

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

КАФЕДРА ГІДРОГАЗОВИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Бадах В.М.

«__» _____ 2020р.

ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ «МАГІСТР»

Тема: Розробка та дослідження паливної системи далекомагістрального літака
з 4 ТРДД та злітною масою 275 тонн

Виконала: Хільченко Аліна Андріївна

Керівник: к. ф-м. н. Лук'янов Павло Володимирович

Консультанти з розділів:

Нормоконтролер з ЄСКД (ЄСПД) к.т.н., професор Сивашенко Т.І

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аерокосмічний факультет
Кафедра гідро газових систем
Освітній ступінь магістр
Спеціальність 134 "Авіаційна та ракетно-космічна техніка"
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

« » 2020р.

ЗАВДАННЯ
на виконання дипломного проекту (роботи) студента

Хільченко Аліна Андріївна

(прізвище, ім'я, по-батькові)

1. Тема проекту (роботи): Розробка та дослідження паливної системи
далекомагістрального літака з 4 ТРДД та злітною масою 275 тонн

Затвердження наказом ректора від «19» листопада 2020р. № 2036/ст

2. Термін виконання проекту (роботи): з «5» жовтня до «24» грудня

3. Вихідні дані до проекту (роботи): Пасажирський дальномагістральний
літак злітною масою 275т, низькоплан з класичним розміщенням оперення.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):
Паливна система літака, підсистема живлення двигунів, система заправки,
система аварійного зливу палива, система дренажу паливних баків,
відцентровий насос

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: загальний вигляд
дальномагістрального літака, компоновка літака, паливна система літака,
система дренажу паливних баків

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Етапи виконання проекту (роботи)	Термін виконання етапів	Примітка
1	Вибір теми дипломного проекту	5.10.20	
2	Складання змісту дипломної роботи	10.10.20	
3	Пошук тематичної літератури	10.10.-20.10	
4	Вивчення і аналіз схем паливних систем різних літаків	20.10-25.10	
5	Розробка власної паливної системи	25.10-07.11	
6	Креслення паливної системи	07.11-10.11	
7	Розрахунок однієї з магістралей	10.11-16.11	
8	Підбір підкачувального насоса	16.11.20	
9	Перевірка системи на висотність	17.11-18.11	
10	Проектування власного насоса	18.11-02.12	
11	Написання розділів ОНС і охорони праці	02.12-15.12.	
12	Оформлення розділів	16.12.20	
14	Формування електронної версії дипломної роботи	17.12.20	

Студент: Хільченко Аліна Андріївна

Керівник дипломного проекту (роботи): Лук'янов Павло Володимирович

6. Консультанти з окремих розділів проекту (роботи):

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв

7. Дата видачі завдання _____

Керівник _____

(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис студента)

Дата _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Розробка та дослідження паливної системи далекомагістрального літака з чотирма ТРДД та злітною масою 275 тон» містить 65 сторінок, 28 рисунків, 9 таблиць, 9 використаних джерел, 3 додатки.

ЛІТАК, ПАЛИВНА СИСТЕМА, СИСТЕМА ЗАПРАВКИ, АВАРІЙНИЙ ЗЛИВ ПАЛИВА, СИСТЕМА ДРЕНАЖУ, ВІДЦЕНТРОВИЙ НАСОС.

Об'єкт дослідження – паливна система літака.

- Предмет дослідження – характеристики паливної системи.
- Мета проекту – проектування паливної системи далеко-магістрального літака з чотирма ТРДД.
- Метод дослідження – детальний аналіз, моделювання, математичний розрахунок.

Після проведення аналізу існуючих паливних систем, визначення їх переваг та недоліків, розроблено оптимальну схему для даного літака. Визначено необхідну кількість палива для здійснення польоту з максимальною дальністю і розміщення палива на літаку. Здійснено розрахунок однієї з магістралей живлення двигунів. Підібрано підкачувальний насос. Перевірено паливну систему на висотність. Окремо розроблено систему заправки, аварійного зливу і дренажу паливних баків. Проведено попередній проектний розрахунок відцентрового насоса із застосуванням спеціалізованого програмного забезпечення.

Дипломний проект можна застосовувати в навчальному процесі при вивченні дисциплін: «Функціональні та РГС ЛА» та «Гідравліка».

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	7
ВСТУП.....	8
1. ОСНОВНА ЧАСТИНА.....	9
1.1. Короткий опис аванпроекту літака.....	9
1.2. Очікувані умови експлуатації літака.....	10
1.3. Запас палива на політ заданої дальності.....	14
1.4. Розміщення палива на літаку.....	15
1.5. Паливна система літака.....	16
1.6. Випадки відмов паливної системи.....	18
1.6.1. Відмова насосів ГЗБ лівої консолі.....	18
1.6.2. Відмова насосів ГВБ лівої консолі.....	18
1.6.3. Відмова насосів ЦБ.....	18
1.7. Розрахунок однієї з магістралей паливної системи.....	19
1.8. Підбір підкачувального насоса.....	25
1.9. Висотність паливної системи.....	27
1.10. Магістраль заправки.....	29
1.11. Магістраль аварійного зливу.....	31
1.12. Система дренажу паливних баків.....	32
1.13. Комплекс вимірювання, керування та контролю паливної системи.....	34
1.14. Висновки до основної частини.....	35
2. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	37
2.1. Проектування авіаційних відцентрових насосів.....	37
2.2. Вибір підходу до проектування власного відцентрового насоса.....	38
2.3. Попередній проектувальний розрахунок меридіанного перерізу відцентрового насоса за методикою А.А. Ломакіна.....	39
2.4. Наближений розрахунок геометричних характеристик насоса у додатку CPD TurboSystem Ansys	42
2.5. Уточнюючий проектувальний розрахунок геометричних характеристик відцентрового насоса	45

2.6.	Висновки до спеціальної частини.....	47
3.	ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	48
3.1.	Проект SAFER-U та охорона навколишнього середовища в Україні.....	48
3.2.	Сучасні європейські екологічні стандарти.....	49
3.3.	Короткий огляд пунктів Article 9(2) і Article 19(3) в документі Basic Regulation, Annex II (Part-21) of the Implementing Regulation.....	50
3.4.	Сертифікація EASA за рівнем шуму.....	50
3.5.	ICAO Annex 16 Volume I – Aircraft Noise.....	51
3.6.	Дані ICAO щодо викидів авіаційних двигунів.....	53
3.7.	ICAO Annex 16 Volume II – Aircraft Engine Emissions.....	53
3.8.	Розрахунок емісії вуглекислого газу за допомогою ICAO Calculator.....	55
3.9.	Висновки до розділу охорони навколишнього середовища.....	56
4.	ОХОРОНА ПРАЦІ.....	57
4.1.	Державні нормативні акти про охорону праці для техніків з ТО паливних систем ПС.....	57
4.2.	Огляд документу ДНАОП 5.1.30-1.06-98 з боку технічного обслуговування паливної системи літака.....	57
4.3.	Небезпечні виробничі фактори при здійсненні ТО паливної системи ПС..	62
4.4.	Висновки до розділу охорони праці.....	62
	ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	63
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	64
	ДОДАТКИ.....	65

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ:

ЛА – літальний апарат

ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун

ПВК – проти кристалізаційна присадка

ПМAM – поверхнево-активна присадка

ППР СКП – агрегати охолодження повітря системи кондиціювання

ЕВН – електро-відцентровий насос

ДСУ – допоміжна силова установка

ГВБ – головний внутрішній бак

ГЗБ – головний зовнішній бак

ЦБ – центральний бак

РБ – резервний бак

ДБ – дренажний бак

EASA – Європейське агентство з безпеки польотів

ICAO – Міжнародна організація цивільної авіації

ВСТУП

Паливні системи літальних апаратів (ЛА) призначені для розміщення на борту необхідного запасу палива і забезпечення його безперебійної подачі у камери згорання двигунів за всіх можливих умов польоту і режимів роботи двигунів. Паливна система відіграє важливу роль у регулюванні положення центру ваги ЛА в заданому діапазоні. Також паливо може виконувати охолоджувальну функцію для масляних агрегатів, радіоелектронної апаратури і виступати у ролі робочого тіла у різних автоматичних пристроях, таких як механізм керування поворотом лопаток вхідного направляючого апарату двигуна або стулками реактивного сопла.

Паливні системи повинні відповідати основним вимогам норм льотної придатності (НЛПЛ) щодо надійності, живучості, міцності, вібростійкості, пожежної безпеки, масових і габаритних характеристик, простоти конструкції та експлуатаційної технологічності її елементів.

Сучасна паливна система є складним комплексом великої кількості взаємопов'язаних підсистем: подачі палива до двигунів, управління порядком вироблення палива, перекачки палива, дренажу паливних баків, заправки і аварійного зливу тощо.

Для створення раціональної паливної системи під час проектування необхідно проводити порівняльний аналіз різних схемних і конструктивних варіантів та приймати компромісні рішення. У процесі проектування потрібно знаходити межу доцільності покращення одних параметрів за рахунок допустимого погіршення інших. Для цього проводять інженерний пошук раціональних параметрів і характеристик, які б найкраще задовольняли критерій оцінювання – масу літального апарата.

					<i>НАУ 19.82.18.01. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Вступ</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрюшив</i>
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>			<i>ЛВ-401б</i>			
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

1. ОСНОВНА ЧАСТИНА

1.1. Короткий опис аванпроекту літака

Проектований літак призначений для здійснення комерційних перевезень пасажирів і багажу на магістралях дальньої протяжності в сфері діяльності цивільної авіації. Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням (50996 кг) складає 7 500 км.

Літак виконано за класичним аеродинамічним компонованням, схемою низько план (див. додаток А). Він має цільнометалеву конструкцію типу напівмонокок стрингерно-балочного типу. Його повздовжній набір складається з 96 стрингерів, а поперечний - зі 120 шпангоутів. Загальна довжина фюзеляжу 59,5 м, максимальний діаметр 7 м.

Літак максимально вміщує 440 пасажирів. Така пасажиромісткість при невеликій довжині самого літака досягається наявністю двох повноцінних палуб. Перша палуба вміщує 260 чоловік, а друга 180 (див. додаток Б). Екіпаж складається з лівого та правого пілотів, борт-інженера і 11 бортпровідників.

Крило літака – кесонного типу, трапецеїдальної форми в плані. Його подовження – 6,96, звуження – 3,5, кут стрілоподібності складає 34° . Має незначну аеродинамічну крутку та набране з аеродинамічних суперкритичних профілів змінної товщини.

Механізація передньої кромки крила складається з 5-ти секційних передкрилків на кожній консолі. В ролі механізації задньої кромки застосовано двоцільові закрилки. Наявні інтерцептори і спойлери.

На літаку розміщено 4 турбореактивні двигуни на пілонах під крилом.

Літак має хвостове оперення нормальної схеми, яке складається з кіля з рулем напрямку і стабілізатора з рулем висоти. Стрілоподібність вертикального оперення складає 44° , а горизонтального – 39° .

					<i>НАУ 20.18.18.02. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Основна частина</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>						
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						
						<i>ЛВ-201М</i>		

Шасі літака виконано за багатоопорною схемою, яка включає в себе 1 передню опору і 4 основних. Усі вони вбираються у фюзеляж. База шасі складає 22,52 м.

В результаті розрахунку основних параметрів літака за допомогою ЕОМ отримано наступні дані (таблиця 1.1.) для проектування паливної системи:

Таблиця 1.1.

Параметр	Позначення	Одиниці вимірювання	Значення
Злітна маса літака	$m_{зл}$	кг	275876
Потрібна злітна тяга одного двигуна	$R_{зл}$	Н	193430
Тяга двигуна на крейсерському режимі	$R_{кр}$	Н	46000
Питомі витрати палива: злітна крейсерська середня крейсерська	$C_{р зл}$ $C_{р кр}$ $C_{р кр сер}$	$\frac{кг}{Н \cdot год}$	35855 57232 60016
Відносні маси палива: паливо при L_p витрачена маса палива аеронавігаційний запас	-	-	0,3665 0,3298 0,0366
Відносна маса паливної системи	-	-	0,0121

1.2. Очікувані умови експлуатації літака

Розрахунковою дальністю для літака з максимальним комерційним навантаженням є дистанція 7500 км. Крейсерська швидкість літака становить 850 км/год, а розрахункова висота початку реалізації польоту з крейсерською швидкістю – 11,5 км.

За 8 годин 50 хвилин польоту паливо в баках зазнає глибокого охолодження, його температура може досягати мінус 47 – 55 °С. Тому рекомендованим для експлуатації паливом є паливо ТС-1, температура кристалізації якого –60 °С.

Паливо ТС-1 – це прямогінна гасова фракція сірчистих нафт. Цей сорт реактивного палива характеризується підвищеним вмістом смолистих речовин, високою термоокислювальною стабільністю, але гіршими протиспрацьовувальними властивостями.

Вуглеводневий склад палива ТС-1 складає 42...52% парафінових, 30...49% нафтових і 11...21% ароматичних мас.

Основні характеристики палива ТС-1 наведено у таблиці 1.2.:

Таблиця 1.2.

Температура палива, $t_{п}, ^\circ\text{C}$	Температура початку кристалізації, $t_{пк} = -60 ^\circ\text{C}$	
	$\rho_{п}, \text{кг/м}^3$	$\nu_{т} \cdot 10^{-6}, \text{м}^2/\text{с}$
-60	-	-
-50	835	7,9
-40	821	5,2
-20	807	2,8
0	791	1,8
20	776	1,3
40	762	1,0

Густина палива залежить від його фракційного складу. У разі збільшення вмісту ароматичних вуглеводнів та зменшення парафінових густина палива підвищується. Густина палива різних поставок може відрізнятися на $\pm 15 \text{ кг/м}^3$. Найбільш вірогідні значення густини за температури $+20 ^\circ\text{C}$ наведені у таблиці 1.3.:

Таблиця 1.3.

Густина $\rho_{п20}, \text{кг/м}^3$	ТС-1
Держстандарт	755
Діапазон значень	755 – 785
Рекомендоване значення	780

Палива, які є сумішшю ароматичних, нафтових і парафінових вуглеводнів мають властивість гігроскопічності, завдяки чому поглинають певну кількість води. Розчинність води в паливі залежить від його групового складу, температури, тиску та вологості повітря в над паливному просторі. Крива максимальної розчинності води в паливі марки ТС-1 в залежності від температури показана на рис. 1.1.:

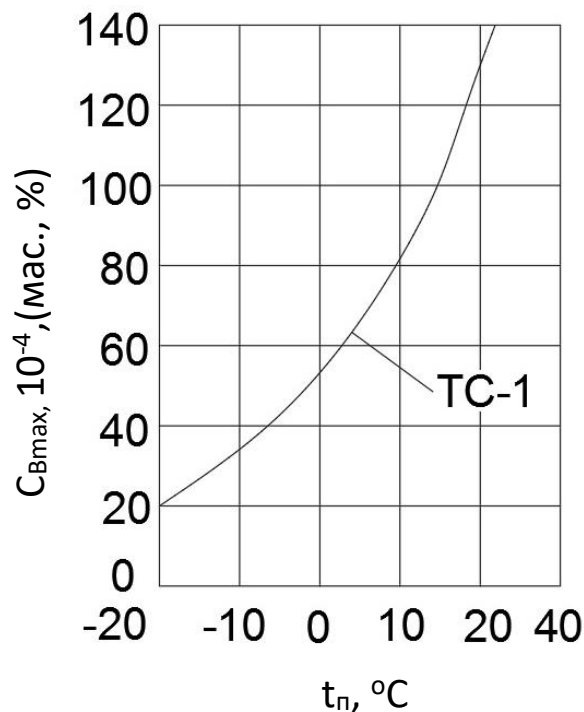


Рис. 1.1. Крива максимальної розчинності води в паливі ТС-1

У польоті внаслідок падіння тиску та охолодження палива утворюється надлишкова вода, яка частково випаровується у над паливний простір і осідає на охолодженій конструкції у вигляді конденсату та інею. Деяка частина розчиненої води утворює в об'ємі палива емульсійну воду, яка разом з паливом надходить у магістралі живлення двигунів. Решта надлишкової води залишається в баках у відстої.

Вода, розчинена в заправленому паливі, а також дисперсна водна фаза, що виділяється в паливних баках, не повинна спричиняти порушень працездатності паливної системи.

Для захисту паливної системи літака від низькотемпературних порушень її працездатності використовують експлуатаційні, теплофізичні та гідромеханічні методи.

До *експлуатаційних* методів належать наземне очищення палив від забруднень та води за допомогою фільтрів-сепараторів, зливання відстою з паливних баків, застосування проти кристалізаційних присадок (ПВК) і обмеження тривалості польотів на паливах без присадок з підвищеною температурою кристалізації.

Наземне очищення палива від води і зливання відстою зменшують вірогідність, але не виключають можливість накопичення в баках достатньої кількості води для блокування насосів у відповідних умовах.

Застосування ПВК має низку недоліків, внаслідок чого у авіації майже відмовились від цього методу. Використання ПВК є економічно не вигідним, до того ж присадки погіршують спрацьовувальні властивості палива, що вводить необхідність додавання поверхнево активної присадки ПМММ. Це, в свою чергу, викликає суттєве підвищення стійкості водно-паливної емульсії. Однак, якщо ПВК все ж застосовуються, необхідно щоб суміш палива з присадками не викликала корозії баків та інших елементів паливної системи.

До *теплофізичних* методів захисту паливної системи належать встановлення паливо-мастильного радіатора або паливо-повітряного теплообмінника перед паливним фільтром, підігрівання палива у насосних секціях через теплообмінник із гідравлічною системою, кондиціонування повітря або протиобліднювальною системою.

Стабілізація температури в паливних баках на заданому рівні є перспективним методом запобігання низькотемпературним порушенням працездатності паливної системи. На літаках великої дальності польоту площа агрегатів охолодження повітря системи кондиціонування (ППР СКП) перебуває в межах 40...64 см²/т палива відносно максимальної заправки. Вони забезпечують температуру продувального повітря не нижчу за 10°C.

Одним з перспективних *гідромеханічних* методів захисту елементів паливної системи є гідрозмивання низькотемпературних накопичень із запобіжних сіток паливних ЕВН за допомогою кільцевого колектора з направленою в бік сітки перфорацією, з'єднаного з напірною магістраллю насоса через дросельний кран.

1.3. Запас палива на політ заданої дальності

Повний запас палива для польоту $m_{ПЗП}$ визначається як сума витрачуваного в польоті палива $m_{п.в.}$ і аеронавігаційного запасу $m_{АНЗ}$:

$$m_{ПЗП} = m_{п.в.} + m_{АНЗ}.$$

Значення повного запасу палива, витрачуваного в польоті і аеронавігаційного запасу взято з власного аванпроекту літака.

Вони становить:

$$m_{ПЗП} = 0,36646 \cdot m_{зл} = 0,36646 \cdot 275876 = 101100 \text{ кг},$$

$$m_{п.в.} = 0,32986 \cdot m_{зл} = 0,32061 \cdot 275876 = 88450 \text{ кг},$$

$$m_{АНЗ} = 0,03664 \cdot m_{зл} = 0,04585 \cdot 275876 = 12650 \text{ кг}.$$

Аеронавігаційний запас палива складається з резервного запасу $m_{РЗП}$, компенсаційного запасу палива на несприятливі метеорологічні умови $m_{КЗП}$ і не вироблюваного залишку палива $m_{НВЗ}$:

$$m_{АНЗ} = m_{РЗП} + m_{КЗП} + m_{НВЗ}.$$

Резервний запас палива згідно вимог НЛПЛ для забезпечення крейсерського польоту впродовж 45 хвилин для $n_{дв}$ складає:

$$m_{РЗП} = C_{р.кр.} \cdot R_{кр} \cdot n_{дв} \cdot 0,75 = \frac{57,23}{1000} \cdot 46000 \cdot 4 \cdot 0,75 = 7900 \text{ кг},$$

$$R_{кр} = R_{зл} \cdot \Delta_H^{0,85} \cdot K_{др} = 193430 \cdot \frac{0,344}{1,225} \cdot 0,85 = 46000 \text{ Н}.$$

де, $\Delta_H^{0,85}$ – відносна густина повітря на крейсерській висоті польоту, $K_{др}$ – коефіцієнт дроселювання двигуна на крейсерському режимі польоту (0,75 – 0,85).

