

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____ Бадах В. М.

“ ___ ” _____ 2021р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА

Тема: «Паливна система середньомагістрального пасажирського літака зі
злітною масою 75 тонн»

Виконавець: студент 4-го курсу Шатило Сергій Володимирович _____ (підпис)

Керівник: к.т.н., доцент, Халіль Сергій Ахмедович _____ (підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., проф., Сивашенко Терентій Іванович _____ (підпис)

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра Гідрогазових систем
Освітній ступінь Бакалавр
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Бадах В. М.

“ ___ ” _____ 2021р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Шатило Сергій Володимирович

1. Тема роботи: Паливна система середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 75 тонн.
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: літальний апарат злітною масою 75 тонн, дальність польоту без витрати АНЗ 3500 км, тип двигунів – CFM56-7B24, кількість двигунів – 2, стартове значення питомої витрати пального – 0,37кг/кг.год, ступінь двоконтурності двигуна – 5,3, питома вага палива – 0,78т/м3, перепад тиску при номінальній подачі не менш 65 кПа (0,65кгс/см2).
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): аналіз паливної системи літака, методи подачі пального до двигунів,

розрахунок баків літака-прототипа, гідравлічний розрахунок систем живлення двигунів паливом, підбір насосів підкачки палива.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд літака (А3), компонувальне креслення (А3), паливна система (А3).

Календарний план:

№ п/п	Етапи виконання роботи	Терміни виконання етапів	Відмітка про виконання
1.	Початок роботи над проектом, визначення мети та завдань роботи	24.05.21	Виконано
2.	Розподіл теми на основні частини	28.05.2021-30.05.21	Виконано
3.	Пошук необхідних даних та літератури по літакам -прототипам	31.05.21-02.06.21	Виконано
4.	Розрахунок основних параметрів	02.06.21-06.06.21	Виконано
5.	Розрахунок паливних баків	06.06.21-07.06.21	Виконано
6.	Проектування та розрахунок системи паливної системи	07.06.21-12.06.21	Виконано
7.	Підбір насосу підкачки палива	12.06.21-13.06.21	Виконано
8.	Підведення висновків	13.06.21-14.06.21	Виконано
9.	Остаточна перевірка	15.06.21	Виконано
10.	Захист	16.06.21-20.06.21	Виконано

Студент _____ Шатило Сергій Володимирович _____

Керівник дипломного проекту _____ Халіль Сергій Ахмедович _____

Дата видачі завдання “ 20 ” _____ травня _____ 2021р.

Керівник: _____

Завдання прийняв до виконання: _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Паливна система середньомагістрального пасажирського літака зі злітною масою 78 тонн»: __ сторінок, 3 рисунки, __ використаних джерел.

ЛІТАК, ДВИГУН, БАК, МАГІСТРАЛЬ ПОДАЧІ ПАЛИВА,
ПАЛИВНА СИСТЕМА, НАСОС.

Об'єкт дослідження – паливна система літака.

Предмет дослідження - характеристики паливної системи.

Метою даного проекту є проектування паливної системи літака зі злітною масою 75 тонн.

Метод дослідження – статистичний аналіз, фізичне моделювання, математичний розрахунок.

Проведений аналіз існуючих систем, що використовуються на літаках зі схожою злітною масою та призначенням, їх переваги та недоліки, обрано оптимальну систему для даного прототипу повітряного судна, обрано тип насосу, його модель.

Здійснено розрахунок паливної системи та визначені основні її параметри, обрано насос підкачки палива.

Визначені параметри необхідні характеристики та параметри насосу, проведено розрахунок системи подачі палива до двигунів та ємності паливних баків.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ПС – паливна система

ГТД – газотурбінний двигун

ЕЦН – електровідцентровий насос

СН – струменевий насос

ПСН – пально-струменеві насоси

ДВН – відцентровий насос двигуна

ЛА – літальний апарат

ДСУ – допоміжна силова установка

ЗК – зворотній клапан

ВСТУП

За роки свого існування паливна система літака із засобу подачі пального до двигунів перетворилася на складний комплекс агрегатів та магістралей. До першочергового призначення, безперебійної подачі пального із баків до камер згорання двигунів за всіх можливих умов польоту літака і режимів роботи двигунів, додалися й інші, такі як дренаж пального, охолодження агрегатів за допомогою пального та інші. З плином часу росли і вимоги до паливної системи. Сьогодні до таких систем пред'являються жорсткі умови з надійності, технологічності, вагових і габаритних характеристик. Створення подібної системи потребує аналізу, порівняння різних варіантів виконання вже існуючих таких систем, пошук важливих аспектів і технічних рішень, що призведуть до створення оптимальної та раціональної системи. Основною ціллю всіх цих заходів є одержання в результаті надійної та ефективної системи, що в даному випадку проектується для літака-прототипа.

Головною метою розробки є створення такої паливної системи, яка за своїми характеристиками, такими як надійність, ефективність, живучість, масової та габаритної характеристик, ремонтпридатності, технологічності, вибухо- та пожежонебезпеки зможе задовольнити сучасні строгі вимоги.

У процесі розробки здійснюються обґрунтування, вибір конструктивної та принципової схем паливної системи, який виходить з порівняльного аналізу недоліків і переваг подібних схем і конструктивних рішень. Мета даної розробки є обґрунтування спроектованої схеми і її реалізації, дано повний опис роботи.

Через різні фактори, які мають суттєвий вплив на економічну ефективність експлуатації літака при технічному обслуговуванні, була зроблена спроба вдосконалення системи.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ	5
ВСТУП.....	6
РОЗДІЛ 1.....	8
ОСНОВНА ЧАСТИНА	8
1.1. Опис літака-прототипу – ХР-3500.....	8
1.2. Основні характеристики літаків-прототипів.....	9
1.3. Аналіз паливної системи ЛА	Error! Bookmark not defined.
1.3.1. Система заправки	12
1.3.2. Дренаж баків	15
1.3.3. Паливні баки	16
1.3.4. Подача пального в двигуни.....	18
РОЗДІЛ 2.....	23
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА	23
2.1. Паливні баки.....	23
2.2. Вихідні дані для розрахунку	24
2.3. Визначення необхідної кількості пального.....	24
2.4. Розрахунок паливних баків.....	26
2.5. Опис системи подачі пального до двигунів	28
2.6. Розрахунок паливної системи.....	29
2.7 Підбір насосу за результатами отриманих гідравлічних розрахунів.....	32
2.7.1 Паливні насоси	32
2.7.2. Підбір насосу підкачки першої черги.....	33
ВИСНОВКИ	35
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	36

РОЗДІЛ І ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1 Опис літака-прототипа – XR-3500

XR-3500 – вузькофюзеляжний, двомоторний, низькоплан ціліснометалевої конструкції, класичної аеродинамічної схеми. Літак проектувався з великою оглядкою на свій прототип – Boeing 737-800 і має з ним багато спільного. За призначенням, як і літак прототип, є пасажирським. Салон лайнера може вмістити до 176 чоловік, залежно від модифікації та обладнання. Максимальна дальність польоту з комерційним навантаженням – 3500 км, тобто літак є середньомагістральним.

Порівняно із Boeing 737-800, конструкція фюзеляжу XR-3500 істотно змінена для підвищення його надійності, забезпечення безпеки при пошкодженні, зменшення швидкості росту тріщин, забезпечення заданого ресурсу, зниження маси і поліпшення якості зовнішньої поверхні. Різне компонування пасажирського салону передбачає місткість від 90 до 176 осіб. Гермокабіна вентиляційного типу. Зменшений ризик реверсу елеронів, якому часто піддаються крила з великою стрілоподібністю. Зменшена посадкова дистанція (з 3,3 км до 2,2 км), що сприяє посадці літака на аеродроми ВПП яких відповідає А класу.

