпеки в області кріплення привідної та задньої ланки до закрilка, задньої ланки до напрямної балки та каретки

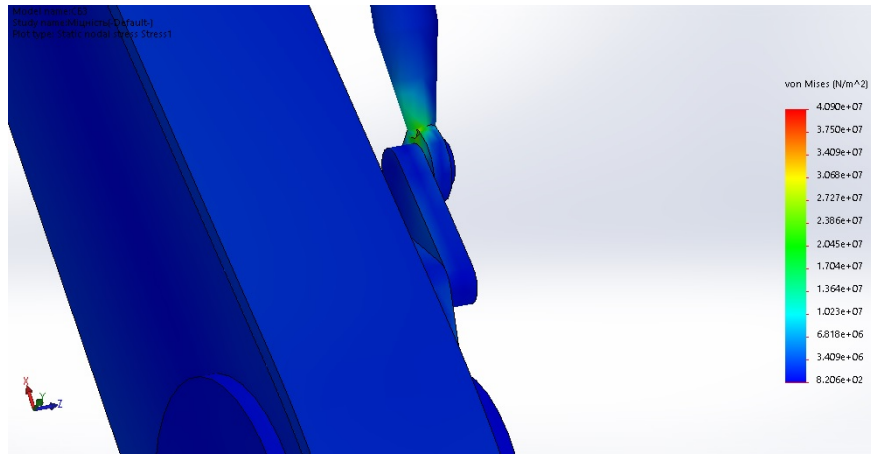


Рис. 2.11. Розподіл напружень в області з'єднання привідної ланки з вихідною ланкою силового приводу

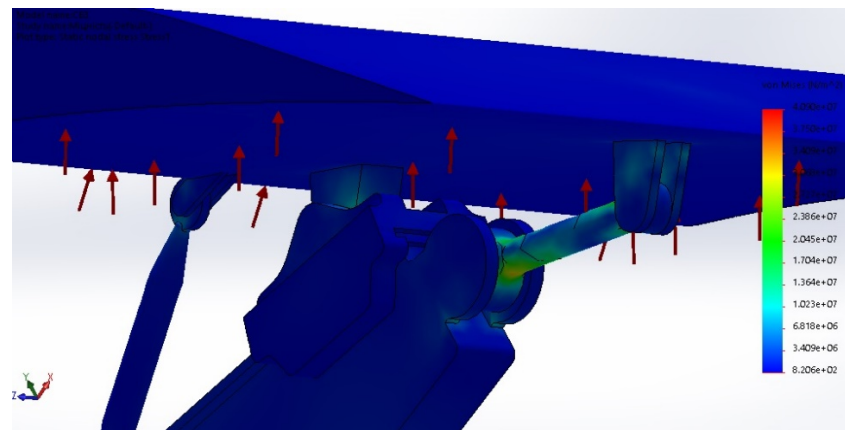


Рис. 2.12. Розподіл напружень в області кріплення задньої ланки до напрямної балки та закрилка.

2.3.3. Висновки з проведених розрахунків.

Після проведення розрахунків можна відзначити ділянки які сприймають найбільші напруження. Це області кріплення привідної ланки до вихідної ланки силового приводу та до закрилка, кріплення каретки та задньої ланки до напрямної балки та до закрилка та ділянка напрямної балки біля площини її фіксації. З графіку розподілу коефіцієнту безпеки по площині моделі, поданого на рис. 2.7, видно, що дані ділянки цілком витримують ці напруження і коефіцієнт безпеки в них не опускається нижче допустимого, відповідно ця модель відповідає всім критеріям міцності.

ВИСНОВКИ

Дипломний проєкт розроблений відповідно до обраної теми, яка передбачає дослідження системи керування закрилками літака та проведення необхідних розрахунків її складових частин.

Розглянуто вимоги до систем механізації крила сучасних літаків з урахуванням діючих авіаційних правил.

Проаналізовано систему керування літака-прототипа А340-300 в цілому та детально розглянуто її складові частини.

Спроектовано модель опорного пристрою закрилків використовуючи систему автоматичного проєктування Solidworks на основі реального пристрою на літаку А340.

Проведено дослідження руху закрилок при їх випуску-прибиранні, побудовано траєкторію цього руху та встановлено відповідність між положенням важеля керування закрилками та кутом їх випуску.

Визначено навантаження на закрилки літака від дії на них аеродинамічних сил.

Проведено розрахунок моделі опорного пристрою закрилків на міцність, визначені напруження в різних областях моделі, отримані дані про коефіцієнт безпеки та визначені слабкі місця конструкції.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических учебных заведений/ М. Г. Акопов, В. И. Бекасов, В. Г. Долгушев и др.; Под ред. А. М. Матвеевко и В. И. Бекасова. – 3-е изд., исправл. и доп. – М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.: ил.

2. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетатранспортной категории. С поправками по 5-ю включительно. Межгосударственный авиационный комитет.

3. Проектирование конструкций самолетов: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение»/Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.: ил.

4. «Airbus A340». *Вікіпедія*. URL:

https://uk.wikipedia.org/w/index.php?title=Airbus_A340&oldid=30241118

5. «Двигатель CFM56-5А, Двигатель CFM56-5В, Двигатель CFM56-5С, Двигатель CFM56-7В - Конструкция авиационных двухкотурных двигателей семейства CFM56». URL: https://studbooks.net/2373405/tehnika/dvigatel_cfm56

6. «Турбовентиляторный двигатель CFM International CFM56-5С». URL:

<http://www.airwar.ru/enc/engines/cfm56-3.html>

7. Skydrol LD-4 авиационная гидравлическая жидкость, банка 0,946 л. URL: <https://blackgoldoil.ru/catalog/skydrol-ld-4/>

8. A330-200/300 Technical Training Manual A320 Series to A330-200/300 B1/B2 RR Trent Hydraulic Power. AVIATEC Training Center – April 2018.

9. Конструкція та міцність літальних апаратів (частина 2): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів напряму підготовки 6.051101 «Авіа- та ракетобудування»/уклад.: С.Р Ігнатович, Т.П. Маслак, С.В. Хижняк, С.С. Юцкевич. – К.:НАУ, 2016 – 52 с.

10. A330-200/300 Technical Training Manual A320 Series to A330-200/300 B1/B2 RR Trent Flight Controls. AVIATEC Training Center – April 2018.

11. Конструкция самолетов: учебник для студентов вузов/ Г.И. Житомирский. – 4-е изд., перераб. И доп. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 416 с.: ил.

12. Большой англо-русский и русско-английский авиационный словарь. Свыше 100 000 терминов, сочетаний, эквивалентов и значений. С транскрипцией/ Под ред. Акад. И. И. Павловца. – М.: Живой язык, 2011. – 512с.

13. Scott E. Germain. AirlinerTech Series, Airbus Industrie, Volume 3, Airbus A340. North Branch, MN 55056, United States of America, 2000. 100 p.