Компенсаційний запас згідно вимог РЛЕ повинен складати не менше 3% від маси основного запасу палива:

$$m_{КЗП} = 0,03 \cdot m_{п.в.} = 0,03 \cdot 91000 = 2750 \text{ кг}.$$

Невироблюваний залишок палива на сучасних літаках складає 2-3% від повного запасу палива в баках:

$$m_{НВЗ} = 0,02 \cdot m_{ПЗП} = 0,02 \cdot 101100 = 2000 \text{ кг}.$$

Додатковий запас палива, що витрачається на перед польотну підготовку на землі складає 800 кг і не включається у злітну масу літака.

1.4. Розміщення палива на літаку

На спроектованому літаку паливо розміщується у кесонах крила і у центроплані (рис. 1.2.). Ємність баків має забезпечувати розміщення кількості палива, достатньої для польоту на максимальну дальність та розміщення резервного запасу палива.

Об'єм сухих відсіків і дренажних баків не враховується в об'єм кесонів для розміщення палива.

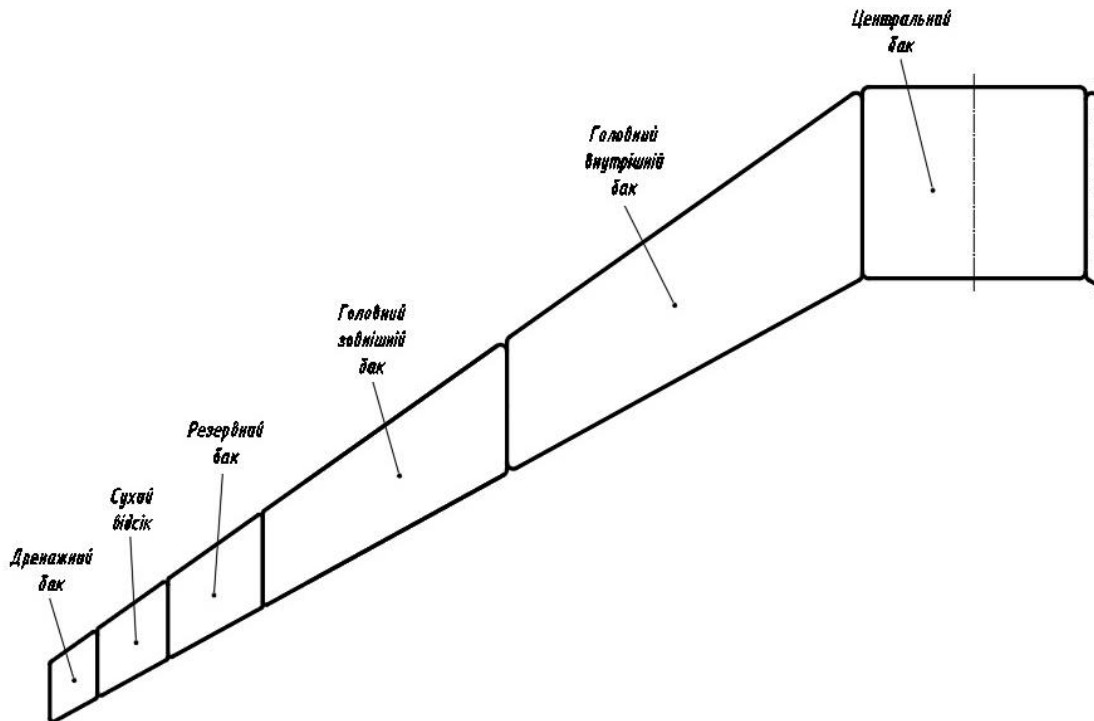


Рис. 1.2. Групи баків та їх розміщення

Використовуваний для розміщення палива об'єм кесона крила:

$$W_{\text{кес}} = \frac{1}{3} K_F K_t \bar{c} l_k (b_{z_1}^2 + b_{z_1} b_{z_2} + b_{z_2}^2) =$$
$$= \frac{1}{3} \cdot 0,44 \cdot 0,98 \cdot 0,14 \cdot 22 \cdot (6^2 + 6 \cdot 3^2 + 3^2) = 43,8 \text{ м}^3.$$

Де, K_F – відношення площі перерізу перпендикулярного осі жорсткості кесона до загальної площі перерізу профілю крила, K_t – коефіцієнт, який враховує температурне розширення палива, \bar{c} – відносна товщина профілю крила, l_k – довжина по осі жорсткості відсіку кесона, об'єм якого визначається, b_{z_1} і b_{z_2} – хорди профілю крила, перпендикулярні осі жорсткості в корені та в кінці відсіку відповідно.

Об'єм паливного баку у центроплані:

$$W_{\text{ц}} = a \cdot b_{z_1} \cdot h = 5 \cdot 6 \cdot 1,6 = 48 \text{ м}^3.$$

Наявний об'єм усіх паливних баків літака:

$$W_{\Sigma} = 2 \cdot W_{\text{кес}} + W_{\text{ц}} = 2 \cdot 43,8 + 48 = 135,6 \text{ м}^3.$$

Об'єм баків для заповнення паливом з урахуванням повітряного простору в баку (не менше 2%):

$$W_{\Sigma\text{п}} = W_{\Sigma} \cdot 0,98 = 132,8 \text{ м}^3.$$

Максимальний нормований об'єм палива ТС-1, що можна заправити у літак при температурі навколишнього середовища +40°C:

$$W_{\text{п}} = \frac{m_{\text{ПЗП}}}{\rho_{\text{п}}} = \frac{101100}{762} = 132,7 \text{ м}^3.$$

Місткість різних груп баків зведено до таблиці 1.4.:

Таблиця 1.4.

Маса палива	Групи баків			
	Центральний бак (48 м ³)	Головний внутрішній бак (26,8 м ³)	Головний зовнішній бак (11,8 м ³)	Резервний бак (5,2 м ³)
т, кг	35500	20000	8850	3950

1.5. Паливна система літака

Основними вимогами до паливної системами літака є забезпечення надійної подачі палива в усі двигуни і ДСУ в усіх очікуваних умовах експлуатації на землі та у повітрі, простота в керуванні і зручність в обслуговуванні. Паливна система спроектована на основі паливної системи літака-прототипу Boeing-747 (див. додаток В). Вона побудована за принципом послідовного вироблення баків.

Спочатку паливо виробляється з центрального баку 12 двома насосами 15 через магістральні крани 3 одночасно чотирма двигунами. Після досягнення паливом в центральному баку мінімального рівня в роботу вмикаються насоси 10 головних внутрішніх баків (ГВБ). Довироблення залишків палива здійснюється

через зворотні клапани 11 за допомогою додаткових насосів 14, які перекачують паливо у насосні відсіки ГВБ.

За нормальної роботи насоси ГВБ живлять одночасно обидва двигуни своєї консолі. Коли кількість палива у ГВБ зрівняється з сумарною кількістю палива у головному зовнішньому 4 (ГЗБ) та у резервному баках 22 (РБ), магістральні крани 3 закриваються, в роботу вступають насоси 5 ГЗБ і двигуни починають отримувати автономне живлення. Переливні крани 21 РБ відкриваються для безперервного надходження палива у ГЗБ.

При знеструмленні паливної системи літака паливо поступає до двигунів самопливом через зворотні клапани. У зв'язку з великими об'ємами головних баків для забезпечення надійного безперервного живлення двигунів при еволюціях у них виділені насосні відсіки. Вони утворюються за допомогою перегородок із пластинчатими клапанами 8. У кінці польоту, коли у головних баках залишилась мала кількість палива, заповнення насосних відсіків здійснюється кількарізним кременням літака праворуч і ліворуч.

Для живлення допоміжної силової установки ДСУ у ГВБ лівої консолі передбачено додатковий насос 9. При відмові додаткового насоса паливо у ДСУ буде поступати через основні підкачувальні насоси ГВБ.

Для здійснення централізованої заправки у правому обтікачі шасі передбачено пульт керування заправкою і два штуцери заправки 18. У ЦБ і ГВБ встановлено по два крани заправки 21 з метою прискореного їх наповнення. У зв'язку з порівняно меншими об'ємами ГЗБ і РБ у них вирішено встановити по одному крану заправки.

Також літак оснащено системою аварійного зливу палива в польоті. Аварійне зливання здійснюється через чотири крани зливу 19, два у ЦБ і по одному у ГВБ за допомогою окремих насосів 20, які працюють лише при аварійному зливі. У закінцівці кожної консолі знаходиться кран скидання палива 23 в атмосферу.

Маса паливної системи (трубопроводів і арматури) отримана при проектуванні літака і складає:

$$m_{\text{ПСЛ}} = 0,0121 \cdot m_{\text{ЗЛ}} = 0,0121 \cdot 275876 = 3340 \text{ кг.}$$

1.6. Випадки відмов паливної системи

Конструктором повинні бути передбачені альтернативні варіанти живлення двигунів у випадку відмов їх підкачувальних насосів у баках. Вибір того, чи іншого варіанту залежить, насамперед, від кількості палива у баках на момент відмови.

1.6.1. Відмова насосів ГЗБ лівої консолі

Насоси ГЗБ вмикаються в роботу, коли зрівнюється кількість палива у ГВБ з ГЗБ і РБ. Це означає, що ЦБ пустий, а насоси ГВБ перемикаються з живлення обох двигунів на живлення 2-го двигуна.

Якщо насоси ГЗБ не вступили у роботу, магістральний кран 3 відкривається і насоси 10 знову починають жити обидва двигуни. Переливні крани починають перепускати паливо з ГЗБ у ГВБ самопливом.

При відсутності можливості повторного увімкнення насосів ГЗБ відкриваються переливні крани РБ і паливо через крани ГЗБ потрапляє у ГВБ.

Алгоритм відновлення живлення 4-го двигуна при відмові насосів ГЗБ правої консолі є аналогічним для елементів ГЗБ і РБ цієї консолі.

1.6.2. Відмова насосів ГВБ лівої консолі

Ця відмова може виникнути одразу після вироблення палива з ЦБ або впродовж польоту.

Якщо насоси ГВБ не вступили у роботу після спорожнення ЦБ, миттєво вмикаються насоси ГЗБ і через магістральні крани 3 починають жити обидва двигуни.

При відсутності можливості повторного увімкнення насосів ГВБ паливо за допомогою додаткових насосів 20 через кран аварійного зливу із ГВБ буде поступово перекачуватись у ГЗБ через його кран заправки.

Алгоритм відновлення живлення 3-го двигуна при відмові насосів ГВБ правої консолі є аналогічним для елементів ГЗБ цієї консолі.

1.6.3. Відмова насосів ЦБ

При відмові насосів ЦБ у ньому залишається певна кількість палива. Воно повинно бути вироблене спочатку. Тому, в роботу вступають насоси ГВБ, а перекачувальні насоси 14 починають подавати паливо у насосні відсіки ВГБ.

1.7. Розрахунок однієї з магістралей паливної системи

Для розрахунку обрано випадок живлення 1-го і 2-го двигунів від двох насосів внутрішнього головного бака лівої консолі. Це дасть змогу підібрати насоси не лише для насосних секцій ГВБ, але й для секцій ГЗБ, тому що магістраль подачі палива у два двигуни з ГВБ є довшою, ніж подача у два двигуни з ГЗБ.

Схематично магістраль живлення за таких умов виглядає наступним чином (рис. 1.3.):

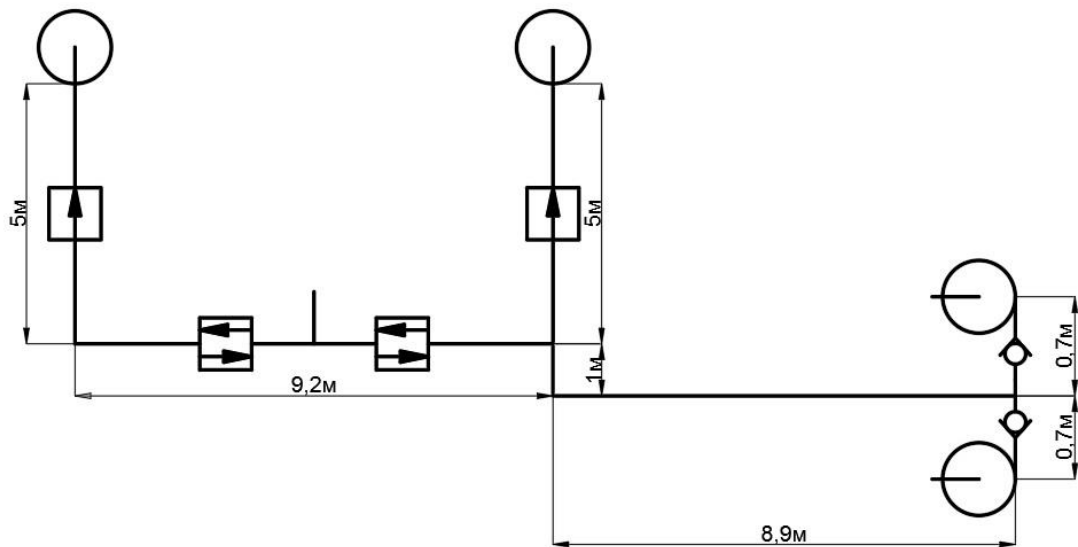


Рис. 1.3. Схема магістралі живлення двох двигунів насосами однієї секції
Вхідні дані для розрахунку наведено у таблиці 1.5.:

Таблиця 1.5.

Назва та розмірність параметрів	Позначення	Кількість елементів	Значення параметрів елементів	
			одного	усіх
Злітна тяга двигуна, кН	$R_{зл}$	4	193,43	773,72
Питома витрата палива двигуном на зліному режимі кг/Н·год	$C_{пзл}$	-	34,86	-
Густина палива, кг/м ³ : за температури +40°C за температури -50°C	$\rho_{п}$	-	762 835	-

Кінематична в'язкість палива, м ² /с за температури +40°C за температури -50°C	ν_{Π}	-	$1 \cdot 10^{-6}$ $7,9 \cdot 10^{-6}$	-
Тиск насиченої пари, кПа: за температури +40°C за температури -50°C	p_t	-	8,13 1,65	-
Кавітаційний запас насоса двигуна, МПа	$\Delta p_{\text{кав}}$	-	0,03	-
Швидкість потоку палива, м/с	V_{Π}	-	2,5	-
Експлуатаційне перевантаження: поперечне повздовжнє бокове	n_x n_y n_z	-	0 2,5 0,5	-
Коефіцієнти місцевих втрат тиску: зворотний клапан трійник коліно магістральний кран пожежний кран	ξ	-	2,5 0,4 2 3 2,5	-

Витрата палива двигуном на злітному режимі:

$$Q_{\text{дв зл}} = \frac{C_{\Pi \text{ зл}}}{\rho_{\Pi}} R_{\text{зл}} = \frac{34,86}{775 \cdot 3600} \cdot 193,43 \cdot 10^3 = 2,42 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}.$$

Швидкість потоку палива:

$$V_{\Pi} = 2,5 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Діаметр трубопроводів магістралі живлення на літаку за заданої швидкості потоку палива:

$$d_{\text{мжл}} = 2 \sqrt{\frac{n \cdot Q_{\text{дв зл}}}{k \cdot \pi V_{\Pi}}} = 2 \sqrt{\frac{2 \cdot 2,42 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 3,14 \cdot 2,5}} = 0,035 \text{ м}.$$

де, n – кількість двигунів, k – кількість насосів.

Діаметр трубопроводу магістралі живлення на двигуні:

$$d_{\text{мжд}} = 2 \sqrt{\frac{Q_{\text{дв зл}}}{\pi V_{\text{п}}}} = 2 \sqrt{\frac{2,42 \cdot 10^{-3}}{3,14 \cdot 2,5}} = 0,035 \text{ м.}$$

Користуючись сортаментом трубопроводів, для магістралей живлення на літаку та двигуні обрано трубопровід 36×35 (внутрішній діаметр 35 мм, зовнішній діаметр 36 мм).

Потрібний тиск на вході в підкачувальний насос двигуна визначається за формулою:

$$p_{\text{вх нд}} = 1,25p_t + \Delta p_{\text{кав.}}$$

При температурі +40°C:

$$p_{\text{вх нд}} = 1,25 \cdot 8130 + 30000 = 40162,5 \text{ Па} = 0,0402 \text{ МПа.}$$

При температурі -50°C:

$$p_{\text{вх нд}} = 1,25 \cdot 1650 + 30000 = 32062,5 \text{ Па} = 0,0321 \text{ МПа.}$$

При температурі +40°C:

$$p_{\text{вх нд}} = 1,25 \cdot 8130 + 30000 = 40162,5 \text{ Па} = 0,0402 \text{ МПа.}$$

При температурі -50°C:

$$p_{\text{вх нд}} = 1,25 \cdot 1650 + 30000 = 32062,5 \text{ Па} = 0,0321 \text{ МПа.}$$

Масові втрати тиску, зумовлені поперечним перевантаженням:

$$\Delta p_{\text{мас}} = n_y l_y \rho_{\text{п}} g.$$

При температурі +40°C:

$$\Delta p_{\text{мас}} = 2,5 \cdot 4 \cdot 762 \cdot 9,81 = 74752,2 \text{ Па} = 0,0748 \text{ МПа.}$$

При температурі -50°C:

$$\Delta p_{\text{мас}} = 2,5 \cdot 4 \cdot 835 \cdot 9,81 = 81913,5 \text{ Па} = 0,0819 \text{ МПа.}$$

Числа Рейнольдса:

$$Re = \frac{V_{\Pi} d}{\nu_{\Pi}}$$

При температурі +40°C:

$$Re = \frac{2,5 \cdot 0,035}{1 \cdot 10^{-6}} = 87500.$$

При температурі -50°C:

$$Re = \frac{2,5 \cdot 0,035}{7,9 \cdot 10^{-6}} = 11076.$$

Коефіцієнти опору тертя:

$$\lambda_{\text{тер}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{Re}}$$

При температурі +40°C:

$$\lambda_{\text{тер}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{87500}} = 0,018.$$

При температурі -50°C:

$$\lambda_{\text{тер}} = \frac{0,316}{\sqrt[4]{11076}} = 0,031.$$

Поділ магістралі на ділянки проведено наступним чином (рис. 1.4.):

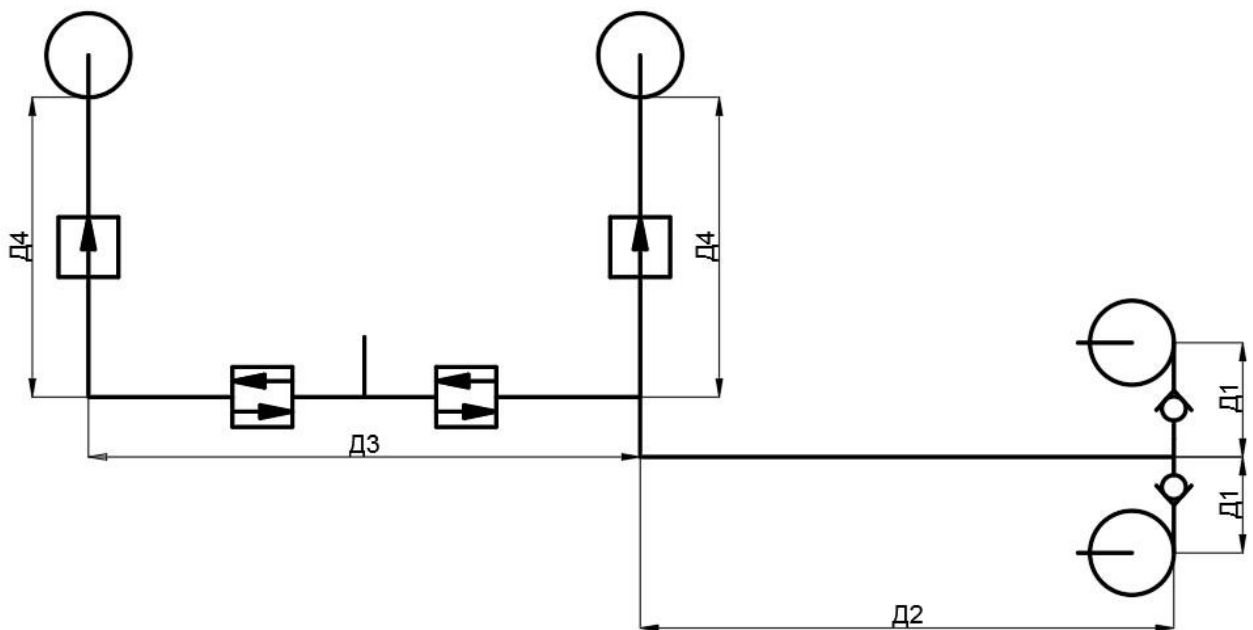


Рис. 1.4. Схема поділу магістралі на ділянки.