Силова установка XR-3500 представляє собою два двигуни CFM56-7B-24. Два таких двигуни дозволяють XR-3500 розвивати крейсерську швидкість в 842 км/год на висоті 10500 метрів.

					НАУ 21 14 08 000 001 ПЗ		
Изм/Лист	№ докум.	Подпись	Дата		Лист	Лист	Листов
Разраб.	Шатило С.В.			Основна частина			
Проб.	Халіль С.А.						
Н. контр.	Сивашенко Т.І.				АКФ 401		
Утв.							

Шасі виконано по класичній трьохопорній схемі.

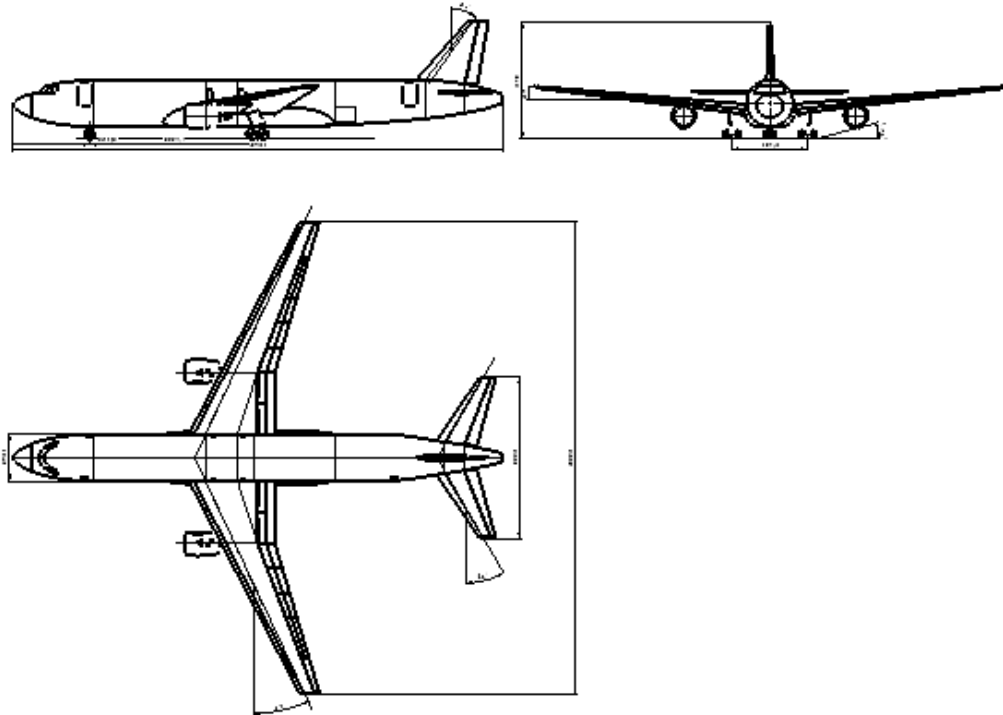


Рис. 1.1. Загальний вигляд XR-3500

1.2 Основні характеристики літаків-прототипів

Статистичні дані

Табл 1.1

Найменування і розмірність	B720B	B737	XR-3500
Макс. платне навантаження, кг	19600	12000	18374,4
Екіпаж, чоловіків	3+4	3+4	2+4
Пасажирських місць	114	189	176
Навантаження на крило, кН/м ²	3,5	6,3	6,26
Середня крейсерська якість	12	15	17,78
Дальність польоту з $m_{кнmax}$, км	6690	5765	3500
Діапазон крейсерських висот, км	11,7	12,5	10.5
$V_{кр max}/H$, км/г/км	983	852	842
$V_{кр екон}/H$, км/г/км	897		
Тягозабезпеченість, кН/кг	2,5	3	3,3
Продуктивність, ткм/год			

Питома витрата палива, г/т.км			
Кількість і тип двигунів	4	2	2
Злітна тяга, кН	62	133	107,65
Крейсерська тяга. кН	40	80	
Питома витрата палива злітна, кг/кН (кВт)	39	39	37,8
Питома витрата палива крейсерська, кг/кН (кВт)	62	61	61,11
Ступінь підвищення тиску	30	28	28
Ступінь двоконтурності	4,5	5	5,3
Клас аеродрому базування	Б	А	А
Швидкість заходу на посадку, км/год	258,39		260,61
Посадкова швидкість, км/год	243,39		249,29
Швидкість відриву, км/год	291,22		290,88
Довжина розгону, м	1448	2241	1606
Довжина пробігу, м	801	1630	906
Дистанція злітна, м	1920		2015
Дистанція посадкова, м	1322		1300

Основні геометричні параметри	В720В	В737	XP-3500
Розмах крила, м	39,88	35,9	38,02
Стрілоподібність по 1/4 хорд, град	28	25	25
Середня геометрична хорда, м	4,63	4,2	4,236
Подовження крила	7,04	9,2	10,2
Звуження крила	3	3,7	3,7
Довжина фюзеляжу, м	41,68	39,5	39,48
Діаметр фюзеляжу, м	4,04	3,76	3,76
Подовження фюзеляжу	9,83	10,5	10,5
Ширина пасажирської кабіни, м	3,84	3,54	3,56
Довжина пасажирської кабіни, м	30	30	30
Висота кабіни, м	2	2,2	2,1
Об'єм кабіни, м*	700	700	700
Об'єм вантажного приміщення, м ³	100	100	100
Крок крісел, м	860	740	810
Ширина проходу, м	0,5	0,38	0,4
Розмах ГО, м	10	13	13
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорд, град	35	30	30
Відносна площа ГО, %			
Подовження ГО	4,469	4,36	4,36

Звуження ГО	3	3	3
Відносна площа РВ, %			
Висота ВО, м	4	5,03	5,03
Стрілоподібність ВО по 1/4хорд, град.	38	35	35
Відносна площа ВО, %			
Подовження ВО	1,45	1,456	1,456
Звуження ВО	3,1	3,1	3,1
Відносна площа РН, %			
База шасі, м	13,02	13,52	13,52
Коля шасі, м	6,32	6,2	6,2

1.3 Аналіз паливної системи ЛА

Паливна система літака призначена для розміщення на борту ЛА палива, його безперебійної подачі до двигунів та ДСУ на всіх режимах роботи двигунів, при всіх можливих умовах експлуатації, висотах польоту, та діапазоні температур. Окрім того, паливна система може використовуватися як охолоджуюча, використовуючи паливо як робочу рідину для охолодження агрегатів, мастила, систем кондиціонування, радіоапаратури, тощо. Важливу роль паливна система відіграє і в балансуванні ЛА. Іноді паливо навіть використовується для керування стулками реактивних сопел, а також лопаток вхідного направляючого апарату.

В залежності від призначення і потрібних ЛТХ літака маса палива може ставити від 10 до 60% злітної маси літака, тому розміщення палива на його борту є складною компонувальною і конструктивною проблемою.

Дивлячись на значний обсяг і складність паливних систем як таких їх можна розділити на наступні взаємопов'язані підсистеми:

- Паливні ємності (баки, їх дренаж, системи перекачки палива);
- Система розподілу палива (системи заправки і подачі палива до двигунів);
- Злив палива (аварійний злив в польоті, злив на землі, злив конденсату);
- Прилади та засоби контролю роботи паливної системи.

Згідно з АП-25 до паливних систем диктуються наступні умови:

1. « Кожна паливна система повинна бути сконструйована і виконана таким чином, щоб було забезпечено подачу палива із витратою і тиском, встановленим для нормальної роботи основного і допоміжного двигунів за всіх очікуваних умов експлуатації, в тому числі при всіх маневрах, які вказані в сертифікаті і протягом яких дозволена робота основних і допоміжних двигунів.

2. Кожна паливна система має бути виконана так, щоб повітря, що подається в систему не могло призвести до:

а) До втрати потужності більше ніж на 20 секунд для поршневого двигунів;

б) До зриву горіння в газотурбінному двигуні.

3. Кожна паливна система літака з газотурбінним двигуном повинна бути здатною до тривалої роботи у всьому діапазоні витрат и тиску палива, що містить максимальну можливу в умовах експлуатації кількість розчиненої і вільної води і охолодженого до найбільш критичної з точки зору обледеніння температури, котрі можуть зустрітися в експлуатації.

4. Кожна паливна система літака з газотурбінним двигуном повинна відповідати вимогам Частини 34 Авіаційних Правил по викиду палива з дренажних систем. »

1.3.1 Система заправки

Заповнення баків паливом називається заправкою. Методи заправки визначають економічні, експлуатаційні та інші характеристики літального апарата, а також надійність роботи його силової установки. Система заправки є проміжною ланкою між паливною системою ЛА та засобами наземного обслуговування, їх взаємодія повинна бути оптимальною за часом та витратами праці. Заправка може бути відкритою або закритою.

При відкритій заправці вже відфільтроване паливо від пристрою заправки подається по гнучкому трубопроводу через роздавальний кран безпосередньо у заливні горловини. Такі наявні на верхній частині одного баку чи групи. Відкрита заправка зазвичай використовується для легких ЛА, хоча може здійснюватися і на важких, обладнаних закритою заправкою. В останньому ж випадку вона використовується як резервний варіант, коли на аеродромі відсутня можливість закритої заправки, або для дозаправлення паливних баків до максимально можливої маси палива.

Заливні горловини виконують за розмірами, що передбачені стандартами ГОСТ 12813-67. Відкрита заправка має і низку недоліків, серед яких:

– великий термін заправки, що зумовлено низькою швидкістю перетікання палива через з'єднувальні трубопроводи баків та додатковим часом для підготовки дозаправлення (відкриття, закриття кришок заливних горловин, переміщення роздавального шлангу, вмикання та вимикання насоса заправного приладу. Швидкість подачі у випадку відкритої подачі визначається конфігурацією та розмірами бака, розташуванням та конструкцією горловин, залежить від вірогідності виникнення піни та викидання палива, швидкості перетікання палива в приєднані баки. Найбільші труднощі виникають при заправці баків малої висоти, у яких для зменшення виникнення піни та сили удару струменя палива на стінках встановлено гасники, заспокоювачі або збільшено площу вихідного каналу горловин, забезпечуючи їх дифузорами, сітчастими розсікачами, що також виконують роль фільтрів.

Відкрита заправка декількох баків крізь одну горловину пов'язана з низькою проблем:

–Необхідність розміщення персоналу із інвентарем для доступу до заливних горловин, використання якого призводить до пошкоджень лакофарбованого покриття крила. В зимній же час переміщення по покритій льодом поверхні крила несе пряму загрозу для обслуговуючого персоналу;

–Паливо неминуче випаровується, чим підвищується пожежна небезпека;

–Вірогідне попадання до баку вологи, пилу, піску та іншого забруднення палива.

Недоліків, що властиві відкритій заправці, позбавлена закрита. В цьому випадку відфільтроване паливо від пристрою заправки подається по шлангу до штуцерів заправки баків. Цим забезпечується більша швидкість руху палива по заправній магістралі та з'єднувальних трубопроводах баків. Подача палива при закритій заправці повинна бути не меншою ніж 25 л/с крізь кожний штуцер заправки при тиску, що не перевищує 0,45 МПа.

Штуцер заправки та наконечники роздаткових шлангів виготовляються за розмірами, що прописані у ГОСТ1 11320-74, або іншим міжнародним стандартом.

Таку заправку іноді називають централізованою. Вона виконується через один, або два штуцери заправки. Для забезпечення зручних підходів та зменшення довжини роздаткових шлангів заправні штуцери розміщено у нижніх частинах ЛА. Враховуючи дуже високу швидкість перетікання палива, значну довжину заправної ланки та наявність низки керівних приладів, гідравлічні втрати тиску в такій заправній магістралі доволі великі, тож є потреба в значних коливаннях тиску насосних установок пристроїв заправки.

Як і відкрита, закрита заправка має низку своїх недоліків:

- збільшення ваги конструкції, зумовлене розміщенням на борту ЛА заправної магістралі;
- ускладнення обладнання, зумовлене наявністю захисних та керівних приладів;
- неможливість повної заправки паливом через спрацювання кранів граничного рівня. Через це паралельно передбачена відкрита заправка.

АП-25 диктують наступні умови для заправки:

«До систем заправки баків паливом під тиском відноситься наступне:

- 1) Кожне з'єднання трубопроводів системи подачі палива повинно мати засоби, що запобігають течії небезпечної кількості палива з системи у разі відмови впускного клапану.
- 2) Повинні бути передбачені засоби автоматичного закриття, що запобігають заповнення кожного баку в кількості більшій, ніж встановлено для даного бака. Ці засоби повинні:
 - а) Допускати перевірку правильності закриття перед кожною заправкою бака паливом;
 - б) У кожного місця заправки забезпечити індикацію відмови засобів закриття з ціллю припинення подачі палива при максимальній кількості палива що заправляється для даного бака.
- 3) Повинні бути передбачені засоби для запобігання пошкоджень паливної системи в разі відмови автоматичного закриття, запропонованих в пункти (2) даного параграфу.
- 4) Система заправки паливом літака під тиском (за винятком паливних баків і їх дренажем) повинна витримувати навантаження, яке вдвічі більше

навантаження, що створюється при максимальних тисках, в тому числі пульсаціями, які можуть мати місце при заправці. Повинно бути визначено максимальний тиск пульсацій для будь-якої комбінації випадкового чи навмисного закриття паливних баків.

5) Система злива палива (за виключенням паливних баків і їх дренажу) повинна витримувати навантаження, яке вдвічі більше навантаження, що виникає при максимально допустимому тиску зливу (позитивному чи негативному) у паливному з'єднувальному штуцері. »

1.3.2 Дренаж паливних баків

Система дренажу паливних баків призначена для підтримання у надпаливному просторі бака тиску в межах, що забезпечують паливом живлення двигунів, заправку і зливання. Також важливим є те, що ця система забезпечує збереження форм, міцності паливних баків як тонкостінних оболонок. Функції дренажу та наддуву тісно переплітаються між собою. При виробці палива або його зливі бак заповнюється повітрям з атмосфери, або ж від компресору двигуна. Також є варіант заповнення нейтральним газом від бортових балонів, або газогенераторів.

При недостатньому тиску в баках ускладнюється виробка з них палива, можливе їх зминання. Падіння тиску навіть на невеликі величини порівняно з атмосферним недопустимо. Під час роботи на землі падіння тиску не впливає на роботу підкачувальних насосів першого ступеню, та в той же час стійкість оболонок, а тобто баків-кесонів, вище при надлишковому, аніж при розрідженні. Якщо ж в паливній системі застосовують м'який бак, то гумова оболонка такого бака під дією надлишкового тиску щільно прилягає до відсіку, у якому бак встановлено, а навантаження від надлишкового тиску сприймає сам відсік. У разі появи навіть невеликого розрідження в баках все навантаження сприймається вузлами кріплення і через них іде на гуму. В такому випадку відбувається руйнування і вихід з ладу баку.

При закритій заправці баків паливом в них виникає надлишковий тиск за рахунок витиснення повітря паливом. Повітря повинно встигнути вийти з баків, в іншому ж випадку можлива їх деформація через великий надлишковий тиск.

За АП-25 до систем дренажу ставлять такі умови:

«1. Кожен бак повинен з'єднуватися з атмосферою через верхню частину розширювального простору з тим, щоб забезпечувався ефективний

дренаж при будь-яких нормальних режимах польоту.