Приведені коефіцієнти гідравлічних втрат:

$$K_{\text{пр}} = \frac{4}{\pi d^2} \sqrt{\lambda_{\text{тер}} \frac{l_i}{d} + \Sigma \xi}.$$

Ділянка 1:

$$\text{при } + 40^\circ\text{C} \quad K_1 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,018 \cdot \frac{0,7}{0,035} + 2,5} = 1659 \frac{1}{\text{м}^2},$$

$$\text{при } - 50^\circ\text{C} \quad K_1 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,031 \cdot \frac{0,7}{0,035} + 2,5} = 1837 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Ділянка 2:

$$\text{при } + 40^\circ\text{C} \quad K_2 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,018 \cdot \frac{9,9}{0,035} + 2} = 2591 \frac{1}{\text{м}^2},$$

$$\text{при } - 50^\circ\text{C} \quad K_2 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,031 \cdot \frac{9,9}{0,035} + 2} = 3412 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Ділянка 3:

$$\text{при } + 40^\circ\text{C} \quad K_3 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,018 \cdot \frac{9,2}{0,035} + 3 \cdot 2 + 0,4} = 3260 \frac{1}{\text{м}^2},$$

$$\text{при } - 50^\circ\text{C} \quad K_3 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,031 \cdot \frac{9,2}{0,035} + 3 \cdot 2 + 0,4} = 3966 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Ділянка 4:

$$\text{при } + 40^\circ\text{C} \quad K_4 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,018 \cdot \frac{5}{0,035} + 2,5} = 2198 \frac{1}{\text{м}^2},$$

$$\text{при } - 50^\circ\text{C} \quad K_4 = \frac{4}{3,14 \cdot 0,035^2} \sqrt{0,031 \cdot \frac{5}{0,035} + 2,5} = 2737 \frac{1}{\text{м}^2}.$$

Формула для обчислення приведенного коефіцієнту гідравлічних втрат для послідовного з'єднання:

$$K_{\Sigma\text{пр}} = \sqrt{K_1^2 + K_2^2 + K_3^2}.$$

Формула для обчислення приведенного коефіцієнту гідравлічних втрат для паралельного з'єднання:

$$K_{\Sigma\text{пр}} = \frac{K_1 \cdot K_2}{K_1 + K_2}$$

Приведений коефіцієнт гідравлічних втрат послідовно-паралельного з'єднання магістралей системи живлення паливом двох двигунів насосною секцією одного баку:

$$K_{\Sigma\text{пр}} = \sqrt{\left(\frac{K_4 \sqrt{K_4^2 + K_3^2}}{K_4 + \sqrt{K_4^2 + K_3^2}}\right)^2 + K_2^2 + \left(\frac{K_1}{2}\right)^2}$$

При +40°C:

$$K_{\Sigma\text{пр}} = \sqrt{\left(\frac{2198 \sqrt{2198^2 + 3260^2}}{2198 + \sqrt{2198^2 + 3260^2}}\right)^2 + 2591^2 + \left(\frac{1659}{2}\right)^2} = 3064 \frac{1}{\text{м}^2}$$

При -50°C:

$$K_{\Sigma\text{пр}} = \sqrt{\left(\frac{2737 \sqrt{2737^2 + 3966^2}}{2737 + \sqrt{2737^2 + 3966^2}}\right)^2 + 3412^2 + \left(\frac{1837}{2}\right)^2} = 3941 \frac{1}{\text{м}^2}$$

Гідравлічні втрати тиску:

$$\Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \rho_{\text{п}} K_{\Sigma\text{пр}}^2 (Q_{\text{дв зл}})^2,$$

$$\text{при } +40^\circ\text{C} \quad \Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 762 \cdot 3064^2 \cdot 0,00242^2 = 0,0209 \text{ МПа},$$

$$\text{при } -50^\circ\text{C} \quad \Delta p_{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot 835 \cdot 3941^2 \cdot 0,00242^2 = 0,0380 \text{ МПа}.$$

Подача і тиск за живлення двох двигунів двома підкачувальними насосами:

$$Q_{\text{нп}} = Q_{\text{дв зл}} = 2,42 \cdot 10^{-3} \frac{\text{м}^3}{\text{с}},$$

$$p_{\text{нп}} = p_{\text{вх нд}} + \Delta p_{\text{мас}} + \Delta p_{\Gamma},$$

$$\text{при } +40^\circ\text{C} \quad p_{\text{нп}} = 0,0402 + 0,0748 + 0,0209 = 0,1359 \text{ МПа},$$

$$\text{при } -50^\circ\text{C} \quad p_{\text{нп}} = 0,0321 + 0,0819 + 0,0380 = 0,1520 \text{ МПа}.$$

1.8. Підбір підкачувального насоса

Лопатеві насоси, незважаючи на дещо менший ККД, мають суттєві переваги над об'ємними. Вони можуть працювати на великих частотах обертів робочого колеса, тому вони забезпечують значно більшу подачу, ніж об'ємні, за однакової маси і габаритів. Відсутність у них зворотно-поступального руху набагато спрощує з'єднання з приводом. Лопатеві насоси забезпечують рівномірність потоку та усувають пульсації тиску без застосування регулювальних пристроїв.

За отриманими в попередньому розрахунку даними (надлишковий тиск на виході насоса $1,52 \cdot 10^2$ кПа і подача насоса $8,7$ м³/год) за допомогою напірних характеристик відцентрових насосів (рис. 1.5.) було підібрано відцентровий насос ЕВН-325.

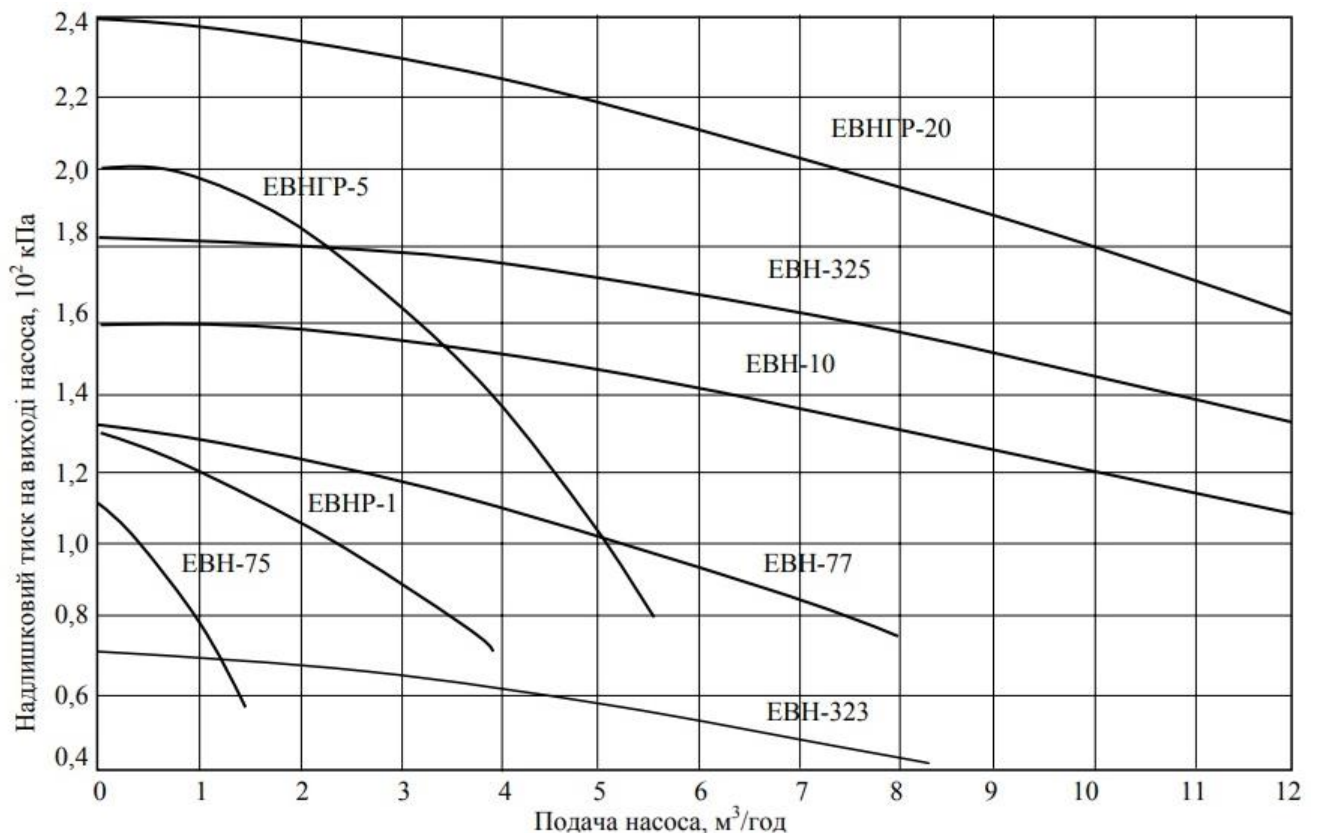


Рис. 1.5. Напірні характеристики широко застосовуваних ЕВН

Важливо, що при паралельному підключенні насосів, як це виконано у ЦБ, ГВЗ і ГЗБ, до паливної магістралі при заданій подачі надлишкового тиску подача подвоюється.

Основний вузол насоса (рис. 1.6.) складається з профільованого корпусу 10, зведеного лопаткового колеса 9 і гвинтового шнека 8, посаджених на вал 4 з ущільненням 1 з обох боків.

Установка зведеного лопаткового колеса перед шнеком покращує антикавітаційні властивості насоса шляхом пониження відносної швидкості палива на вході в шнек в результаті закрутки потоку, створення підпору перед шнеком і відкиданням в радіальному напрямку бульбашок повітря і парів палива.

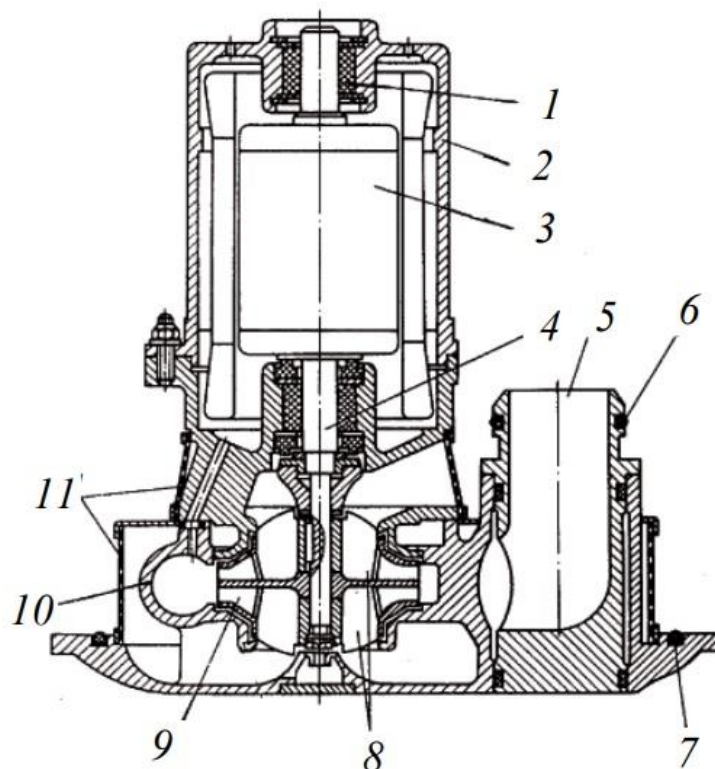


Рис. 1.6. Схема конструкції EBH-325

Приводом служить електродвигун 3 змінного струму напругою 200В і частотою 400Гц. Електромотор встановлено в кожух 2, який закріплений на корпусі хитального вузла. Під час роботи насоса паливо у невеликій кількості протікає крізь отвори в корпусі у порожнину між мотором та кожухом і витікає в бак, що забезпечує безперервне охолодження електромотора.

На вході палива у насос передбачено захисну сітку 11 для запобігання потраплянню в насос сторонніх предметів.

Для забезпечення герметичності на вихідному патрубку 5 і на фланці насоса встановлені ущільнювальні кільця 6 та 7.

1.9. Висотність паливної системи

Висотність паливної системи – це її здатність забезпечувати надійне живлення двигунів паливом в очікуваних умовах експлуатації на максимальній розрахунковій висоті, обмеженій аеродинамічними характеристиками літака. Для цього застосовується підкачування палива баковими насосами.

За працюючих насосів висотність паливної системи обмежується мінімальним тиском на вході в паливний насос, до якого забезпечується його без кавітаційна робота.

Мінімальний тиск складається з атмосферного тиску і перепаду тиску від наддування, сума яких повинна бути більшою за суму тисків насиченої пари палива, кавітаційного запасу та швидкісного напору на вході:

$$p_h + \Delta p_6 \geq 1,25 \cdot p_t + \Delta p_{\text{кав.н.п.}} + \frac{\rho_{\text{п}} V_{\text{п вх}}^2}{2}.$$

Для визначення висотності підкачуючи насосів паливної системи за роботи на паливі ТС-1 при температурі +20°C необхідно визначити їх кавітаційний запас:

$$\begin{aligned} \Delta p_{\text{кав.н.п.}} &= 10 \rho_{\text{п}} g \left(\frac{n_{\text{к}}}{C} \right)^{4/3} Q_{\text{н.п.}}^{2/3} = 10 \cdot 776 \cdot 9,81 \cdot \left(\frac{7500}{1200} \right)^{4/3} 0,00242^{2/3} = \\ &= 15797 \text{ Па} = 0,0158 \text{ МПа}, \end{aligned}$$

де, $n_{\text{к}}$ – частота обертів, C – кавітаційний коефіцієнт (1200 – 2500).

Мінімальний атмосферний тиск, до якого забезпечується без кавітаційна робота підкачувальних насосів:

$$\begin{aligned} p_h &= 1,25 \cdot p_t + \Delta p_{\text{кав.н.п.}} + \frac{\rho_{\text{п}} V_{\text{п вх}}^2}{2} - \Delta p_6 = \\ &= 1,25 \cdot 5,16 \cdot 10^{-3} + 0,0158 + \frac{776 \cdot 2,5^2}{2} \cdot 10^{-6} - 0,0015 = 0,0233 \text{ МПа}. \end{aligned}$$

Залежність атмосферного тиску від висоти польоту виражається формулою:

$$p_h = p_{h=0} \cdot e^{-0,125h},$$

де, h – висота польоту в км.

Тоді, висота до якої забезпечується без кавітаційна робота підкачувальних насосів за даних умов:

$$e^{-0,125h} = \frac{p_h}{p_{h=0}} = \frac{0,0233}{0,0981} = 0,2375,$$

$$-0,125h = \ln 0,2375 = -1,4376,$$

$$h = \frac{-1,4376}{-0,125} = 11,5 \text{ км.}$$

До розрахунків висотності паливної системи також входить визначення надлишкового тиску, який мають створювати підкачувальні насоси на максимальній висоті польоту.

$$p_h = p_{h=0} e^{-0,125h_{max}} = 0,0981 \cdot e^{-0,125 \cdot 12} = 0,0219 \text{ МПа,}$$

$$\Delta p_{\text{нп min}} = \frac{\rho_{\text{п}} V_{\text{п маг}}^2}{2} + \Delta p_{\text{мас}} + \Delta p_{\text{Г}} + p_{\text{вх.нд}} - (p_h + \Delta p_{\text{б}}).$$

При +40°C:

$$\Delta p_{\text{нп min}} = \frac{762 \cdot 2,5^2}{2} \cdot 10^{-6} + 0,0748 + 0,0209 + 0,0402 - (0,0219 + 0,0015) = 0,1149 \text{ МПа.}$$

При -50°C:

$$\Delta p_{\text{нп min}} = \frac{828 \cdot 2,5^2}{2} \cdot 10^{-6} + 0,0812 + 0,0369 + 0,0321 - (0,0219 + 0,0015) = 0,1294 \text{ МПа.}$$

Отже, підкачувальний насос має створювати надлишковий тиск $\Delta p_{\text{нп}} \geq 0,13 \text{ МПа}$ в разі подачі $Q_{\text{н.п.}} = 8712 \text{ м}^3/\text{год}$ на висоті польоту $h = 12 \text{ км}$.

Здобуті розрахункові дані зведено до таблиці 1.6. Згідно вище наведених даних маємо висотність більше 12 км.

Таблиця 1.6.

$t_{\text{п}}, \text{ }^\circ\text{C}$	$h, \text{ км}$	$\rho_{\text{п}}, \text{ кг/м}^3$	$V_{\text{п.маг}}, \text{ м/с}$	$\Delta p_{\text{Г}}, \text{ МПа}$	$\Delta p_{\text{мас}}, \text{ МПа}$	$\Delta p_{\text{вх.нд.}}, \text{ МПа}$	$\Delta p_{\text{б}}, \text{ МПа}$
+40	12	762	2,5	0,0209	0,0748	0,0402	0,0015
-50	12	828	2,5	0,0369	0,0812	0,0321	0,0015

1.10. Магістраль заправки

На літаку передбачена можливість як централізованої заправки, так і дозаправка відкритим способом. Дозаправка є вимушеною вимогою із-за спрацювання кранів граничного рівня при заправці знизу.

Закрита заправка виконується за допомогою двох штуцерів заправки, які розміщені у правій ніші шасі. Подача палива від насоса заправника повинна бути не меншою 25 л/с крізь кожний штуцер заправки за тиску, що не перевищує 0,45 МПа та швидкості, не більшої за 8 м/с.

Баки заповнюються по чергово. Така заправка займає більше часу у порівнянні з одночасною, але при цьому є можливість вибіркового заповнення баків. Спочатку паливом заповнюється ЦБ одразу двома штуцерами заправки, кожен через свій кран. Після заповнення ЦБ кожен штуцер починає живити послідовно ГВБ, ГЗБ і РБ своєї консолі (рис. 1.7.).

Також трубопроводи магістралі заправки використовується при аварійному зливанні палива та у випадку перекачування палива у центральний бак.