Крім того:

- а) Розташування кожного дренажного отвору повинно виключати можливість забруднення або закупорювання льодом.
- б) Конструкція дренажу не повинна допускати сифонування палива в нормальних умовах експлуатації.
- в) Пропускна здатність дренажної системи тиску в ній повинні бути достатніми для витримування прийнятних перепадів тисків усередині та ззовні бака при:
 - I. Нормальних режимах польоту;
 - II. Максимальній швидкості набори висоти і зниження;
 - III. Заправці та зливу палива.
- г) Повітряні порожнини баків зі сполученими між собою паливними вихідними каналами також повинні сполучатися між собою.
- е) Дренажні і зливні пристрої не повинні закінчуватися в точках:
 - I. Де вихід палива з дренажного отвору може створити небезпеку пожегу;
 - II. Звідки пари палива можуть проникнути в кабіни персоналу і пасажирів. »

1.3.3 Паливні баки

Проектування паливних баків зводиться до розрахунку кількості палива, що заправляється для розрахованої дальності польоту з максимальним цільовим навантаженням. Вимоги та компонування літака не дають значного вибору при проектуванні баків. Так, в більшості випадків паливо знаходиться у крилі. В деяких випадках паливні баки знаходяться в крилі або в кілі. В останньому випадку такий бак може служити з метою регулювання центрування літака, а так забезпечення потрібного запасу повздовжньої стійкості.

Найчастіше паливо розміщується у кесоні, між лонжеронів крила і герметичними нервюрами. Останніми кесон розділяється на відсіки, що складають групи баків, за кількістю двигунів. Таким чином утворюються баки першої, другої, третьої і так далі черг вироблення палива, а також витратні баки. Також діленням кесону на окремі баки досягається забезпечення поперечної стійкості та керованості ЛА.

Звісно такий метод розміщення палива має і проблеми: наявність численних герметичних конструктивних з'єднань кесона нерідко призводить

до порушення герметичності паливних баків у процесі тривалої експлуатації. Також у паливних баках утворюється відстійна вода, шкідливі сірчисті з'єднання та навіть мікроорганізми. Все це може призвести до корозії силових панелей кесона, що негативно впливає на ресурс конструкції. Внутрішній монтаж елементів паливної системи – бакових насосів, перекиривних кранів, клапанів, трубопроводів, все це потребує монтажних люків у силових панелях кесонів, що пов'язано з необхідністю посилення окантовок таких монтажних люків, що очевидно призводить до збільшення маси конструкції крила і скорочення його ресурсу. Нижні панелі кесона мають ребристу поверхню, через що збільшується невироблюваний та незливний залишки. Щоб компенсувати це застосовують допоміжні системи та агрегати для до вироблення таких залишків та зливу відстою.

Згідно з АП-25 до паливних баків диктуються такі вимоги:

«1. Кожен паливний бак повинен витримувати без пошкоджень і втрати нормованої герметичності вібрації, інерційні сили, масу палива і навантаження від конструкції, яким він може піддаватися на літаку при експлуатації.

2. Оболонки м'яких паливних баків повинні бути схваленого типу або повинно бути продемонстровано, що вони відповідають даному призначенню.

3. Паливні баки-відсіки (баки-кесони) повинні мати засоби для внутрішнього огляду і ремонту.

4. Паливні баки, що розміщуються в фюзеляжі, не повинні руйнуватися і втрачати герметичність при дії інерційних сил, вказаних в 25.561 для випадку аварійної посадки. Крім того ці баки повинні бути захищені таким чином, щоб тертя баків о землю було неможливим.

5. Паливні баки з наддувом повинні бути забезпечені засоби, що перешкоджають виникненню надмірного перепаду між тиском у баку та зовні.

6. Паливні баки, наскільки це практично можливо, повинні бути сконструйовані, розташовані і встановлені так, щоби паливо не виливалось ані в фюзеляж, ані поблизу фюзеляжу, ані поблизу двигунів, в кількості, достатній для того щоб почалося небезпечне займання при аварії літака зі сприятливими для виживання умовами. »

1.3.4 Подача палива в двигуни

Працездатність паливної системи літака залежить від того яким способом виробляється паливо з баків, від резервування його відмовонебезпеки.

Виробка палива з баків може здійснюватися наступними методами:

- самопливом;
- витісненням надлишкового тиску;
- підкачувальними та перекачувальними насосами;

Виробка палива самопливом застосовується переважно на невисотних ЛА з порівняно малопотужними поршневіми двигунами. На сучасних літаках із ГТД такий спосіб виробки палива застосовується як останній спосіб, якщо відмовили і насоси підкачки. Однак, у випадку переходу на такий тип виробки пального обмежується польотна висота, до такої, що забезпечує безперебійну подачу палива у двигуни. Також самоплив використовується для переміщення палива з високо розміщених баків у низько розміщені.

Виробка палива витісненням надлишковим тиском здійснюється через регульоване наддування баків нейтральним газом або повітрям. При такому методі надпаливний простір баку ізолюється від навколишнього середовища, при цьому створюється надлишковий тиск, такий, якого достатньо для забезпечення необхідної подачі та тиску палива в трубопроводі живлення двигуна. Такий спосіб має ряд переваг, серед яких відсутність в паливних бакових насосах як споживача електроенергії ЛА, відсутність системи дренажу та простота системи загалом.

Але такий спосіб виробки пального широкого застосування в літакобудуванні не отримав. Це пов'язане з необхідністю створення у баках значного надлишкового тиску для подолання гідравлічного опору магістралей живлення двигунів і підтримання необхідного тиску на вході в підкачувальний насос двигуна. Такий спосіб неприйнятний для баків-кесонів, надлишковий тиск у яких, згідно з вимогами, не повинен перевищувати 0,025 МПа.

Найбільш поширеним є методом виробки є перекачування і підкачування палива за допомогою ЕЦН. Їх застосування забезпечує висотність паливної системи, можливість резервування підкачки палива в двигуни, автоматизацію роботи системи в цілому, а також реалізацію

програмної виробки палива, що полегшує сигналізацію та контроль роботи системи.

В той же час експлуатаційна надійність системи із використанням ЕЦН гарантується за умови надійного електроживлення насосних агрегатів та інших елементів системи. Також недоліком такого способу є те, що насосні агрегати мають велику масу, а установка ЕЦН у самих баках підвищує вибухонебезпеку в цілому. До цього слід додати обмежений ресурс насосів, велику споживану потужність електроприводів насосів.

Для усунення вище вказаних недоліків на сучасних літаках для перекачки і довироблення палива встановлюють струменеві насоси (СН), що дозволяє знизити вірогідність відмов, зменшити масу системи, а також, що важливо – зменшити невироблювані залишки палива в баках. Однак застосування СН не є можливим без роботи ЕЦН, що живить СН активним паливом.

Згідно з АП-25 до подачі палива диктуються наступні вимоги:

«1. Кожна паливна система повинна забезпечувати подачу палива з витратою не менш 100% витрати, необхідної для двигуна при очікуваному експлуатаційному режимі і маневрі. Повинно бути показано наступне:

a) Паливо повинне подаватися в кожний двигун під тиском і з температурою в межах, що вказані в сертифікаті типу двигуна.

b) При випробовуваннях кількість палива в баку не повинно перевищувати величини, що встановлені в виді не вироблюваного залишку палива для цього баку у відповідності до вимоги 25.929, плюс кількості палива, необхідного для демонстрації відповідності вимогам даного параграфу.

c) Кожний основний паливний насос повинен забезпечувати кожен режим і просторове положення літака, для яких демонструються відповідно даному параграфу, а відповідний аварійний насос повинен бути в змозі замінити основний насос, що використовується таким чином.

d) При наявності витратоміра паливо повинно вільно проходити через витратомір, якщо він заблокований, або через канали перепуску.

2) Якщо двигун може забезпечуватися паливом більш ніж від одного баку, паливна система повинна бути:

a) [Зарезервована].

b) Для кожного газотурбінного двигуна додатково до відповідного

ручному перемиканню повинно бути передбачено пристрій, що запобігає перебоєм подачі палива до цього двигуна без участі екіпажу у випадку, якщо паливо, в будь-якому баку, що забезпечує цей двигун, відпрацьовано в процесі нормальної роботи, а в будь-якому іншому баку, із якого звичайно подається паливо тільки до цього двигуна, міститься використовуваний запас палива.