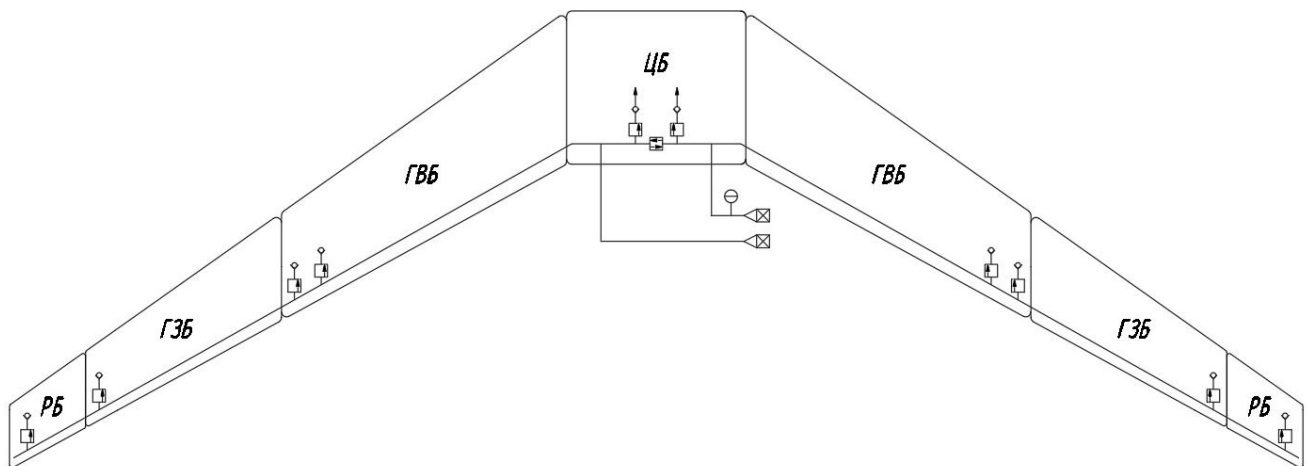


Рис. 1.7. Схема магістралей заправки.

Подача палива при закритій заправці змінюється за часом. Міра нерівномірності подачі визначається розміщенням вхідного штуцера на баку та здатності повітря стискатися у над паливному просторі бака.

Якщо штуцер розмістити у нижній частині бака або в нижній частині його стінки, то заправка буде проходити із меншим протитиском стовпа рідини. За малих діаметрів трубопроводу дренажу відбувається гальмування повітряного потоку та підвищення тиску в над паливному просторі (рис. 1.8.), тобто,

зменшення подачі палива. При розрахунках магістралей нерівномірністю подачі нехтують, і вважають, що подача Q є величиною сталою.

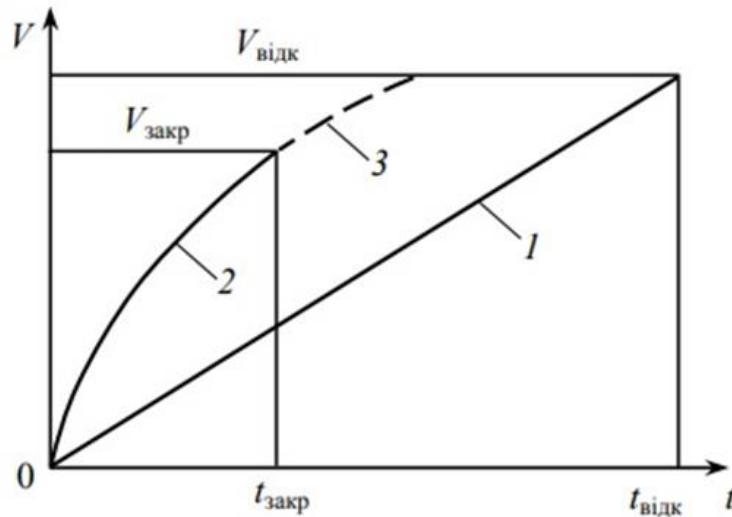


Рис. 1.8. Залежність заповнюваного об'єму баку від часу та способу заправки:
1,2 – відкрита та закрита заправки, 3 – відкрита дозаправка.

Час заповнення ЦБ:

$$\tau_{\text{ЦБ}} = \frac{W_{\text{Ц}}}{2Q_{\text{НЗ}}} = \frac{48}{2 \cdot 0,025} = 960 \text{ с} = 16 \text{ хв.}$$

Час заправки головних внутрішніх баків:

$$\tau_{\text{ГВБ}} = \frac{W_{\text{ГВБ}\Sigma}}{2Q_{\text{НЗ}}} = \frac{2 \cdot 26,8}{2 \cdot 0,025} = 1072 \text{ с} = 18 \text{ хв.}$$

Час заправки головних зовнішніх баків:

$$\tau_{\text{ГЗБ}} = \frac{W_{\text{ГЗБ}\Sigma}}{2Q_{\text{НЗ}}} = \frac{2 \cdot 11,8}{2 \cdot 0,025} = 472 \text{ с} = 8 \text{ хв.}$$

Час заправки резервних баків:

$$\tau_{\text{РБ}} = \frac{W_{\text{РБ}\Sigma}}{2Q_{\text{НЗ}}} = \frac{2 \cdot 5,2}{2 \cdot 0,025} = 208 \text{ с} = 3 \text{ хв } 30 \text{ с.}$$

Загальний час заправки літака паливом:

$$\tau_{\Sigma} = \tau_{\text{ЦБ}} + \tau_{\text{ГВБ}} + \tau_{\text{ГЗБ}} + \tau_{\text{РБ}} = 16 + 18 + 8 + 3,5 = 45 \text{ хв } 30 \text{ с.}$$

1.11. Магістраль аварійного зливу

Зливання палива проводиться в особливих аварійних випадках польоту, таких як передчасна посадка. Це зумовлено міцнісними характеристиками конструкції шасі, яка не розрахована на посадку літака з надлишковим запасом палива.

Паливо зливається за допомогою насосів аварійного зливання у ГВБ і підкачувальних насосів ЦБ через крани зливу у за кінцівках крила (рис. 1.9).

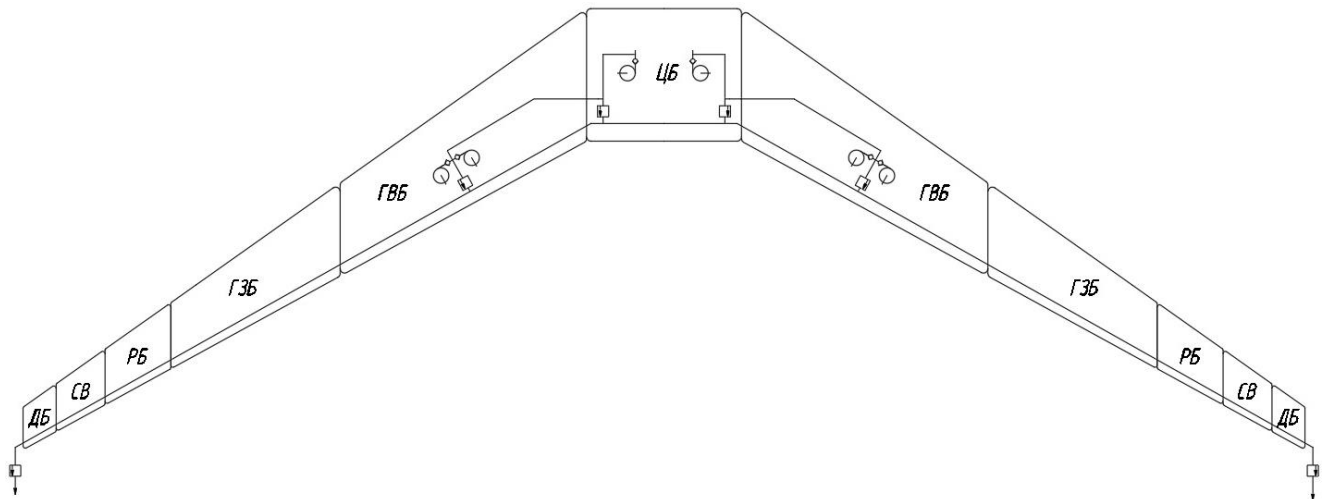


Рис. 1.9. Схема магістралі аварійного зливу.

При зливанні палива більше 30 000 л палива швидкість зливання має забезпечувати витрату не менше 2000 л/хв. Після зливання кількість палива повинна дорівнювати аеронавігаційному запасу.

Наприклад, при повному заправленні баків паливом необхідно злити увесь запас палива, розрахований на політ, який складає 88450 кг або 116 м³ палива.

При витраті 0,033 м³/с час аварійного зливу палива буде складати:

$$\tau_{\text{АЗ}} = \frac{W_{\text{ЗП}}}{2Q_{\text{АЗ}}} = \frac{116}{2 \cdot 0,033} = 1758 \text{ с} = 30 \text{ хв.}$$

При досягненні паливом значення аеронавігаційного запасу, в кабінку пілотів миттєво виводиться інформація про обмеження на аварійне зливання і крани зливу автоматично закриваються.

1.12. Система дренажу паливних баків

Система дренажу паливних баків призначена для підтримання в надпаливному просторі баків тиску в межах, які забезпечують надійне живлення двигунів паливом, безпечну заправку і зливання палива. Також система забезпечує збереження форми і міцності паливних баків як тонкостінних оболонок.

Стійкість баків-кесонів, як оболонок, вища при надлишковому тиску, ніж при розрідженні. Тому навіть невелике падіння тиску в баках відносно атмосфери є недопустимим. До того ж, при недостатньому тиску ускладнюється вироблення палива з баків.

Основними вимогами до систем дренажу є забезпечення однакового тиску у всіх баках, відсутність обмерзання або закупорення магістралей дренажу і неможливість скидання палива через дренажну систему.

Для літака розроблено відкриту систему дренажу, в якій надпаливний простір баків з'єднується з атмосферою (рис. 1.10.).

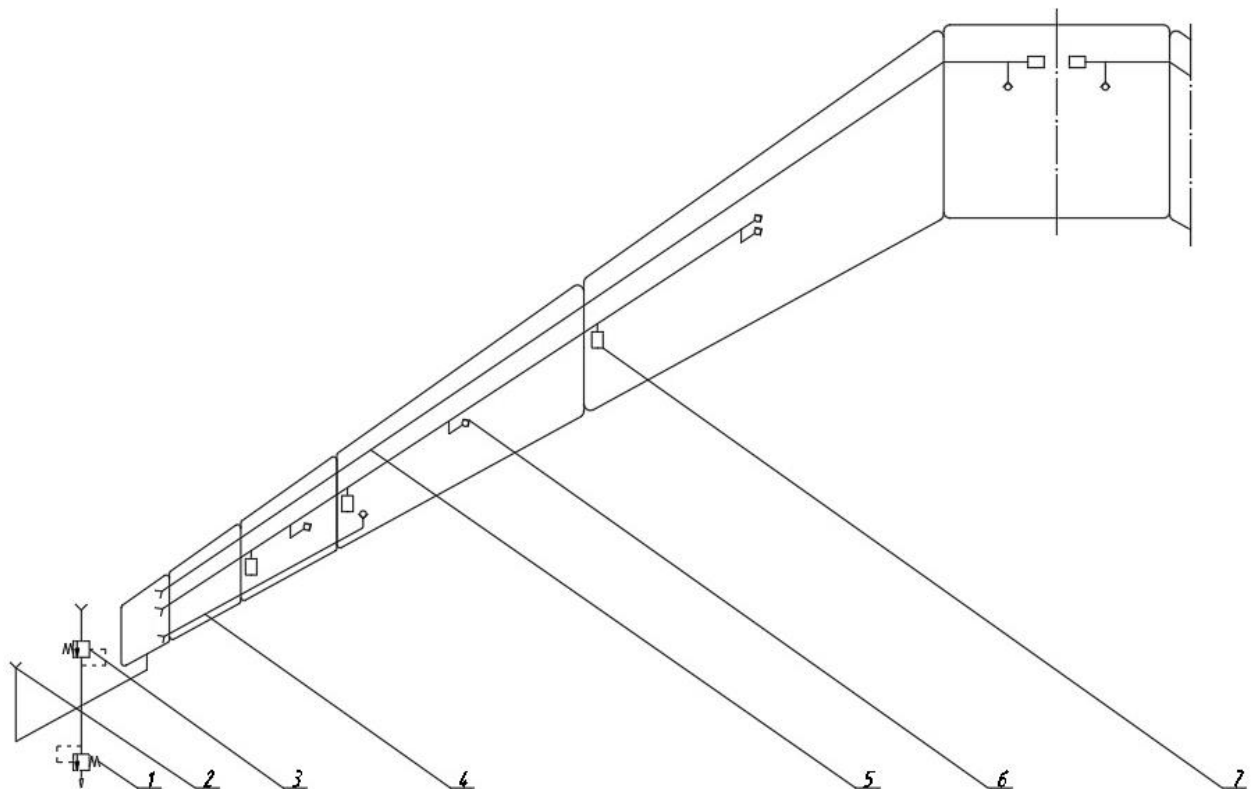


Рис. 1.10. Схема дренажної системи.

Центральний бак із дренажними з'єднано індивідуально, а ГВБ, ГЗБ і РБ – колекторним способом з ДБ свого півкрила.

Дренажні баки потрібні для збирання палива, що випадково потрапило через зворотні клапани 6 у дренажні трубопроводи при еволюціях літака. У разі переповнення ДБ, паливо автоматично перекачується через відвідний трубопровід 4 у ГЗБ. Для забезпечення дренажу бака, повністю заповнено паливом, і запобігання викиду палива через дренажний трубопровід 5, його підключають до верхньої частини бака, і виконують у вигляді петлі. Нижня частина петлі забезпечується дросельним отвором для відведення перелитого палива.

Якщо при еволюціях ЛА верхня частина заповненого паливом бака опуститься вниз і дренаж через основну систему буде неможливим – в роботу вступає додаткова система дренажу. Додатковий дренаж здійснюється через поплавкові клапани 7.

Мінімальний тиск (2...5 кПа) у системі дренажу паливних баків забезпечується за рахунок встановлення вакуумних клапанів 3, а для обмеження надлишкового тиску (більше 20...25 кПа) встановлюють запобіжні клапани 1. Вакуумний клапан дублює забірник повітря у випадку його обмерзання.

Забірники повітря 2 знаходяться у за кінцівках крила, встановлені проти набігаю чого потоку. Для запобігання обмерзанню забірники обігривають.

Швидкість руху повітря в дренажних трубопроводах сягає 25 – 30 м/с, а в магістралях живлення двигунів 2,5 м/с. Проте, це не означає, що дренажні трубопроводи можна виконувати з площею поперечного перерізу набагато меншою від паливних трубопроводів.

Це пов'язано з тим, що при екстремому зниженні літака паливні баки повинні встигнути наповнитись великою кількістю повітря (швидкість досягає декілька сотень метрів за секунду) для запобігання їх деформації. Аналогічно працює система відкритого типу при аварійному зливанні палива. При закритій заправці діаметр дренажного трубопроводу повинен бути достатнім для відведення повітря з над паливного простору для уникнення великого надлишкового тиску.

1.13. Комплекс вимірювання, керування та контролю паливної системи

Технічна досконалість та експлуатаційна надійність паливо вимірювального комплексу значною мірою впливає на експлуатаційну надійність паливної системи літака.

Комплекс паливо вимірювання та центрування призначений для:

- автоматичного керування заправкою згідно заданої кількості палива, закриття кранів заправки за сигналами датчиків-сигналізаторів рівня палива та індикації маси палива при заправці;
- виявлення у відстої паливних баків води;
- постійного вимірювання маси палива в кожному баку і сумарної маси палива на літаку;
- датчики повинні визначати кількість палива з точністю 2% при заправці і 2,5% при виробленні;
- індикації маси палива на дублювальних індикаторах для своєчасного перемикання черги вироблення палива;
- видачі сигналу на закриття магістрального крану;
- видачі сигналу несиметричного вироблення палива;
- сигналізація резервного запасу палива;
- видачі інформації про відмови під час вироблення палива;
- ручне керування паливною системою в разі несправності автоматичної системи;
- розрахунок центрування під час вироблення палива.

Паливо-вимірювальний комплекс складається з наступних елементів:

- паливо вимірювальні датчики;
- датчики-сигналізатори рівня палива;
- блоки електронних перетворювачів;
- цифрова обчислювальна машина;
- пульт індикації та ручного керування виробленням палива;
- пульт індикації та заправки.

1.14. Висновки до основної частини

Метою дипломного проектування була розробка паливної системи для дальньомагістрального пасажирського літака масою 275 т із дальністю з максимальним комерційним навантаженням 7500 км.

Згідно експлуатаційних умов літака обрано марку застосовуваного палива ТС-1 і наведено його основні характеристики. Розглянуто проблему розчинності води у паливі та різноманітні методи захисту паливної системи літака від низькотемпературних порушень її працездатності.

Визначено повний запас палива на політ, він складає 101 100 кг. Повний запас складається із суми витрачуваного в польоті палива (88 450 кг) і аеронавігаційного запасу (12 650 кг). В свою чергу, аеронавігаційний запас містить резервний запас палива (7 900 кг), компенсаційний запас (2 750 кг) і не вироблюваний залишок палива (2 000 кг). Додатковий запас палива, що витрачається на перед польотну підготовку складає 800 кг.

Паливо на літаку розміщується у кесонах крила та у центроплані. Кесон кожної консолі крила складається з трьох окремих баків: головного внутрішнього баку об'ємом 26,8 м³ і місткістю 20 000 кг, головного зовнішнього баку (11,8 м³, 8 850 кг) і резервного баку (5,2 м³, 3 950 кг). Центральний бак має об'єм 48 м³ і вміщує 35 500 кг палива.

Паливна система спроектована на основі паливної системи літака-прототипу Boeing-747 і відповідає основним вимогам НЛПЛ. Вона побудована за принципом послідовного вироблення баків і додатково містить систему аварійного зливу палива, яка суміщена із системою заправки. Розглянуто основні види можливих відмов, такі як окрема відмова насосів ГЗБ, ГВБ і ЦБ.

Розраховано одну з паливних магістралей – випадок живлення 1-го і 2-го двигунів від двох насосів ГВБ лівої консолі. Підібрано діаметр трубопроводів магістралей живлення і визначено необхідні параметри для підбору насоса.

За отриманими даними і напірними характеристиками різних насосів підібрано підкачувальний насос ЕВН-325, розглянуто його конструкцію і принцип дії.

Перевірено паливну систему на висотність, а саме визначено мінімальний атмосферний тиск на вході в підкачувальний насос (0,0233 МПа), при його роботі на паливі ТС-1 при температурі +20°C, і надлишковий тиск (0,13 МПа), який повинен створювати насос в разі подачі 8 712 м³/ год на максимальній висоті полоту 12 км.

Розроблено схему магістралі заправки і визначено порядок заповнення баків: спочатку за допомогою двох штуцерів заповнюється ЦБ, після кожен штуцер послідовно заповнює ГВБ, ГЗБ і РБ своєї консолі. Визначено час заповнення кожного баку і сумарний час повної заправки (45 хв 30с).

Спроектовано схему системи аварійного зливу. Паливо зливається із ЦБ основними насосами і ГВБ за допомогою додаткових насосів, які працюють тільки під час зливання. Крани зливу розташовані у за кінцівках крила. Швидкість зливання має забезпечувати витрату не менше 2000 л/хв. Визначено час аварійного зливу палива (30 хв) при витраті 0,033 м³/с 116 м³ палива, розрахованого на політ.

Наведено схему системи дренажу відкритого типу. В кінці кожної консолі крила розташовано дренажний бак. ЦБ із ДБ з'єднано індивідуально, а ГВБ, ГЗБ і РБ – колекторним способом. Додатковий дренаж паливних баків може здійснюватись через поплавкові клапани. Вакуумні клапани обмежують мінімальний тиск в системі дренажу (2...5 кПа), а запобіжні клапани – надлишковий тиск (більше 20...25 кПа).

Отримання інформації про актуальний стан паливної системи, можливість автоматичного або ручного керування нею та контроль параметрів здійснюється за допомогою комплексу вимірювання, керування і контролю паливної системи.

2. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

2.1. Проектування авіаційних відцентрових насосів

Завдяки відносно невеликій вазі і габаритам, енергетичним та кавітаційним характеристикам відцентрові насоси отримали широке розповсюдження в авіаційній техніці. Вони використовуються в паливних системах, системах охолодження і кондиціонування повітря, а також в різних допоміжних гідравлічних системах.