2*. подача палива повинна бути продемонстрована при найгірших умовах подачі палива на літаку по відношенню висоти польоту, просторового положення літака та інших умов при:

а) Непрацюючих бакових насосах підкачки.

б) подачі палива в два двигуни з одного баку з відкритим краном кільцювання»

Паливні насоси

1. Основні насоси. Кожен паливний насос, необхідний для правильної роботи двигуна або для задоволення вимог до паливної системи, викладених в даному розділі, приймають за основний насос. Для кожного насосу повинна бути передбачена можливість перепуску надлишкової кількості палива. Виключення робиться для насосів безпосереднього вприску палива, що приймаємо як частину двигуна. До насосів безпосереднього вприску відносяться насоси, що забезпечують вприск палива безпосередньо в двигун, а не у карбюратор.

2. Аварійні насоси. В паливній системі повинні бути передбачені аварійні насоси або додатковий основний насос для забезпечення кожного двигуна паливом після виходу з ладу будь-якого основного насосу (крім насосу безпосереднього вприску палива, який відносимо до частини двигуна).

Компоненти паливної системи

Компоненти паливної системи в гондолі двигуна або в фюзеляжі повинні бути захищені від пошкодження, результатом якого могло стати витікання такої кількості палива, яке здатне створити загрозу пожежі при посадці з прибраним шасі на злітно-посадкову смугу з твердим покриттям.

Паливні крани

Кожен паливний кран повинен:

1. [Зарезервованим].
2. Бути закріпленим таким чином, щоб навантаження, що виникають при роботі крана або в польоті з перевантаженнями, не передавались на під'єднані до крану трубопроводи.

Підвищення надійності подачі палива

При проектуванні паливної системи потрібно застосувати методи для підвищення її надійності. Такими методами є:

1. Дублювання.

Цей метод полягає в тому, що у витратному баку ставлять два насоси, що підключені паралельно до забірної магістралі. Кожен із них при спільній роботі працює на половину подачі необхідної для роботи двигуна, чим і забезпечують потрібний кавітаційний запас. Недоліком цього методу є необхідність додаткової потужності для роботи приводу насосів. Також такий метод веде до збільшення маси самої системи.

2. Забірні відсіки із зворотними клапанами.

Метод застосовується для виключення подачі під час дії перевантажень. Клапани забезпечують подачу палива на двигуни при відливі його від насоса підкачки. Деякі паливні системи мають біля забірної відсіку насос перекачки. Уверху забірної відсіку ставлять клапани переливу палива, за допомогою якого досягається те, що забірний відсік завжди буде заповнений паливом. Щоб підвищити надійність подачі також застосовують наддув баків, а фільтри в паливній магістралі споряджають клапанами перепуску палива.

3. Резервування.

Ідея схожа на дублювання, але у випадку резервування встановлюються два різних типа приводів. У такому випадку при виході з ладу одного з насосів інший починає роботу від іншого приводу. »

РОЗДІЛ 2

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1 Паливні баки

Розробка літака-прототипу потребувала і розробки нової паливної системи, включаючи нові паливні баки. З взятих з креслення загального виду геометричних параметрів крила та методики, що була пройдена на навчальному курсі "Функціональні та Рідинно-Газові Системи" було розраховано параметри баків для ХР-3500

Дані літака-прототипа для розрахунку

Табл.2.1

Найменування	Позначення	Одиниці вимірювання	Величина
Злітна маса	$G_{взл.}$	т	75
Крейсерська швидкість	$V_{кр.}$	км/год	842
Дальність польоту без витрати АНЗ	L	км	3500
Дальність планування	$L_{пчп}$	км	198
Висота початку крейсерського польоту	H_0	км	10.5
Кінцева висота крейсерського польоту	H_k	км	11
Тип двигунів	CFM56-7B-24		
Кількість двигунів	n		2
Стартове значення питомої витрати пального	C_{p0}	кг/(кгс*год)	0,37
Ступінь двоконтурності двигуна	m		5,3
Число Маха	M		0.79
Максимальна якість	K_{max}		18
Розрахункова швидкість зустрічного вітру	W	км/год	70
Питома вага палива	ρ	т/м ³	0,78
Площа крила	$S_{кр.}$	м ²	141,748702
Розмах крила	L	м	38,0241602

				НАУ 21 14 08 001 001 ПЗ		
Изм/Лист	№ докум.	Подпись	Дата			
Разраб.	Шатило С.В.			Лит.	Лист	Листов
Пров.	Халіль С.А.					
Спеціальна частина				АКФ 401		
Н. контр.	Субашенко Т.І.					
Утв.						

2.2 Вихідні дані для розрахунку

Вихідні дані літака-прототипу та двигунів, що будуть використані під час проектування паливної системи (табл. 2.1.) [2]

2.3 Визначення необхідної кількості палива

Відносний запас палива на політ:

$$m_T = \frac{m_T}{G_{\text{взл}}} \quad (1)$$

Для літаків з вираженою крейсерською дальністю польоту [13]:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{\text{ТНВ}} + \bar{m}_{\text{Т.СН.П}} + \bar{m}_{\text{Т.КР}} + \bar{m}_{\text{ТАНЗ}} + \bar{m}_{\text{ТМА}} \quad (2)$$

де $\bar{m}_{\text{ТНВ}}$ – відносний запас палива на набір висоти та розгін;

$\bar{m}_{\text{Т.СН.П}}$ – на зниження та посадку;

$\bar{m}_{\text{Т.КР}}$ – на крейсерський режим польоту;

$\bar{m}_{\text{ТАНЗ}}$ – аеронавігаційний запас;

$\bar{m}_{\text{ТМА}}$ – на маневрування по аеродрому.

Для дозвукових літаків зі звичайним зльотом та посадкою.

$$\bar{m}_{\text{ТНВ}} = \frac{0,004H_0(1 - 0,04m)}{1 - 0,004H_0} \quad (3)$$

де H_0 – висота початку крейсерського польоту;

m – ступінь двоконтурності;

$H_0 = 10,5$ км; $m = 5,3$.

$$\bar{m}_{\text{ТНВ}} = \frac{0,004 * 10,5(1 - 0,04 * 5,3)}{1 - 0,004 * 10,5} = 0,0032262$$

$$\bar{m}_{\text{Т.СН.П}} = 0,02H_k(1 - 0,023H_k)(1 - 0,035m) \quad (4),$$

де H_k – кінцева висота крейсерського польоту;

$H_k = 11$ км.

$$\bar{m}_{\text{Т.СН.П}} = 0,02 * 11(1 - 0,023 * 11)(1 - 0,0035 * 5,3) = 0,1382099$$

Питома витрата палива на крейсерському режимі:

$$C_P = C_{P0} + \frac{0,4M}{1+0,027H_0} \quad (5),$$

де C_P – стартове значення питомої витрати палива; M – число Маха польоту;

$$C_{P0} = 0,37 \text{ кг/кг год}; M = 0,79.$$

$$C_P = 0,037 + \frac{0,4 * 0,79}{1 + 0,027 * 10,5} = 0,61129102 \text{ кг/(кгс * год)}$$

$$\bar{m}_{\text{т.кр}} = (1 - \bar{m}_{\text{тнв}}) \frac{(L - L_{\text{нсн}})C_P}{(V_{\text{кр}} - W)K_{\text{max}}} \quad (6),$$

де $\bar{m}_{\text{тнв}}$ – відносний запас палива на набір висоти та розгін;

L – дальність польоту без витрати АНЗ;

$L_{\text{нсн}}$ – дальність планерування;

C_P – питома витрата палива на крейсерському режимі;

$V_{\text{кр}}$ – крейсерська швидкість;

W – розрахункова швидкість зустрічного вітру;

K_{max} – максимальна якість.

$$\bar{m}_{\text{тнв}} = 0,0032607; L = 3500 \text{ км}; L_{\text{нсн}} = 198 \text{ км}; V_{\text{кр}} = 842 \text{ км/год};$$

$$C_P = 0,61129102 \text{ кг/(кгс * год)}; W = 70 \text{ км/год}; K_{\text{max}} = 18;$$

$$\bar{m}_{\text{т.кр}} = (1 - 0,0032262) \frac{(3500 - 198)0,61129102}{(842 - 70)18} = 0,1447828$$

$$\bar{m}_{\text{танз}} = 0,92 \frac{C_P}{K_{\text{max}}} \quad (7),$$

де C_P – питома витрата палива на крейсерському режимі;

K_{max} – максимальна якість.

$$C_P = 0,61129102 \text{ кг/(кгс * год)}; K_{\text{max}} = 18;$$

$$\bar{m}_{\text{танз}} = 0,92 \frac{0,61129102}{18} = 0,0305646$$

$$\bar{m}_{\text{тма}} = 0,006$$

Результати підставляємо у формулу (2), отримуємо необхідну відносну кількість палива для польоту:

$$\bar{m}_T = 0,0032607 + 0,139689 + 0,1447828 + 0,0305646 + 0,006 = 0,3228$$

Визначаємо m_T :

$$m_T = \bar{m}_T * G_{взл} = 0,3223 * 75 = 24,21 \text{ т}$$

В ході розрахунків була отримана кількість палива з урахуванням аеронавігаційного запасу, що необхідне для польоту на дальність 3500 км.

2.4 Розрахунок паливних баків [2]

На даному літаку-прототипу паливо розміщується в баках-кесонах. Їх повний об'єм визначається за формулою:

$$V_{\text{кес}} = \psi \frac{1}{3} h (S_1 + \sqrt{S_1 S_2} + S_2) \quad (1),$$

де $\psi = 0,85$ – коефіцієнт, що враховує зайнятість баку обладнанням;

h – відстань між кінцевими нервюрами бака;

$S_1 S_2$ – площі кінцевих нервюр баків, міжлонжеронна частина.

За кресленнями крила можливо визначити розташований об'єм, в якому буде розміщено паливо (мал. 1.1.). Для деякої зручності розрахунку бак у центроплані при розрахунках було поділено навпіл.

Площа міжлонжеронних частин нервюр 3 за формулою (2):

$$S = C * B \quad (2),$$

де C – висота нервюри;

B – довжина нервюри.

Об'єм кесона визначається за формулою (1), де:

$$h_{1-1} = 1,88 \text{ м}; S_1 = 2,08 \text{ м}^2; S_2 = S_1 = 2,08 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{кес}}^{1-1} = 0,85 * \frac{1}{3} * 1,88 (2,08 + \sqrt{2,08 * 2,08} + 2,08) = 3,324 \text{ м}^3$$

За аналогією знайдемо об'єми баків у крилі:

Бак 2-2:

$$h_{2-2} = 5,006 \text{ м}; S_1 = 2,08 \text{ м}^2; S_2 = 1,116 \text{ м}^2$$

Бак 3-3:

$$h_{3-3} = 6 \text{ м}; S_1 = 1,116 \text{ м}^2; S_2 = 0,542 \text{ м}^2$$

$$V_{\text{кес}}^{3-3} = 0,85 * \frac{1}{3} * 6 \left(1,116 + \sqrt{1,116 * 0,542} + 0,542 \right) = 4,141 \text{ м}^3$$

Бак 4-4:

$$h_{4-4} = 5,795 \text{ м}; S_1 = 0,542 \text{ м}^2; S_2 = 0,117 \text{ м}^2$$

$$V_{\text{кес}}^{4-4} = 0,85 * \frac{1}{3} * 5,795 \left(0,542 + \sqrt{0,542 * 0,117} + 0,117 \right) = 1,5 \text{ м}^3$$

Об'єм баку нульової черги:

$$V_0 = V_{\text{кес}}^{1-1} = 3,324 \text{ м}^3 = 2,59 \text{ т};$$

$$V_1 = V_{\text{кес}}^{2-2} = 6,695 \text{ м}^3 = 5,222 \text{ т};$$

$$V_2 = V_{\text{кес}}^{3-3} = 4,141 \text{ м}^3 = 3750,7335 \text{ л} = 3,230 \text{ т};$$

$$V_3 = V_{\text{кес}}^{4-4} = 1,5 \text{ м}^3 = 1540,0815 \text{ л} = 1,167 \text{ т};$$

Загальний об'єм баків:

$$V_{\text{кес}} = (V_0 + V_1 + V_2 + V_3)2 = (3,324 + 6,695 + 4,141 + 1,5)2 = 31,312 \text{ м}^3$$

$$V_{\text{кес}} = 31,312 \text{ л} = 24,423 \text{ т}$$

Потрібний об'єм:

$$V_{\text{потр}} = \frac{m_{\text{т}}}{\rho} = \frac{24,32}{0,78} = 31,179 \text{ м}^3$$

Таким чином $V_{\text{потр}} <$

$V_{\text{кес}}$, що задовольняє умовам польоту на задану дальність.

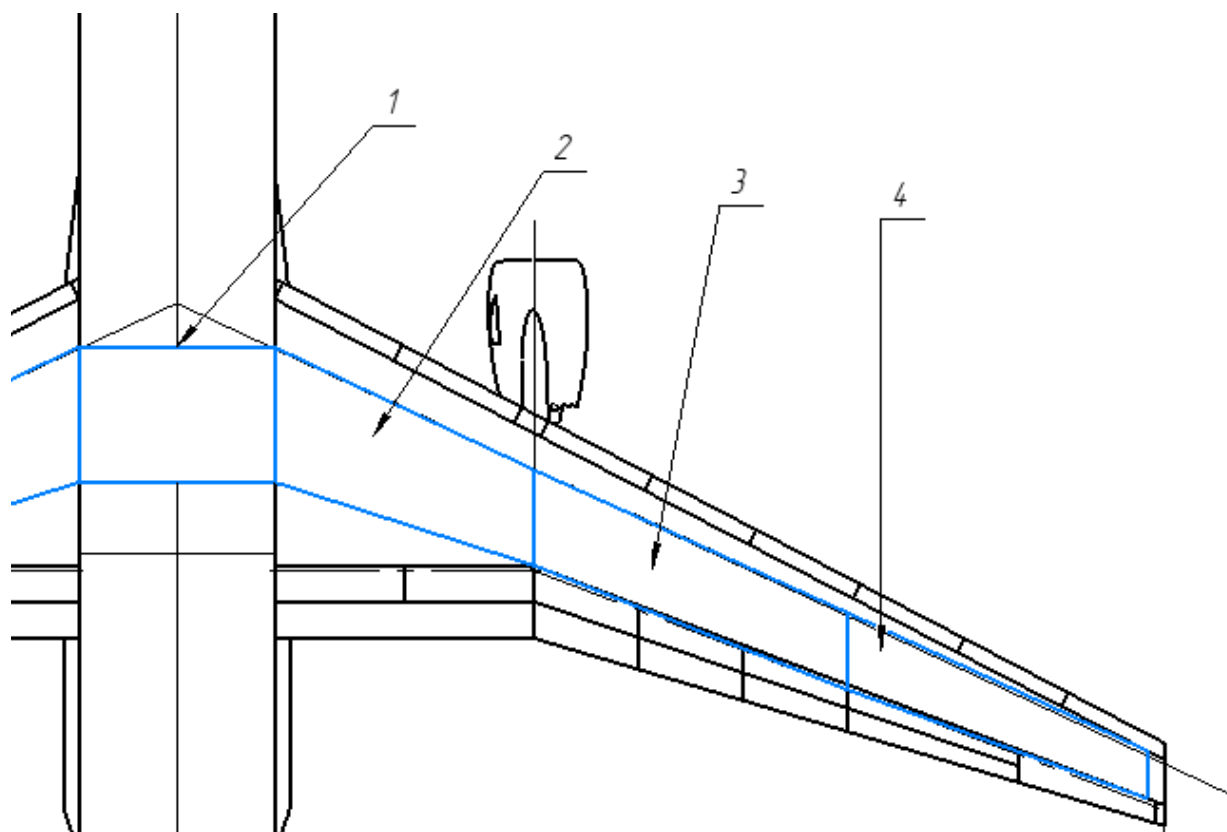


Рис.2.1 Схема розташування паливних баків

1 - бак-центроплан; 2 - кореневий бак; 3 - передвитратний бак; 4 - витратний бак

2.5 Опис системи подачі палива до двигунів

Аналізуючи розраховані у минулому пункті паливні баки і порівнявши їх із паливними баками та паливною системою Boeing 737-800 дійдемо висновку, що така система з оригінального літака Boeing не підходить до спроектованих для XR-3500 баків. Такі обставини потребують проектування нової паливної системи.