Грамотне проектування авіаційних відцентрових насосних агрегатів, специфічних по розрахунку і конструкціям, раціональний вибір типу агрегату і його правильна експлуатація мають велике значення для безвідмовної роботи літаків та вертольотів. Це потребує від інженерів та конструкторів, які проектують авіаційні насоси, паливні і гідравлічні системи, а також від літного та обслуговуючого інженерно-технічного складу не тільки знання особливостей конструкцій авіаційних відцентрових насосних агрегатів, а й розуміння теоретичних передумов, які визначають їх розрахунок, конструкцію, вибір і надійну експлуатацію.

Насьогодні при проектуванні відцентрових насосів широко використовується спеціалізоване програмне забезпечення. Застосування числових методів проектування дає можливість значно зменшити час розробки і покращити якість проектування проточних частин насосів.

Однією з передових і найпопулярніших у спеціалістів в сфері автоматизованих інженерних розрахунків є універсальна програмна система скінчено-елементного аналізу ANSYS. У середовищі Ansys Workbench існує пакет програмних додатків і функцій для проектування TurboSystem, який дозволяє оптимально розробити геометрію відцентрового насосу і провести аналіз поведінки потоку в насосі.

					<i>НАУ 20.18.18.03. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Спеціальна частина</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>						
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						
						<i>ЛВ-201М</i>		

2.2. Вибір підходу до проектування власного відцентрового насоса

В результаті розрахунку однієї з магістралей паливної системи були отримані значення потрібного надлишкового тиску на вході в насос і потрібного напору. За значеннями цих параметрів по напірним характеристикам широко застосовуваних ЕВН було підібрано насос ЕВН-325 і коротко розглянуто його конструкцію.

В ході вибору теми спеціально частини дипломної роботи було прийнято рішення спроектувати власний відцентровий насос, що буде задовольняти вимоги розрахунку і мати певні переваги над ЕВН-325.

Для здійснення попереднього проектного розрахунку було проведено пошук характеристик насоса ЕВН-325 у загальнодоступних інтернет-джерелах. В каталозі Дніпропетровського агрегатного заводу (АО «ДАЗ») Частині 1 Продукція спеціального призначення було знайдено наступні характеристики ЕВН-325:

С 3-х ФАЗНЫМ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕМ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА
WITH THE 3-PHASE A.C. ELECTROMOTOR
Uл = 200 V, f = 400 Hz

Изделие Article	Q	ΔP не менее по less кг/см ²	I не более по more А	n не менее по less мин ⁻¹	Рабочая жидкость Working liquid	m не более по more кг	D
	л/час						мм
герметичные внутрибачковые / located inside a tank (pressurized)							
ЭЦН-325	12 000	1,25	8,3	5 500	--	5,80	243 x 234 x Ø192

Рис. 2.1. Характеристики ЕВН-325 з каталогу АО «ДАЗ».

Відсутність інших геометричних характеристик ЕВН-325 (крім габаритних) у відкритому доступі ускладнювало підбір параметрів при розробці власного насоса, тому було прийнято рішення провести розробку насоса за наступним алгоритмом:

1. Провести попередній проектувальний розрахунок меридіанного перерізу відцентрового насоса за методикою А.А. Ломакіна.
2. За отриманими даними провести наближений розрахунок геометричних характеристик насоса у додатку CPD TurboSystem Ansys.
3. Провести уточнюючий проектувальний розрахунок геометричних характеристик насоса.

2.3. Попередній проектувальний розрахунок меридіанного перерізу відцентрового насоса за методикою А.А. Ломакіна

Вихідні дані для попереднього проектувального розрахунку:

Таблиця 2.1.

Параметр	Позначення	Одиниці вимірювання	Значення
Витрата	Q	м ³ /с	2,42·10 ⁻³
Частота обертів	n	об/хв	5500
Густина ТС-1 при T = -50°C	ρ	кг/м ³	835
Перепад тиску, створюваний насосом при T = -50°C	p _{нп}	МПа	0,152

1. Напір насоса:

$$H = \frac{p_{\text{нп}}}{\rho g} = \frac{15200}{835 \cdot 9,81} = 18,6 \text{ м.}$$

2. Коефіцієнт швидкохідності:

$$n_s = 3,65 \cdot n \cdot \frac{\sqrt{Q}}{H^{\frac{3}{4}}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{1000}} = 3,65 \cdot 5500 \cdot \frac{\sqrt{2,42 \cdot 10^{-3}}}{18,6^{\frac{3}{4}}} \cdot \sqrt{\frac{835}{1000}} = 101.$$

3. Приведений діаметр:

$$D_{1\text{пр}} = (4 \div 4,5) \cdot 100 \cdot \sqrt[3]{\frac{Q}{n}} = 4,0 \cdot 100 \cdot \sqrt[3]{\frac{2,42 \cdot 10^{-3}}{5500}} = 30,4 \text{ мм.}$$

4. Гідравлічний ККД:

$$\eta_{\text{г}} = 1 - \frac{0,42}{(\lg D_{1\text{пр}} - 0,172)^2} = 1 - \frac{0,42}{(\lg(30,4) - 0,172)^2} = 0,76.$$

5. Об'ємний ККД:

$$\eta_o = \frac{1}{(1 + 0,68 \cdot n_s^{-2/3})} = \frac{1}{(1 + 0,68 \cdot 101^{-\frac{2}{3}})} = 0,94.$$

6. Механічний ККД:

$$\eta_M = \frac{1}{1 + 35 \cdot n_s^{-1,3}} - (0,01 \div 0,03) = \frac{1}{1 + 35 \cdot 101^{-1,3}} - 0,02 = 0,90.$$

7. Повний ККД:

$$\eta = \eta_r \cdot \eta_o \cdot \eta_M = 0,76 \cdot 0,94 \cdot 0,90 = 0,64.$$

8. Потужність на валу насоса:

$$N = \frac{\rho g Q H}{1000 \eta} = \frac{835 \cdot 9,81 \cdot 0,00242 \cdot 18,6}{1000 \cdot 0,64} = 0,576 \text{ кВт.}$$

9. Максимальна потужність на валу насоса:

$$N_{max} = (1,3 \div 1,4) N = 1,4 \cdot 0,576 = 0,806 \text{ кВт.}$$

10. Діаметр валу:

$$d_B = 160 \cdot \sqrt[3]{\frac{N}{n}} = 160 \cdot \sqrt[3]{\frac{0,576}{5500}} = 7,54 \text{ мм.}$$

Приймаю діаметр валу рівним 8 мм.

11. Діаметр втулки робочого колеса:

$$d_{BT} = (1,2 \div 1,4) \cdot d_B = 1,4 \cdot 8 = 11,2 \text{ мм.}$$

Приймаю діаметр втулки робочого колеса рівним 11 мм.

12. Подача колеса:

$$Q_K = \frac{Q}{\eta_o} = \frac{0,00242}{0,94} = 0,00257 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}.$$

13. Швидкість потоку на вході:

$$V_0 = (0,06 \div 0,08) \sqrt[3]{Q_K \cdot n^2} = 0,07 \cdot \sqrt[3]{0,00257 \cdot 5500^2} = 2,99 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

14. Діаметр вхідного отвору колеса:

$$D_0 = \sqrt{\frac{4 \cdot Q_k}{\pi \cdot V_0} + d_{\text{BT}}^2} = \sqrt{\frac{4 \cdot 2,57 \cdot 10^{-3}}{3,14 \cdot 2,99} + 0,011^2} = 34 \text{ мм.}$$

15. Радіус середньої точки вхідної кромки лопаті:

$$R_1 = (0,9 \div 0,6) \frac{D_0}{2} = 0,85 \cdot \frac{34}{2} = 14,4 \text{ мм.}$$

16. Переносна швидкість на вході:

$$u_1 = \frac{2\pi R_1 n}{60} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,0144 \cdot 5500}{60} = 8,3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

17. Теоретичний напір:

$$H_T = \frac{H}{\eta_r} = \frac{18,6}{0,76} = 24,5 \text{ м.}$$

18. Переносна швидкість на виході:

$$u_2 = \sqrt{\frac{g H_T}{1,87 n_s^{-0,28}}} = \sqrt{\frac{9,81 \cdot 24,5}{1,87 \cdot 101^{-0,28}}} = 21,62 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

19. Радіус зовнішньої окружності колеса:

$$R_2 = \frac{30 u_2}{\pi n} = \frac{30 \cdot 21,62}{3,14 \cdot 5500} = 37,5 \text{ мм.}$$

20. Ширина каналу на виході:

$$b_2 = 0,07 \cdot 2 \cdot R_2 \cdot \left(\frac{n_s}{100}\right)^{\frac{4}{3}} = 0,07 \cdot 2 \cdot 37,5 \cdot \left(\frac{101}{100}\right)^{\frac{4}{3}} = 5,33 \text{ мм.}$$

21. Меридіанна складова абсолютної швидкості:

$$u'_{m2} = \frac{Q_k}{2\pi R_2 b_2} = \frac{2,57 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,0375 \cdot 0,00533} = 2,05 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

2.4. Наближений розрахунок геометричних характеристик насоса у додатку CPD TurboSystem Ansys

В результаті попереднього проектувального розрахунку за методикою А.А. Ломакіна були отримані необхідні значення параметрів для подальшого наближеного розрахунку у додатку CPD TurboSystem Ansys Vista Centrifugal Pump Design 2020 R2. Вікна з потрібними вхідними параметрами для здійснення програмного розрахунку зображено на рис.2.2 і рис.2.3:

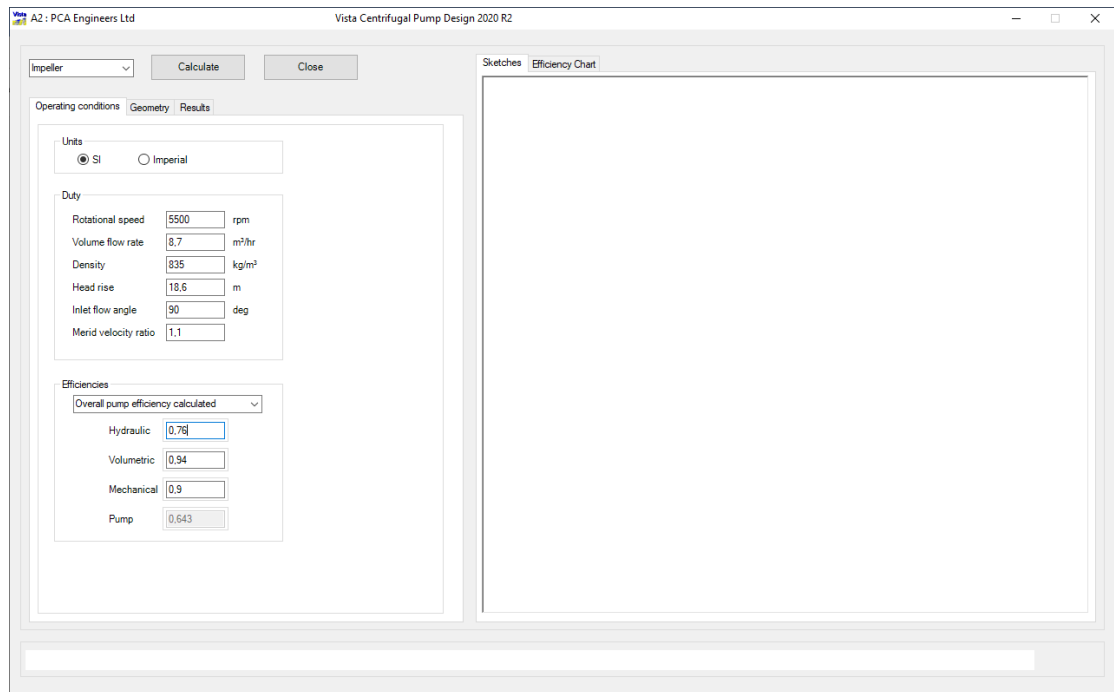


Рис.2.2. Вікно 1 для вводу вхідних параметрів Vista CPD R2.

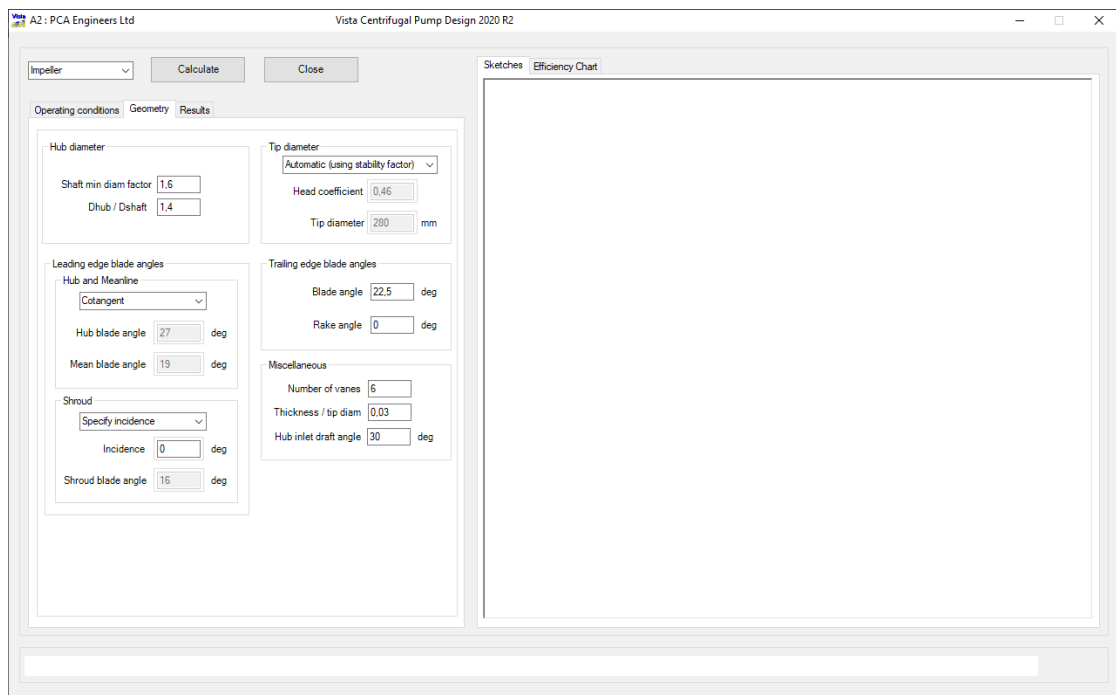


Рис.2.3. Вікно 2 для вводу вхідних параметрів Vista CPD R2.

В результаті програмного розрахунку за введеними даними були отримані наступні результати (рис. 2.4. і рис. 2.5.):

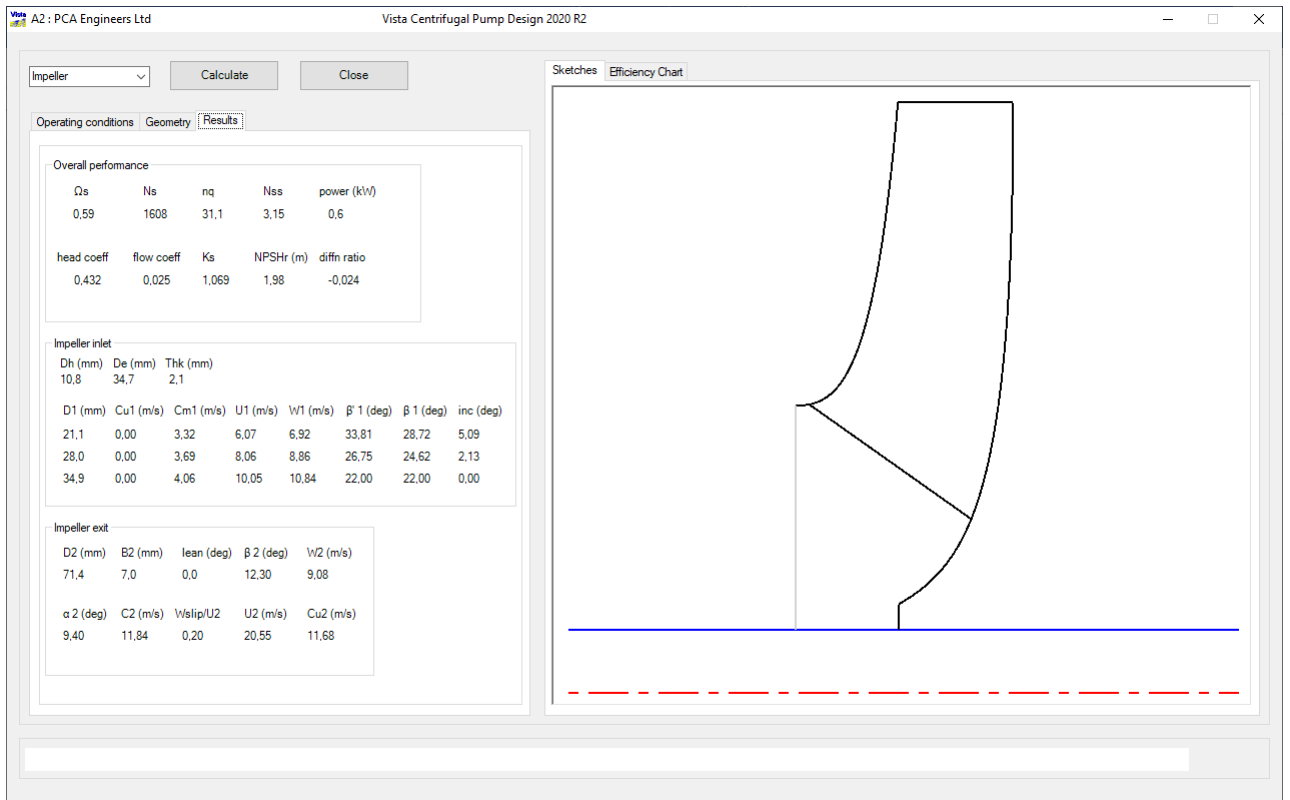


Рис.2.4. Вікно 1 Vista CPD R2 з результатами розрахунку.

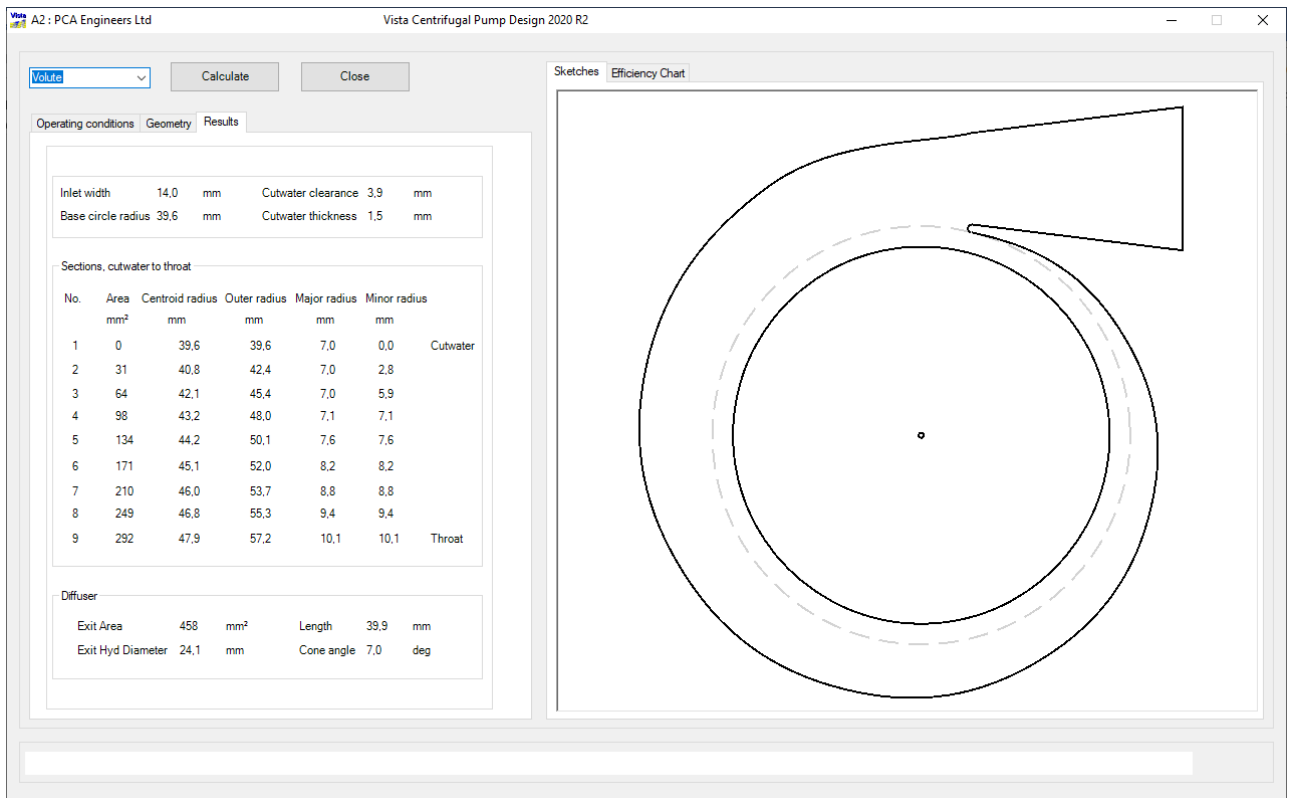


Рис.2.5. Вікно 2 Vista CPD R2 з результатами розрахунку.