У даній дипломній роботі у фокус береться саме система подачі палива до двигунів, проектування нової принципової схеми паливної системи, розрахунок магістралей подачі палива.

Принципова схема паливної системи для літака-прототипа зображена на кресленні НАУ 21 14 08 001 005 ПС.

Дана схема являє собою результат аналізу паливних систем декількох вже існуючих літаків, зокрема Airbus A310, Boeing 747, Ту-204 та інші.

В розрахованій паливній системі в штатному режимі працюють два ЕВН підкачки першої черги (1 і 2), що розташовані у витратному баку.

Звідти насоси прокачують паливо через магістраль 1-2 до з'єднання з магістраллю 5-6. Для прокачування палива до витратного баку з передвитратного та кореневого баку використовуються СН 4,6 та 7. Активним паливом вини забезпечуються через відповідну лінію подачі, що на кресленні відображена дрібною пунктирною лінією. Лінія бере подачу від насосів 1 та 2.

Також до магістралі 1-2 приєднано магістраль подачі палива до ДСУ (на схемі позначено довгим пунктиром). Вона обладнана власним насосом 3 та краном 8.

Паливна магістраль 3-4 бере паливо з бака-центроплана. Ця лінія оснащена ЕВН 9, що в свою чергу використовує колектори для підвищення ефективності і зменшення невироблюваного залишку палива. Також ця магістраль має двосторонні крани 5 та 11. Під час штатної роботи ці крани працюють лише в одному напрямі і пропускають паливо до магістралі 5-6. Однак, при нештатній ситуації з відмовою обох насосів підкачки першої черги в одній з консолей крила, насоси у центроплані та насоси підкачки у протилежному витратному баку працюють на подачу палива до обох двигунів. В такому випадку відкриваються крани 10, які ведуть до лінії кільцювання. Також на цій лінії розташовано зливну лінію зі зливною горловиною 14 та краном 12.

Паливна магістраль 5-6 є магістраллю подачі палива безпосередньо до двигунів вона оснащена пожежним краном 14, лопатевим насосом двигуна 15 та витратоміром 16.

Кожна з магістралей обладнана зворотними клапанами, які можна побачити на кресленні. Вони запобігають зворотній течії палива.

2.6 Розрахунок паливної системи[2]

Гідравлічний розрахунок паливної системи наведено на параметри ділянок у табл. 2.2 та 2.3

Табл. 2.2.

Найменування та розмірність параметрів	Позначення	Кількість елементів	Значення параметрів	
			Одного елемента	Усіх елементів
Злітна тяга двигуна, кН	$R_{зл}$	2	107,65	321
Питома витрата палива двигуном на злітному режимі, кг/кН год	$C_{пзл}$	-	37,8	-
Густина палива, кг/м ³ при температурі +40°C при температурі -50°C	$\rho_{п}$	- -	762 828	- -
Кінематична в'язкість палива, м ² /с при температурі +40°C при температурі - 50°C	$\nu_{п}$	- -	$1,0 \cdot 10^{-6}$ $7,9 \cdot 10^{-6}$	- -
Тиск насиченої пари, КПа при температурі +40°C при температурі -50°C	p_t	- -	8,13 1,65	- -
Кавітаційний запас насоса двигуна, МПа	$\Delta p_{кавнд}$	-	0,03	
Швидкість потоку палива, м/с	$V_{п}$	-	3	-
Експлуатаційне перенавантаження: поперечне, повздовжнє, бокове.	n_y n_x n_z	- - -	2,5 0÷0 0,5	- - -

Табл.2.3

Найменування та розмірність параметрів	Позначення	Кількість елементів	Значення параметрів	
			Одного елемента	Усіх елементів
Довжина проєкцій розрахункової магістралі, м	l_y	-	2,16	-
	l_x	-	10,791	-
	l_z	-	6,36	-
Довжина ділянок розрахункової магістралі, м	l_{1-2}	-	10,436	
	l_{3-4}	-	7,079	
	l_{5-6}	-	5,344	

Сумарний коефіцієнт місцевих утрат на ділянці 1-2	$(\sum \xi_M)_{1-2}$	-	-	4,6
Сумарний коефіцієнт місцевих утрат тиску на ділянці 3-4	$(\sum \xi_M)_{3-4}$	-	-	5,2
Сумарний коефіцієнт місцевих утрат тиску на ділянці 5-6	$(\sum \xi_M)_{5-6}$	-	-	2,4

Гідравлічний розрахунок проведено за двох "екстремальних" умов – при температурах палива +40°C та -50°C.

Найменування та розмірність параметру	Температура для гідравлічного розрахунку	
	-50°C	+40°C
Витрати, м ³ /с:		
Q _{дв.зл.}	0,001365	0,001483
Q ₁₋₂	0,001365	0,001483
Q ₃₋₄	0,001365	0,001483
Q ₅₋₆	0,001365	0,001483
Q _{н1}	0,00683	0,00742
Q _{н2}	0,00683	0,00742
Q _{н3}	0,001365	0,001483
Розраховані діаметри, м:		
d ₁₋₂	0,0241	0,0251
d ₃₋₄	0,0241	0,0251
d ₅₋₆	0,0241	0,0251
Округлені діаметри, м:		
d ₁₋₂	0,025	0,025
d ₃₋₄	0,025	0,025
d ₅₋₆	0,025	0,025
Перераховані швидкості, м/с		
V ₁₋₂	2,78	3,02
V ₃₋₄	2,78	3,02
V ₅₋₆	2,78	3,02
Числа Рейнольдса		
Re ₁₋₂	8800,68	75547,22
Re ₃₋₄	8800,68	75547,22
Re ₅₋₆	8800,68	75547,22
Коефіцієнт тертя		

λ_{1-2}	0,0327	0,0191
λ_{3-4}	0,0327	0,0191
λ_{5-6}	0,0327	0,0191
Втрати тиску на тертя, Па		
$\Delta p_{т 1-2}$	43662	30118
$\Delta p_{т 3-4}$	29617	20430
$\Delta p_{т 5-6}$	22358	15423
Місцеві втрати тиску, Па		
$\Delta p_{м 1-2}$	21132	22963
$\Delta p_{м 3-4}$	23054	25050
$\Delta p_{м 5-6}$	7685	15423
Сумарні втрати тиску, Па		
Δp_{1-2}	64794,93	54081
Δp_{3-4}	52670,95	45481
Δp_{5-6}	30042,92	23773
Інерційний перепад тиску, Па		
Δp_y	43862,47	40366
Δp_x	0	0
Δp_z	25830,21	23771
$\Delta p_{сум.}$	69692,59	64137
Мінімальний тиск на вхід в НД, Па		
$p_{вх.нд}$	32063	40163
Потрібний напір НП1, НП2		
$p_{нп1, нп2}$ Па	196592,9	181154
$p_{нп1, нп2}$ МПа	0,20	0,18
Потрібний напір НП3		
$p_{нп 3}$ Па	184469	173553
$p_{нп3}$ МПа	0,18	0,17