В Таблицю 2.2. для порівняння зведено значення параметрів, отриманих при ручному розрахунку за методом А.А. Ломакіна і програмного розрахунку Vista CPD R2 Ansys. Як видно зі стовбця похибок, всі параметри крім ширини каналу b_2 на виході мають значення $\leq 5\%$, що є допустимою похибкою при проектному розрахунку.

Таблиця 2.2.

Розрахунок по А.А. Ломакіну	Розрахунок за допомогою Vista Centrifugal Pump Design 2020 R2	Похибка
$N = 0,576$	$N = 0,6$	4%
$d_{вТ} = 11$	$d_{вТ} = 10,8$	2%
$R_1 = 14,4$	$R_1 = 14,05$	1%
$u_1 = 8,3$	$u_1 = 8,09$	2%
$R_2 = 37,56$	$R_2 = 35,7$	5%
$b_2 = 5,33$	$b_2 = 7$	24%
$u_2 = 21,62$	$u_2 = 20,58$	5%

Причиною такої великої похибки є те, що в попередньому проектувальному розрахунку визначенню не підлягали такі параметри, як кількість лопаток, їх товщина, кути на передній та задній кромках.

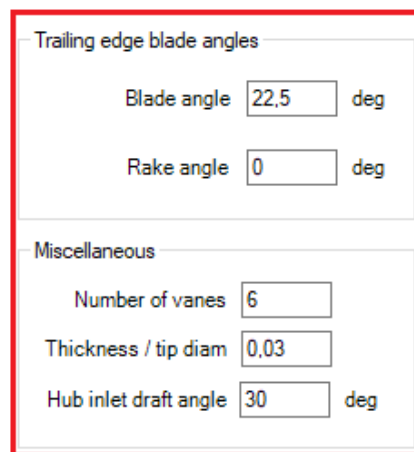


Рис. 2.6.

Вони були прийняті такими, якими їх по стандарту пропонувала програма (рис.2.6.). Тому, в результаті наступного уточнюючого розрахунку ці параметри повинні бути визначені.

2.5. Уточнюючий проектувальний розрахунок геометричних характеристик відцентрового насоса.

Для уточнення значення кута β_2' (Blade angle) задаємо наступними вхідними параметрами, отриманими в результаті попередніх розрахунків:

Таблиця 2.3.

Параметр	Позначення	Одиниці вимірювання	Значення
Витрата	Q	$\text{м}^3/\text{с}$	$2,42 \cdot 10^{-3}$
Радіус зовнішньої окружності колеса	R_2	мм	35,7
Ширина каналу на виході	b_2	мм	5,33
Об'ємний ККД	η_0	-	0,94
Коефіцієнт стиснення потоку на виході	ψ_2	-	0,432
Теоретичний напір	H_T	м	24,5
Переносна швидкість на виході	u_2	м/с	20,58

1. Із формули ширини каналу на виході

$$b_2 = \frac{Q}{2\pi \cdot r_2 \cdot V_{2м} \cdot \eta_0 \cdot \psi_2}$$

визначаємо значення меридіанної складової швидкості на виході з колеса:

$$V_{2м} = \frac{Q}{2\pi \cdot R_2 \cdot b_2 \cdot \eta_0 \cdot \psi_2} = \frac{0,00242}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,0357 \cdot 0,00533 \cdot 0,94 \cdot 0,432} = 4,99 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

2. Із формули окружної швидкості на виході з колеса

$$u_2 = \frac{V_{2м}}{2 \cdot \text{tg}\beta_2'} + \sqrt{\left(\frac{V_{2м}}{2 \cdot \text{tg}\beta_2'}\right)^2 + g \cdot H_T}$$

Вирішуємо рівняння відносно β_2' :

$$20,58 = \frac{4,99}{2 \cdot \text{tg}\beta_2'} + \sqrt{\left(\frac{4,99}{2 \cdot \text{tg}\beta_2'}\right)^2 + 9,81 \cdot 24,5}$$

$$\beta_2' = 29^\circ 30'$$

Перевіряємо, як зміниться значення ширини каналу на виході b_2 при заданні вхідного параметру β_2 (рис.2.7).

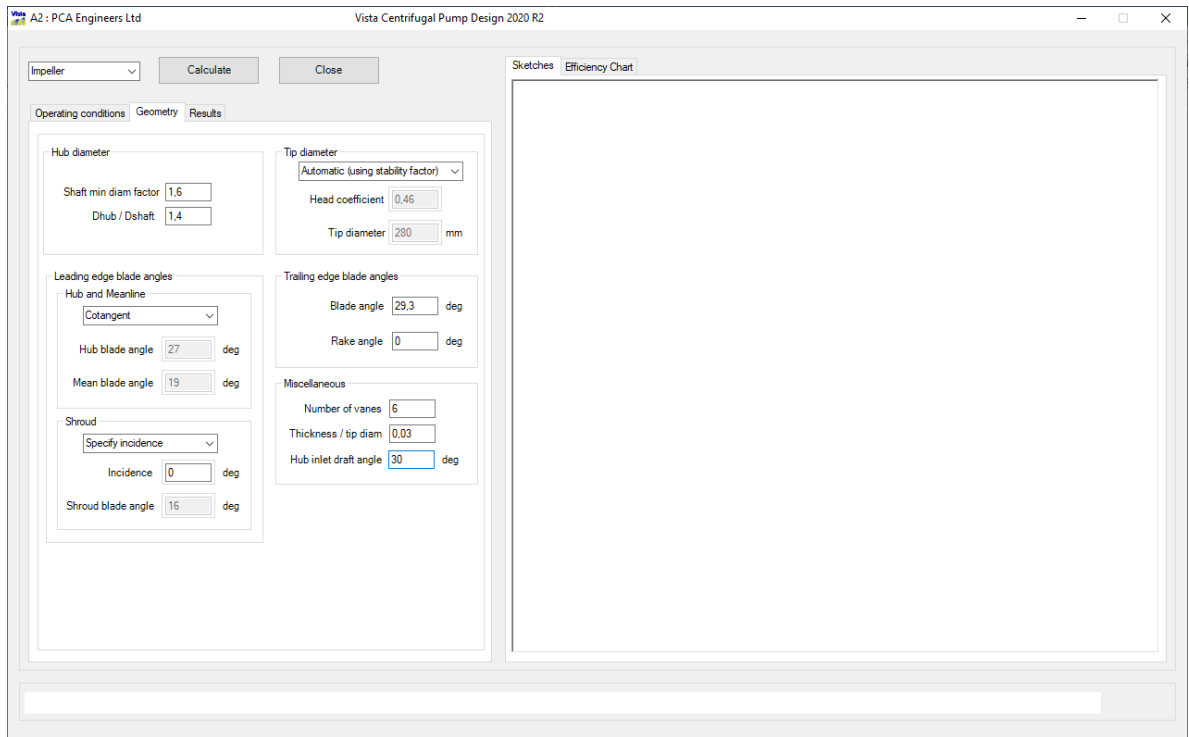


Рис. 2.7. Задання куту β_2 .

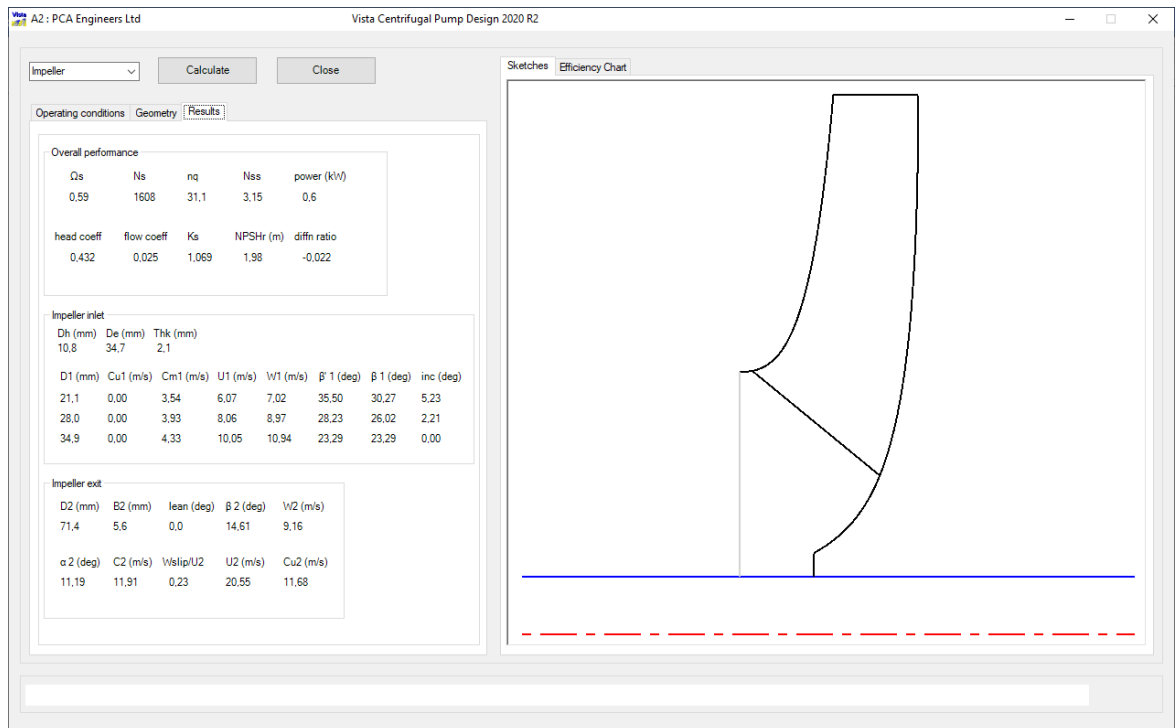


Рис. 2.8. Отримані результати.

В результаті уточнюючого проектувального розрахунку геометричних характеристик відцентрового насоса розраховане вручну значення ширини каналу на виході обчислене програмою з допустимою похибкою у 5% (рис.2.8).

2.6. Висновки до спеціальної частини.

В результаті проведених ручних і програмних розрахунків можна зробити висновок, що обраною методикою можна провести попереднє проектування відцентрового насоса з достатньою точністю.

Описанню підлягав один з перших етапів попереднього проектування, що дозволив отримати наближені значення енергетичних і геометричних параметрів робочого колеса. Наступне використання програмних додатків TurboSystem Ansys дає можливість допрацювати геометрію насоса і покращити його первісні характеристики (рис. 2.9. і рис. 2.10.).

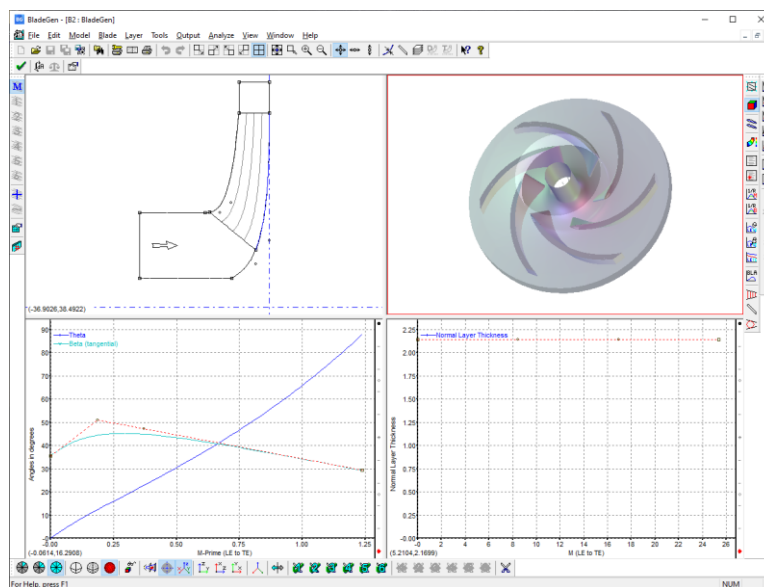


Рис.2.9. Зображення робочого колеса проектного насоса в додатку Blade Design.

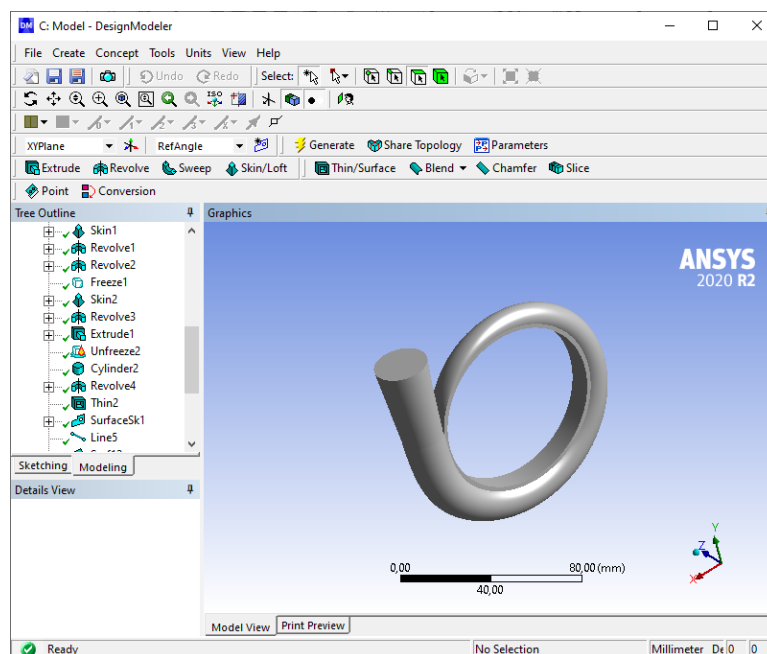


Рис. 2.10. Зображення спірального відводу проектного насоса в додатку Design Modeler.

3. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1. Проект SAFER-U та охорона навколишнього середовища в Україні

15 березня 2019р. Державна авіаційна служба України та призначений Європейським Союзом консорціум (CAAі, AESA та FІАРР) офіційно запустили проект SAFER-U «Розвиток авіаційної законодавчої бази України шляхом наближення до законодавства ЄС».

Мета проекту – гармонізувати авіаційну нормативно-правову базу України зі стандартами ЄС та закласти основу для безпечної, ефективної та надійної авіатранспортної системи. Проект триватиме три роки – з 2019 по 2021 рр. і фінансуватиметься ЄС (бюджет проекту складає 2,5 млн євро).

У перший рік реалізації проекту експерти розпочали роботу з перевірки чинного, авіаційного законодавства України на відповідність нормам базових Регламентів Європейського агентства з безпеки польотів (EASA) 2018/1139, ЄС 965/2012 та ЄС 1178/2011. У 2020р. експерти почали працювати над посиленням інституційної спроможності авіаційної влади України в сферах льотної експлуатації цивільних повітряних суден (OPS) та сертифікації льотного екіпажу цивільної авіації (FCL).

У зв'язку з ескалацією пандемії COVID-19 заплановані заходи на період з березня по серпень 2020р. були обмежені або відкладені за рішенням консорціуму, проте ключові експерти продовжують працювати над проектом дистанційно.

Вдосконалення нормативно-правової бази буде неминуче стосуватись і питань охорони навколишнього середовища (ОНС). Тому, ознайомлення і конкретний розгляд окремих аспектів ОНС згідно актуальних екологічних європейських стандартів є доцільним і важливим.

					<i>НАУ 20.18.18.04. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрюшів</i>
<i>Перевірів</i>								
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>				<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						

3.2. Сучасні європейські екологічні стандарти

Мета EASA – досягти високого рівня захисту навколишнього середовища в галузі авіації, шляхом дотримання тенденції на подальше зменшення рівня шуму, покращення якості повітря та пом'якшення змін клімату.

EASA разом зі своїми міжнародними партнерами розробляє сучасні екологічні стандарти (Smart Environmental Standards) для інтеграції найновітніших технологій зі зниження шуму й викидів у конструкції літаків та двигунів.

Пріоритетом розробки і впровадження стандартів є їх оптимальність – досягнення визначених екологічних цілей з мінімально можливими, але достатніми фінансовими витратами.

EASA активно приймає участь в роботі Комітету ICAO з питань охорони навколишнього середовища від впливу авіації (CAEP), який розробляє і підтримує міжнародні стандарти по авіаційному шуму, викидам CO₂, випарам палива і викидам авіаційних двигунів: оксидів азоту (NO_x), незгорівших вуглеводнів (HC), монооксиду CO, диму і нелетючих твердих частинок.

Після узгодження стандартів з ICAO EASA співпрацює з Європейською Комісією для їх впровадження у законодавство ЄС шляхом внесення змін та доповнень до відповідних правил.

Насьогодні екологічні стандарти описуються наступними документами:

- у Article 9(2) в документі Basic Regulation, Annex II (Part-21) of the Implementing Regulation;
- у Article 19(3) в документі Basic Regulation, Annex II (Part-21) of the Implementing Regulation;
- у авіаційних правилах CS-34 (викиди);
- у авіаційних правилах CS-36 (шум).

Також EASA бере участь у комітетах по стандартизації, що працюють над технічними специфікаціями для підтримки стандартів ICAO (наприклад, SAE, ISO).

3.3. Короткий огляд пунктів Article 9(2) і Article 19(3) в документі Basic Regulation, Annex II (Part-21) of the Implementing Regulation

У Розділі 9 пункті 2 (Article 9(2)) вказано, що стосовно шуму та викидів літаки та їх двигуни, гвинти, деталі та невстановлене обладнання повинні відповідати вимогам щодо охорони навколишнього середовища, які містяться у Поправці 12 Тому I (Amendment 12 of Volume I), Поправці 9 Тому II (Amendment 9 of Volume II) та в первісному випуску Тому III, усі відповідно до вимог 1 січня 2018 року Додатку 16 (Annex 16) до Чиказької конвенції.

У Розділі 19 пункті 3 (Article 19(3)) вказано, що стосовно екологічної сумісності повітряних суден, зазначених у пунктах (a) та (b) Розділу 2 пункту 1 (Article 2(1)), крім безпілотних літальних апаратів, та їх двигунів, гвинтів, деталей та невстановленого обладнання, Комісія уповноважена приймати делеговані акти згідно з Розділом 128 (Article 128) щодо внесення змін до посилань на положення Чиказької конвенції, зазначених у першому підпункті Розділу 9 пункту 2 (Article 9(2)), з метою їх оновлення у світлі наступних поправок до тих положень, які набувають чинності після 4 Липня 2018 року та які набувають чинності у всіх державах-членах, оскільки такі адаптації не розширюють сферу дії цього Регламенту (Basic Regulation).

Нижче буде здійснено короткий огляд зазначених документів з погляду сертифікації ПС за рівнем шуму та викидів АД.

3.4. Сертифікація EASA за рівнем шуму

Сертифікація EASA за рівнем шуму затверджена EASA як частина процесу сертифікації ПС. Рівні шуму встановлені відповідно до чинних стандартів шуму, як визначено у ICAO Annex 16, Volume II. Ці стандарти є основою, згідно якої національні авіаційні органи держав-членів EASA видають індивідуальні сертифікати шуму для своїх ПС, що належать їх власним реєстрам. Індивідуальні сертифікати по шуму видаються згідно відповідної форми EASA.

Також EASA публікує базу даних затверджених типів літальних апаратів, які отримали сертифікат за рівнем шуму.

3.5. ICAO Annex 16 Volume I – Aircraft Noise

Остання версія стандартів ICAO стосовно шуму ЛА (рис. 3.1) була прийнята в результаті 10-го мітингу Комітету з захисту навколишнього середовища (Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP/10)) і опублікована в липні 2017 року в результаті включення Додатку 12 (Amendment 12). Вона вступила в дію з 1-го січня 2018 року.



Рис. 3.1. ICAO Annex 16 Volume I Amendment 12.

Документ складається з 5-ти розділів, 6-ти апендиксів та 8-ми додатків.

Розділ II Сертифікація ЛА по шуму (Part II Aircraft Noise Certification) містить 14 глав. Проектований літак підлягає під дію Глави 4 (Chapter 4: Subsonic Jet Airplanes and Propeller-Driven Airplanes with Maximum Certificated Take-off Mass 55 000 kg and over). Згідно Глави 4 мірою оцінки шуму повинен бути ефективний сприйманий рівень шуму (EPNL) виміряний в EPNdB (одиниці вимірювання шуму в децибелах) згідно процесу, описаного в Апендиксі 2.

EPNL враховує усі фізичні фактори пов'язані зі сприйняттям людиною шуму літака: різницю реакцій на звуки різної частоти та інтенсивності, наявність переважаючих нерівномірностей в частотному спектрі (чистий тон) та тривалість дії звукових навантажень. EPNL корелює звуковий тиск зі сприйнятною шумністю за допомогою шкали Ноя, що забезпечує більш точне представлення чутливості людини до шуму.

Нижче наведені дані двох сертифікованих за рівнем шуму Boeing 747SP, що є прототипами проектного літака, отримані з бази даних Jet Airplanes Noise Database (Issue 35 of 15 October 2020) з сайту EASA (рис. 3.2).

Record Number	TCDN No.	Issue No.	Issue Date	AIRFRAME		
				TYPE CERTIFICATE HOLDER	TYPE DESIGNATION (Box 5)	POPULAR NAME
A121212	EASA.M.A.196	17	27.06.2017	The Boeing Company	747SP	
A121211	EASA.M.A.196	17	27.06.2017	The Boeing Company	747SP	

MTOW (kg) (Box 9)	MLW (kg) (Box 10)	NOTES	ENGINE MANUFACTURER (Box 7)	ENGINE TYPE DESIGNATION (Box 7)
318 421	215 456		Pratt & Whitney	JT9D-7F
318 421	215 456		Pratt & Whitney	JT9D-7F

NOISE LEVELS (EPNdB)											
LATERAL				FLYOVER				APPROACH			
LEVEL (Box 13)	LIMIT	MARGIN	NOTES	LEVEL (Box 15)	LIMIT	MARGIN	NOTES	LEVEL (Box 14)	LIMIT	MARGIN	NOTES
103,7	102,2	-1,5		102,0	104,9	2,9		104,3	105,0	0,7	
102,2	102,2	0,0		101,1	104,9	3,8		103,8	105,0	1,2	

Рис. 3.2. Дані для Boeing 747SP (Jet Airplanes Noise Database).

Для отримання уявлення про рівень шуму даного типу ПС слугують показники EPNL в трьох точках заміру: Lateral measurement point (бокова точка вимірювання шуму), Flyover measurement point (точка вимірювання шуму в польоті) і Approach measurement point (точка вимірювання шуму при заході на посадку) (рис. 3.3).

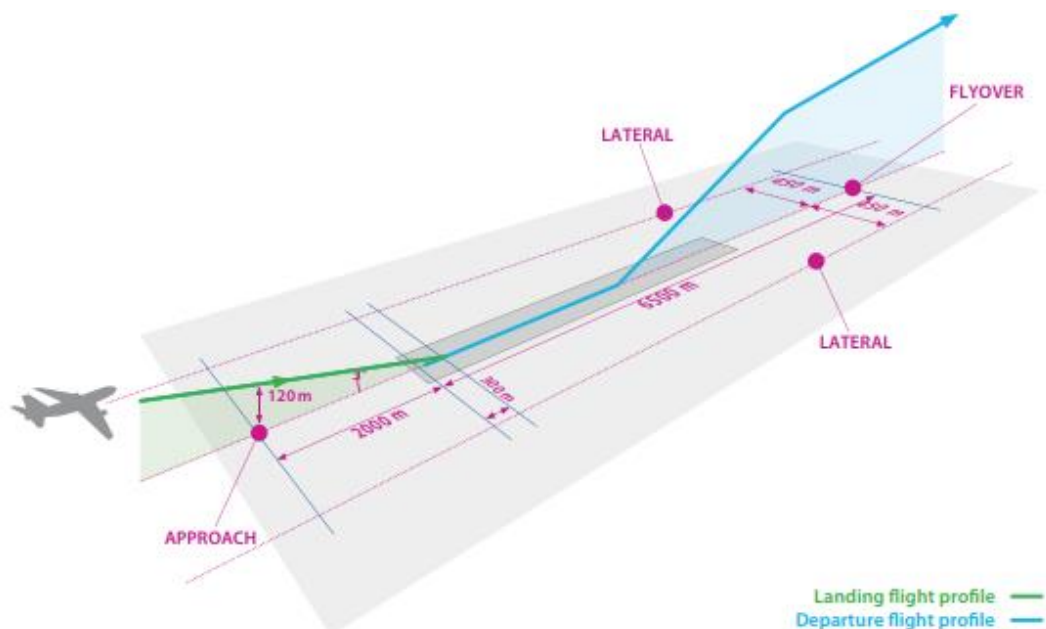


Рис. 3.3. Ілюстрація процедури сертифікації ІСАО за рівнем шуму.

3.6. Дані ІСАО щодо викидів авіаційних двигунів

ІСАО створила базу даних викидів, які були виміряні згідно процедур описаних у ІСАО Annex 16, Volume II для двигунів, сертифікованих проектувальними підприємствами двигунів за їх національними правилами.

База даних охоплює турбореактивні та турбогвинтові двигуни зі статичною тягою більше 26,7 кН. Інформація надається виробниками двигунів, які несуть повну відповідальність за її достовірність і точність. Виробники двигунів подають свої дані до первинного органу сертифікації (СА) для затвердження в рамках процесу сертифікації.

EASA розміщує на своєму сайті посилання на базу даних від імені ІСАО і не несе відповідальності за її вміст. Оновлення бази даних залежить від наявності нових даних, але повинно проводитись принаймні раз на рік.

3.7. ICAO Annex 16 Volume II – Aircraft Engine Emissions

Остання версія стандартів ІСАО стосовно викидів АД (рис. 3.3) була прийнята в результаті 10-го мітингу Комітету з захисту навколишнього середовища (Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP/10)) і опублікована в липні 2017 року в результаті включення Додатку 9 (Amendment 9). Вона вступила в дію з 1-го січня 2018 року.

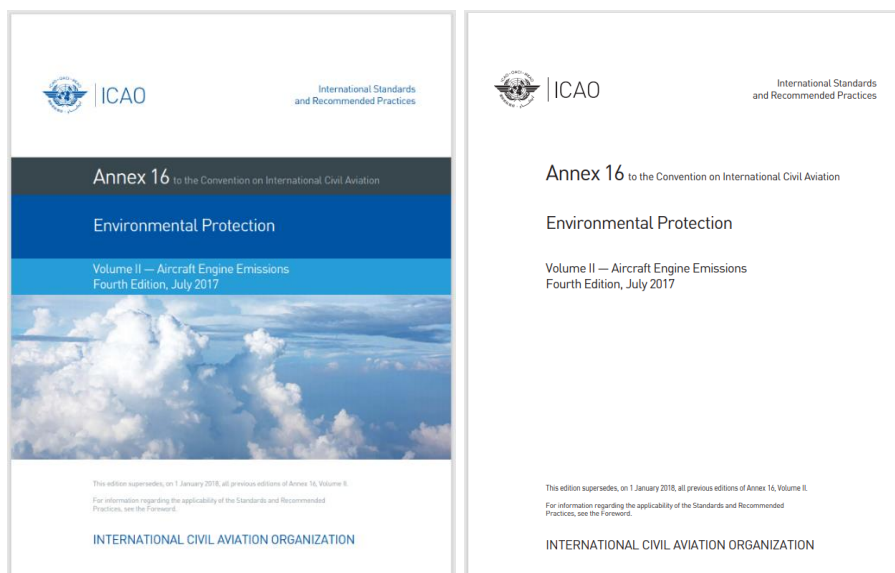


Рис. 3.3. ICAO Annex 16 Volume II Amendment 9.

Документ складається з 4-х розділів та 8-ми апендиксів.

Розділ III Сертифікація Емісій (Part III Emissions Certification) містить 4 глави. Двигун проектованого літака підлягає під дію Глави 2 (Chapter 2: Turbojet and turbofan engines intended for propulsion at subsonic speeds).

Процес сертифікації двигуна базується на циклі зльоту і посадки, який включає чотири робочі моделі з певним режимом регулювання тяги та тривалістю випробування (рис.3.4). За цим циклом оцінюють кількість викидів забруднюючих речовин в районі аеропортів.

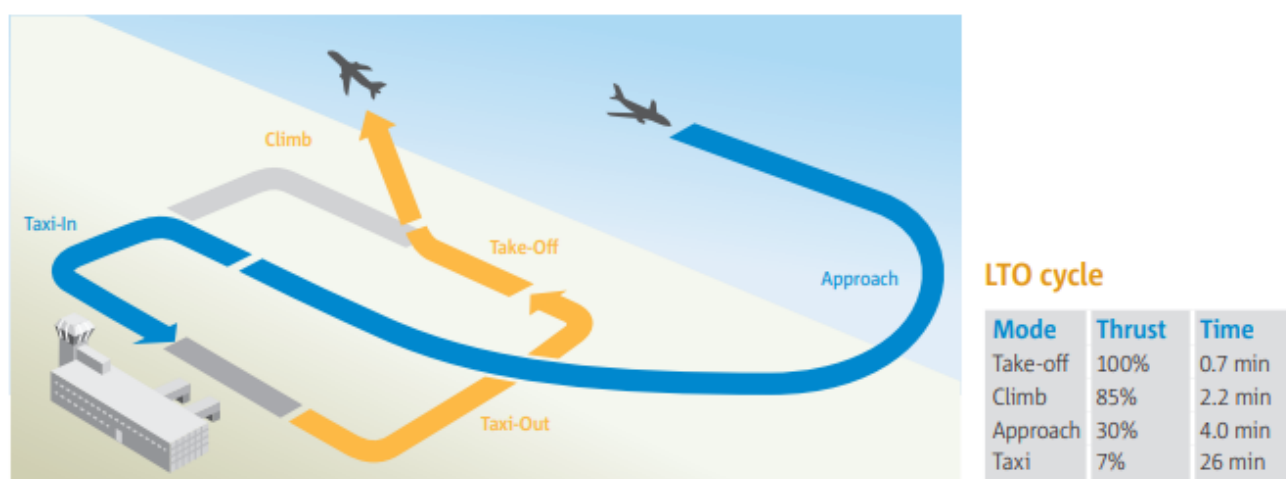


Рис.3.4. Ілюстрація процедури сертифікації ICAO за циклом зльоту і посадки.

Нижче наведені дані по шкідливим викидам двигунів, встановлених на літаках Boeing 747SP, зареєстрованих у ЄС (рис. 3.5). Інформація отримана з ресурсів EASA – Emissions Databank (08/2020):

Manufacturer	Engine Identification	Combustor Description	Eng Type	B/P Ratio	Pressure Ratio	Rated Thrust (kN)
Pratt & Whitney	JT9D-7F	Mod V	TF	5,1	22,8	213,5
Pratt & Whitney	JT9D-7F	Mod VI	TF	5,1	22,8	213,5

HC LTO Total mass (g)	CO LTO Total Mass (g)	NO _x LTO Total mass (g)
9055	19012	14424
9464	25989	13703

Рис.3.5. Дані для двигунів P&WA JT9D-7F (Emissions Databank (08/2020)).

Зі значень викидів HC, CO і NO_x можна отримати уявлення, скільки викидів здійснює один двигун за один цикл випробування.

3.8. Розрахунок емісії вуглекислого газу за допомогою ICAO Calculator

ІСАО розробила методологію для розрахунку викидів вуглекислого газу під час здійснення польоту.

Програма ICAO Carbon Emissions Calculator використовує найкращі загальнодоступні галузеві дані для врахування різних факторів впливу, таких як типи повітряних суден, дані про конкретний маршрут, коефіцієнти завантаження пасажирів та перевезення вантажу.

ICAO Calculator простий та зручний у використанні та вимагає від користувача лише мінімальну кількість ввідної загальнодоступної інформації.

Короткий зміст використовуваної методології:

Обрахунок викидів CO₂ на долю одного пасажирів враховує коефіцієнт завантаження пасажирів і базується лише на операції пасажирського перевезення (тобто спалювання палива, пов'язане з перевезенням вантажу не враховується).

Етапи оцінки викидів CO₂ на 1-го пасажирів:

1. Оцінка витрати палива літаком в польоті.
2. Оцінка витрати палива на основі коефіцієнта завантаження пасажирів або перевезення багажу (отримується з бази даних Revenue Tonne Kilometer (комерційний тонно-кілометраж)).
3. Розрахунок зайнятих місць.

Припущення: усі літаки повністю налаштовані на економ-клас.

Кількість зайнятих місць дорівнює добутку загальної кількості місць і коефіцієнту завантаження пасажирів.

4. Розрахунок викидів CO₂ на 1-го пасажирів.

Емісія дорівнює добутку витрати палива на 1-го пасажирів на коефіцієнт 3,16, розділеному на кількість зайнятих місць.

Для прикладу розглядається політ One Way з аеропорту Бориспіль, Київ до аеропорту міста Одеса літаком економ-класу, розрахованим на розміщення 170 пасажирів.

One Way/Round Trip		Cabin Class			Number of Passengers
One Way		Economy			170

Leg	From City/Airport	To City/Airport
1	KBP	ODS

Delete All Location(s)	Delete Leg	Add New Leg
------------------------	------------	-------------

Reset	Compute
-------	---------

Metric (KG / KM)		Standard (LBS / MI)				
Total						
Dep Airport	Arr Airport	Number of passengers	Cabin Class	Trip	Aircraft Fuel Burn/journey (KG) ^{ab}	Total passengers' CO ₂ /journey (KG) ^c
KBP	ODS	170	Economy	One Way	2808.2	10638.8

Flight Stage Detail					
Dep Airport	Arr Airport	Distance (KM)	Aircraft	Aircraft Fuel Burn/leg (KG) ^a	Passenger CO ₂ /pax/leg (KG)
KBP	ODS	435.0	737, 738, 73H, E90, E95	2808.2	62.6

- a. Fuel Burn information provided are for 1 aircraft per leg
b. Aircraft Fuel Burn/journey = \sum Aircraft Fuel Burn/leg
c. Total passengers' CO₂/journey = \sum Passenger CO₂/pax/leg \times Number of pax

Рис. 3.6. Розрахункові дані отримані за допомогою ICAO Carbon Emissions Calculator.

За заданими вхідними даними програма визначає типи літаків, що виконують польоти за заданим маршрутом (рис. 3.7), і розраховує кількість палива, необхідну для здійснення польоту (рис. 3.6).

Відстань між аеропортами у Києві та Одесі складає 435 км. Для її подолання літаку необхідно використати приблизно 2809 кг палива.

Загальна кількість викиду CO₂ за увесь час польоту складає приблизно 10639 кг, що в перерахунку на одного пасажера становить 62,6 кг.



Рис. 3.7. Зображення траєкторії маршруту.

3.9. Висновки до розділу охорони навколишнього середовища

Насьогодні в Україні чітко прослідковується тенденція орієнтування авіаційної галузі на відповідність європейським вимогам і стандартам. Проект SAFER-U є яскравим прикладом покращення авіаційної законодавчої бази України шляхом її модернізації та наближення до законодавства ЄС.

Стосовно питань охорони навколишнього середовища в ЄС EASA відіграє провідну роль у впровадженні і дотриманні реально працюючих мір у зменшенні шкідливого впливу авіації на навколишнє середовище. EASA разом з ICAO розробляє і впроваджує сучасні міжнародні стандарти стосовно шуму і викидів авіаційних двигунів. Важливим аспектом діяльності EASA є проведення досліджень і публікація звітів European Aviation Environmental Reports (EAER), які дають можливість отримати об'єктивне, чітке та точне джерело інформації про екологічні показники авіаційного сектору на європейському рівні (рис.3.8).

	Indicator	Units	2017	% change since 2014	% change since 2005
Traffic	Passenger kilometres flown by commercial flights ⁽¹⁾	billion	1,643	+20%	+60%
	Number of city pairs served most weeks by scheduled flights ⁽¹⁾		8,603	+11%	+43%
Noise	Number of people inside L _{den} 55 dB noise contours ⁽²⁾	million	2.58	+14%	+12%
	Average noise energy per flight ⁽²⁾	10 ⁹ Joules	1.24	-1%	-14%
Emissions	Full-flight CO ₂ emissions ⁽¹⁾	million tonnes	163	+10%	+16%
	Full-flight 'net' CO ₂ emissions with ETS reductions ⁽¹⁾	million tonnes	136	+3%	n/a ⁽⁴⁾
	Full-flight NO _x emissions ⁽¹⁾	thousand tonnes	839	+12%	+25%
	Average fuel consumption of commercial flights ⁽¹⁾	litres fuel per 100 passenger kilometres	3.4	-8%	-24%

Рис. 3.8. Таблиця показників по шуму та викидам з EAER за 2017 рік.

Також EASA активно підтримує розвиток та перехід до більш екологічно чистих технологій. Так, наприклад вже шість технологій виробництва авіаційного палива на біологічній основі пройшли сертифікацію в ЄС і «екологічне паливо» вже почали використовувати у кількох аеропортах ЄС.

Що стосується питань сертифікації ПС за рівнем шуму та викидів АД, вище були коротко розглянуті актуальні діючі документи з європейськими стандартами, в яких висвітлювались ефективні процедури сертифікації.

4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Державні нормативні акти про охорону праці для техніків з ТО паливних систем ПС

Державні нормативні акти про охорону праці (ДНАОП) – це норми, положення, інструкції та інші документи, яким надано чинність правових норм, обов'язкових для виконання.

Згідно тематики дипломного проекту на ресурсі Законодавчої бази ДНАОП було проведено пошук документу, який визначає правила з охорони праці для техніків з технічного обслуговування ПС, пов'язаного з паливною системою літака.

Документ ДНАОП 5.1.30-1.06-98 «Правила безпеки труда при техническом обслуживании и поточном ремонте авиационной техники» був утверджений приказом Державного комітету України по нагляду за охороною праці від 18.05.1998 і містить вимоги безпеки при ТО і поточному ремонті АТ (7-й розділ).

4.2. Огляд документу ДНАОП 5.1.30-1.06-98 з боку технічного обслуговування паливної системи літака

Згідно пункту 8.4.8 (підрозділ ТО планера ПС і СКВ) роботи всередині паливних баків-кесонів виконуються бригадою не менше 3-х чоловік по наряд-допуску. Посадова особа, яка видає наряд-допуск, встановлює обсяг даних робіт, призначає керівника, визначає місце, тривалість часу роботи, а також заходи щодо забезпечення безпеки. Безпосередній виконавець робіт в середині кесон-бака, забезпечується необхідним спецодягом, спецвзуттям, рятувальним поясом і шланговим протигазом. Шланг протигазу разом з фалом рятувального поясу виводиться через люк (лаз) і закріплюється з навітряного боку і контролюється другим членом бригади, який підтримує постійний зв'язок з працюючим в

					<i>НАУ 20.18.18.05. ПЗ</i>		
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>		
<i>Перевірив</i>							
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>			<i>ЛВ-201м</i>		
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>					

середині кесон-бака. Керівник робіт контролює дії бригади, а в разі потреби зобов'язаний призупинити виконання робіт і бути готовим надати необхідну допомогу.