2.7 Підбір насосу за результатами отриманих гідравлічних розрахунків

2.7.1 Паливні насоси

На сучасних ЛА насоси підкачування першої ступені переважно відцентрові. Струминні насоси через свою пряму залежність від подачі активного палива не набули широкого розповсюдження. Розберемо принцип роботи типового відцентрового насосу:

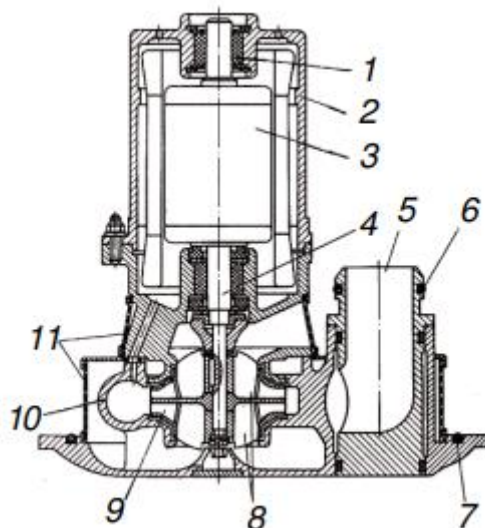


Рис.2.2. Типова конструкція паливного бакового насосу [2]

Основний вузол насосу складається з профільованого корпусу 10, зведеного лопатного колеса 9, гвинтового шнека 8, посаджених на вал 4 з ущільненням 1 з обох боків. Приводом служить електродвигун 3 змінного струму напругою 200 В і частотою 400 Гц. Електромотор встановлено в кожух 2, який закріплений на корпусі хитального вузла. Під час роботи насоса паливо в невеликій кількості протікає через отвори в корпусі в порожнину між мотором та кожухом і витікає в бак, чим забезпечується безперервне охолодження електромотора. На вході палива в насос передбачено захисну сітку 11 для запобігання потрапляння в насос сторонніх предметів. Для забезпечення герметичності на вихідному патрубку 5 і на фланці насоса встановлені ущільнювальні кільця 6 і 7.

Такі насоси, як наведений вище, найбільшою мірою відповідають вимогам надійної роботи, вибухонебезпечності, великого ресурсу та малих мас та габаритів. Відцентрові паливні насоси можуть мати гідравлічний, електричний, пневматичний чи механічний привід. В літакобудуванні застосовуються переважно бакові паливні насоси з електричним приводом. Так, підкачувальні насоси ГТД.

2.7.2 Підбір насосу підкачки першої черги

З отриманих при гідравлічному розрахунку даних обираємо баковий насос підкачки.

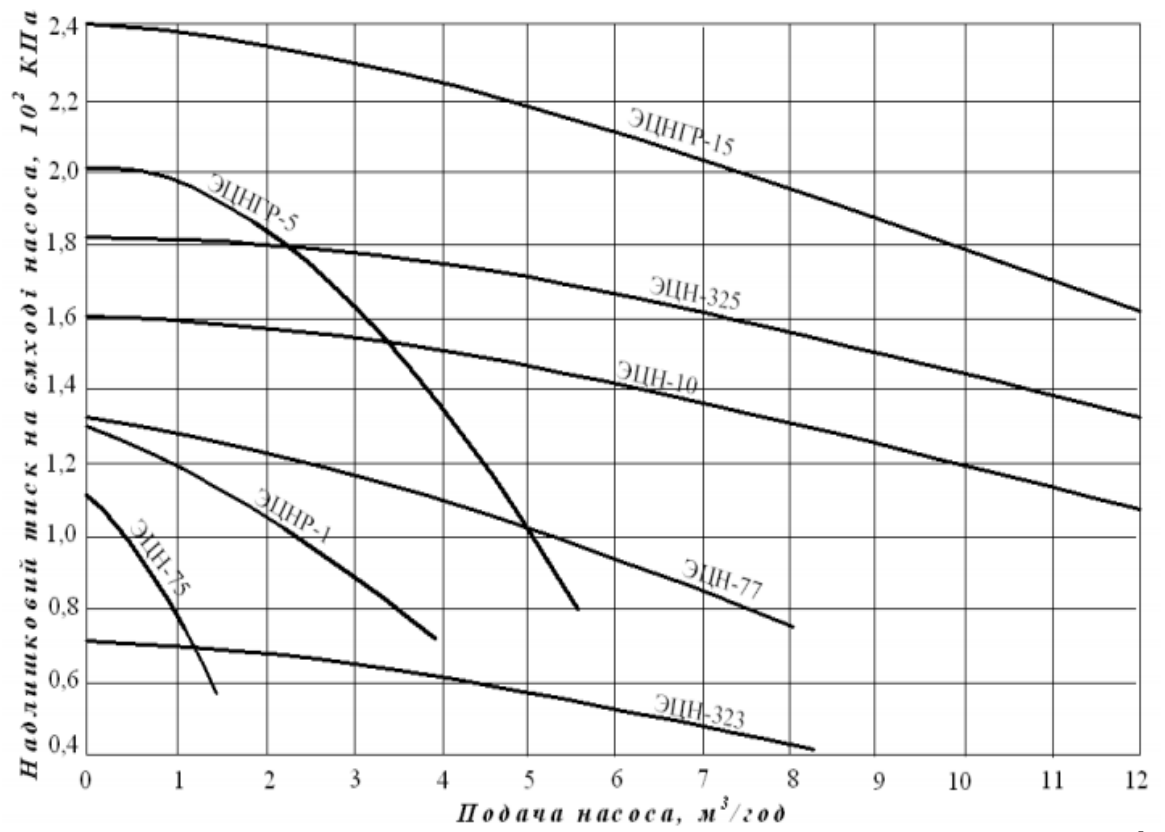


Рис.2.3. Напірні характеристики широко застосовуваних ЕЦН [2]

Згідно з розрахованими даними для спроектованої паливної системи найбільше підходить ЄЦНГР-15.

ВИСНОВКИ

1. Проведено розробку і розрахунок для паливних баків для літака-прототипа.

2. На основі розрахунку баків було зроблено спробу розробки систему подачі палива до двигунів. Система відповідає надійності подачі палива до двигунів, габаритних та масових характеристик, експлуатаційних вимог.

3. Обрано насос підкачки, який найбільш задовольняє роботі розрахованої паливної системи.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авиационные правила, часть 25, Нормы летной годности самолетов транспортной категории, редакция 3 с поправками 1–7, МАК, ОАО «АВИАИЗДАТ», 2014.
2. Сивашенко Т.І., Максютинський П.Ф. "Проектування паливних систем літальних апаратів", Київ, 2010.
3. Некрасов Б.Б. М., «Гидравлика и ее применение на летательных аппаратах», 1967.
4. Егер С.М., Матвеевко А.М., Шаталов И.А. "Основы авиационной техники: Учебник/ Под ред. И.А. Шаталова. – Изд. второе, перераб. и доп – М.: Изд-во МАИ, 1999 – 576с.: ил.
5. Некрасов Б.Б. Гидравлика и её применение на летательных аппаратах Учебник – 2-е изд. перераб. и дополн. –М.: Машиностроение, 1967.
6. Большаков В.А., Константинов Ю.М., Попов В.Н. и др. Справочник по гидравлике К.: Вища школа, 1977.
7. Гаража В. В., Желиба А. Н., Казанец В. И. и др., Функциональные системы воздушных судов, К.: КИИГА, 1989.
8. Лещинер Л. Б., Ульянов И. Е. Проектирование топливных систем самолетов. М.:Машиностроение, 1975.
9. Домотенко Н. Т. Авиационные силовые установки: Системы и устройства. М.:Транспорт, 1976.