При установці ПС на підйомники паливо з паливних баків ПС попередньо повинно бути злито відповідно до технологічних вказівок на виконання робіт на авіаційній техніці (пункт 8.4.9).

У підрозділі 8.12 (Заправка повітряного судна пально-мастильними матеріалами та спецрідинами) розгляду підлягають наступні пункти:

8.12.1. При заправці ПС ПММ і спецрідинами (надалі - заправка) можуть мати місце такі основні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- підвищене ковзання внаслідок обледеніння, зволоження і замаслювання поверхонь ПС, трапів, драбин, приставних драбин і покриттів місць стоянок, яким переміщується персонал;

- повітряне судно, спецтранспорт, самохідні машини і механізми, що рухаються;

- розміщення робочого місця або робочої зони на відстані менше 2 м від негороджених перепадів по висоті 1,3 м і більше;

- підвищений рівень шуму;

- підвищений рівень статичної електрики на поверхнях заправних засобів і ПС при перекачуванні і зливі палива по трубах і роздавальних рукавах, при заправці падаючим струменем і її розбризкування, при перемішуванні і спінюванні палива;

- пожежа (вибух) ПС і заправних засобів внаслідок наявності горючого і вибухонебезпечного середовища.

8.12.2. Рух і розташування самохідних і транспортних колісних заправних засобів, а також рух ПС при підрулюванні до місць заправки ПММ на аеродромах і майданчиках повинні виконуватися відповідно до вимог

«Руководства по организации движения воздушных судов, спецавтотранспорта и средств механизации на аэродромах гражданской авиации».

8.12.3. До заправки повітряного судна слід приступати тільки після:

- повної зупинки ПС на місці стоянки;
- повної зупинки обертових гвинтів і роторів турбін;
- установки упорних колодок під колеса шасі;
- швартування лопатей несучого і рульового гвинтів ПС (якщо це необхідно зробити через метеоумови аеродрому для даного типу ПС);
- висадки пасажирів;
- заземлення ПС і засобів заправки, а також з'єднання ПС і засобу заправки провідником для вирівнювання потенціалів;
- природного або штучного охолодження гарячих частин ПС до температури, встановленої технологією технічного обслуговування;
- видалення пролитих ПММ з поверхонь місць стоянок ПС, поверхонь ПС і застосованого обладнання;
- перевірки наявності засобів гасіння пожежі на місцях стоянки ПС;
- а також при відсутності запаху ПММ в салонах, багажних, службових і технічних відсіках ПС.

8.12.4. Під час заправки повітряного судна (злив палива) забороняється:

- виконувати будь-які види робіт з технічного обслуговування і ремонту ПС і заправних засобів, а також вантажно-розвантажувальні роботи;
- користуватися відкритим полум'ям, несправними переносними лампами, для контролю робіт з заправки (зливу);
- приєднувати (і відключати) аеродромне джерело електричного живлення до бортової мережі ПС;

- вмикати або вимикати джерела і споживачі електричного живлення, крім перемикачів електросигналізації паливних баків ПС;

- розміщувати двигун заправного засобу (паливозаправника, агрегату) під крилом ПС, що заправляється;

- проїжджати або зупинятися під крилом ПС будь-яким видам транспорту;

- починати заправку, якщо немає вільного шляху відходу (відведення) заправного засобу від ПС і при наявності сильного перегріву гальмівних пристроїв коліс.

Забороняється відкрита заправка ПС паливом при дощі і сильному вітрі з пилом, під час грози (при розрядах атмосферної електрики) і закрита - при грозових розрядах.

8.12.5. Заправку (злив) ПС необхідно здійснювати за спеціальною технологією Типової технологічної карти.

8.12.6. Розмотування з барабанів роздавальних рукавів з наконечниками і тросів - провідників для вирівнювання потенціалів статичної електрики слід проводити після перевірки надійності кріплення наконечників і зняття з фіксаторів обертових барабанів при ручному приводі, в напрямку, перпендикулярному осі обертання барабана і з використанням захисних рукавичок.

8.12.7. При верхній заправці ПС необхідно страхувати підйом техніка, який здійснює заправку по драбині (сходах) на площину ПС і подавати йому роздатковий кран (пістолет). По закінченню заправки ПС необхідно прийняти від техніка роздавальний кран і страхувати його спуск по драбині. При заправці ПС необхідно перебувати з навітряного боку для того, щоб виключити потрапляння ПММ на незахищені частини шкіри.

8.12.8. Відстій палива необхідно зливати в чистий посуд, а після перевірки вилити в призначену для цього тару. Зливати відстій на покриття місця заправки категорично забороняється.

8.12.9. При верхній заправці необхідно застосовувати тільки спеціально передбачені для даного типу ПС драбини.

Перед початком роботи необхідно переконатися в тому, що драбина встановлена твердо і не може пошкодити ПС при його осаді від завантаження паливних баків.

На високо розташованих частинах ПС, щоб уникнути падіння з висоти, необхідно застосовувати страхувальні пояси.

8.12.10. Штирі вирівнювання потенціалів статичної електрики, передбачені на роздавальних кранах і наконечниках, повинні бути приєднані до гнізд на заправних горловинах і штуцерах ПС до опускання роздаткового крана в заправну горловину паливного бака (при верхній заправці) або перед стикуванням роздаткового наконечника зі штуцером системи централізованої заправки ПС (при нижній заправці).

8.12.11. У тих випадках, коли у горловини бака ПС немає приймального гнізда, краном-пістолетом слід доторкнутися до обшивки ПС на відстані не менше 1,5 м від заправної горловини і лише після цього вставити кран в горловину бака, щільно притиснувши його і не переміщаючи під час всієї заправки.

8.12.12. Кришки, люки і пробки заливних штуцерів і горловин паливних баків ПС і засобів заправки слід розкривати тільки за призначенням цих цілей інструментом, що виключає іскроутворення.

Забороняється виконувати зазначену роботу шляхом нанесення ударів.

8.12.13. Для попередження перекидання ПС в разі можливого критичного зміни центрування під хвостову частину фюзеляжу повинен бути встановлений страхувальний підйомник в передбаченому місці.

При цьому повинні виконуватися протипожежні заходи згідно з вимогами Правил пожежної безпеки України і НПО ГА-85.

4.3. Небезпечні виробничі фактори при здійсненні ТО паливної системи ПС

У перелік небезпечних і шкідливих виробничих факторів та обставин їх прояву при виконанні ТО і поточного ремонту АТ, пов'язаних із роботою з паливною системою входять:

- підвищена загазованість повітря робочої зони в салонах, багажних, службових і технічних відсіках ПС при застосуванні аеродромних підігрівачів, а також парами паливно-мастильних матеріалів (ПММ), пролитих або витіснених з баків заправлених ПС.

- відсутність або недостатність природного освітлення в службових, технічних, багажних відсіках, підпільних просторах, в нішах опор шасі і в інших обсягах ВС (баках-кесонах).

Чистка і ремонт всередині паливних баків газотурбінних літаків входять у перелік тяжких робіт і робіт зі шкідливими та небезпечними умовами праці при ТО АТ, тому застосування на них жіночої праці заборонено.

4.4. Висновки до розділу охорони праці

При технічному обслуговуванні та поточному ремонті паливних систем ПС необхідно дотримуватись правил та вимагати від роботодавця належного виконання усіх вимог, описаних у чинному документі ДНАОП 5.1.30-1.06-98.

В документі розгорнуто описані правила з техніки безпеки при підготовці ПС і необхідного технічного обладнання до заправки, а також при здійсненні самого процесу заправки паливом. Особлива увага приділяється роботам, що проводяться всередині баків-кесонів в силу наявності небезпечних та шкідливих виробничих факторів. Виконання цих робіт обмежується за обсягом і тривалістю часу та потребує надання безпосередньому виконавцю необхідного спецодягу, спецвзуття, протигазу і рятувального поясу.

ТО та ремонт паливних систем ПС є вкрай важливими та відповідальними процесами, якісне здійснення яких потребує від керівництва та обслуговуючого персоналу відповідного надання і дотримання правил з охорони праці.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У результаті виконаного дипломного проекту отримано навички проектування паливних систем і гідравлічних агрегатів, гідравлічного розрахунку магістралей, поповнено і систематизовано теоретичні знання, здобуті під час навчання, отримано досвід у проведенні чисельних експериментів.

Згідно вимог НЛПЛ було розроблено паливну систему для далекомагістрального літака з 4-ма ТРДД масою 275 т. Проаналізовано умови експлуатації літака і обрано сорт палива ТС-1. Визначено запас палива на політ і розміщення його на літаку. Накреслено схему паливної системи, розписано принцип роботи у справному стані і при визначених відмовах. Розраховано магістраль подачі палива до 1-го і 2-го двигунів насосами головного внутрішнього бака лівої консолі. Підібрано підкачувальні насоси у головні внутрішні і зовнішні баки. Перевірено систему на висотність. Окремо описано принцип роботи системи заправки і аварійного зливу. Накреслено схему системи дренажу. Описано вимоги і склад комплексу вимірювання, керування та контролю паливної системи.

Проведено попередній проектувальний розрахунок власного відцентрового насоса за методикою А.А. Ломакіна. За отриманими даними здійснено наближений розрахунок геометричних характеристик насоса у додатку CPD TurboSystem Ansys. Проведено уточнюючий проектувальний розрахунок геометричних характеристик насоса і повторний програмний перевірний розрахунок. Показаний варіант подальшого доопрацювання геометрії насоса і його енергетичних характеристик.

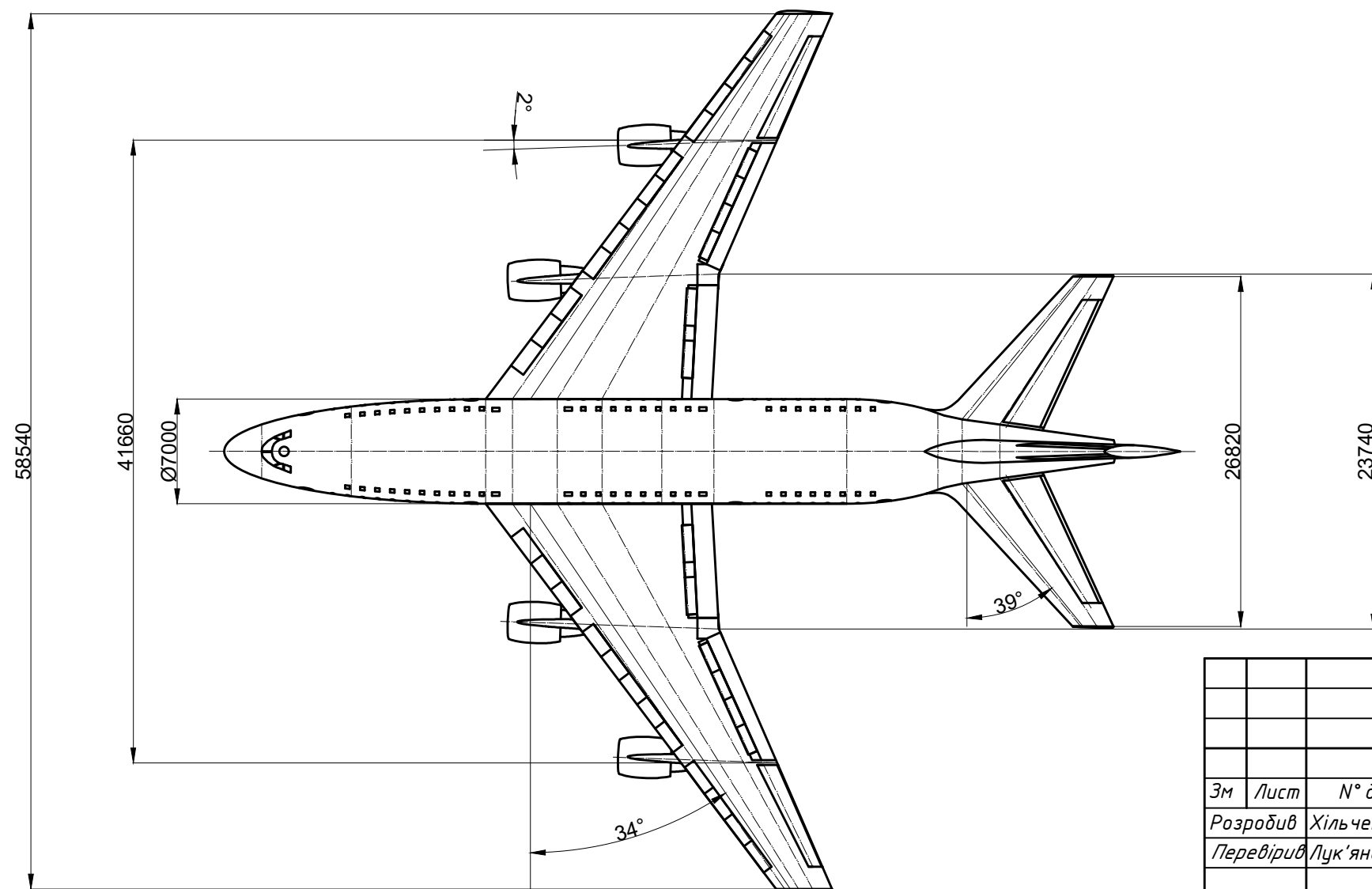
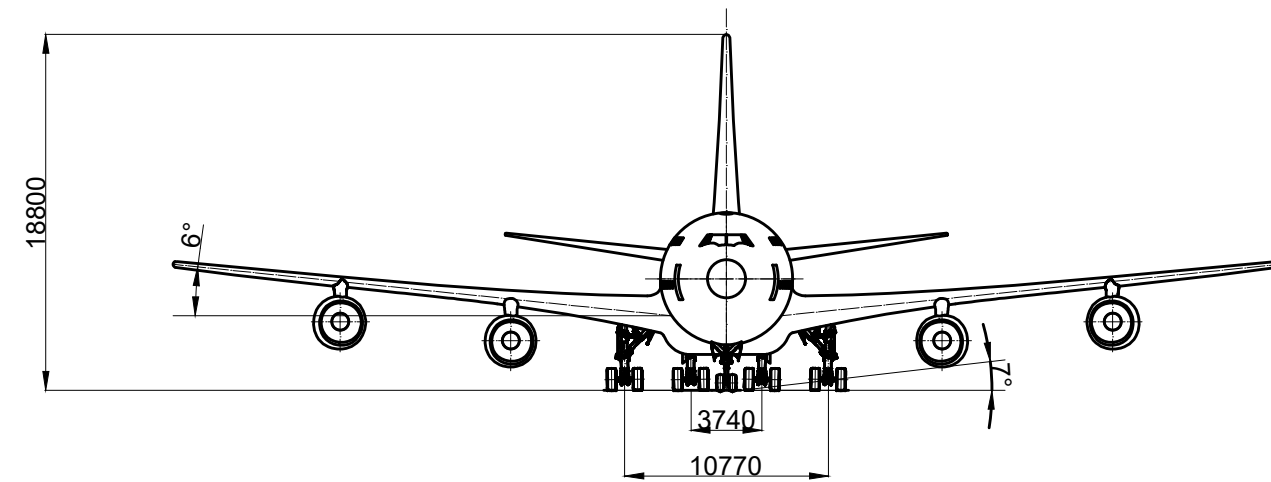
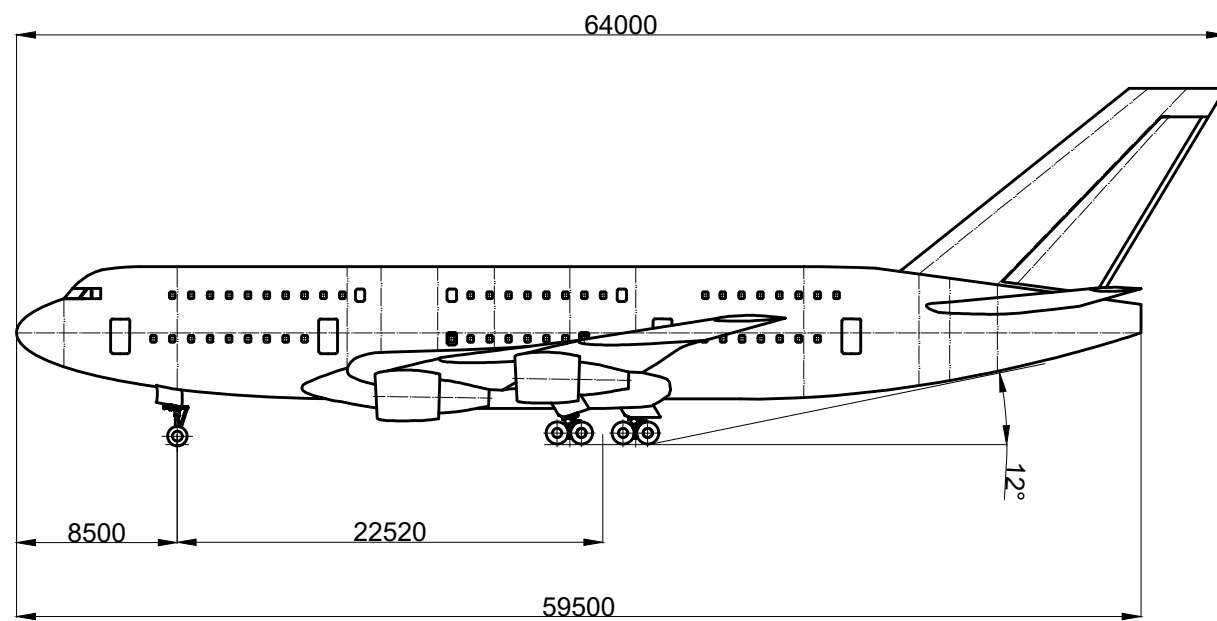
При сучасному проектуванні однозначною перевагою є можливість використання спеціалізованого програмного забезпечення. Застосування числових методів проектування дає можливість значно зменшити час розробки і покращити якість проектування проточних частин насосів.

					<i>НАУ 20.18.18.06. ПЗ</i>			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>		<i>Хільченко А.А.</i>			<i>Загальні висновки</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрюшив</i>
<i>Перевірив</i>		<i>Лцк'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Сивашенко</i>						
<i>Затвердив</i>		<i>Бадах В.М.</i>						
						<i>ЛВ-201м</i>		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

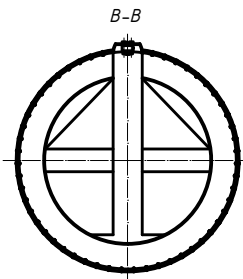
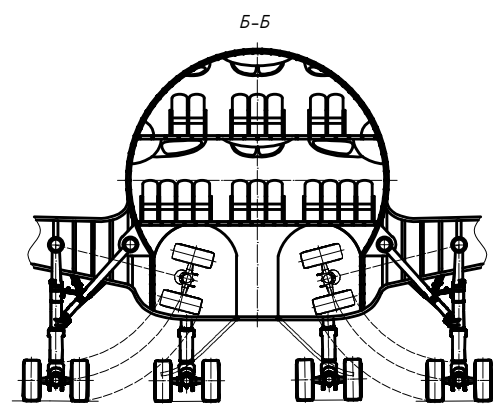
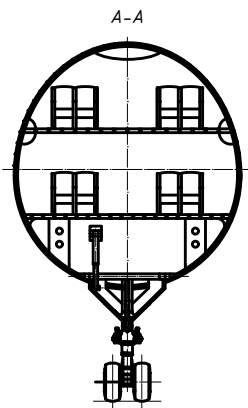
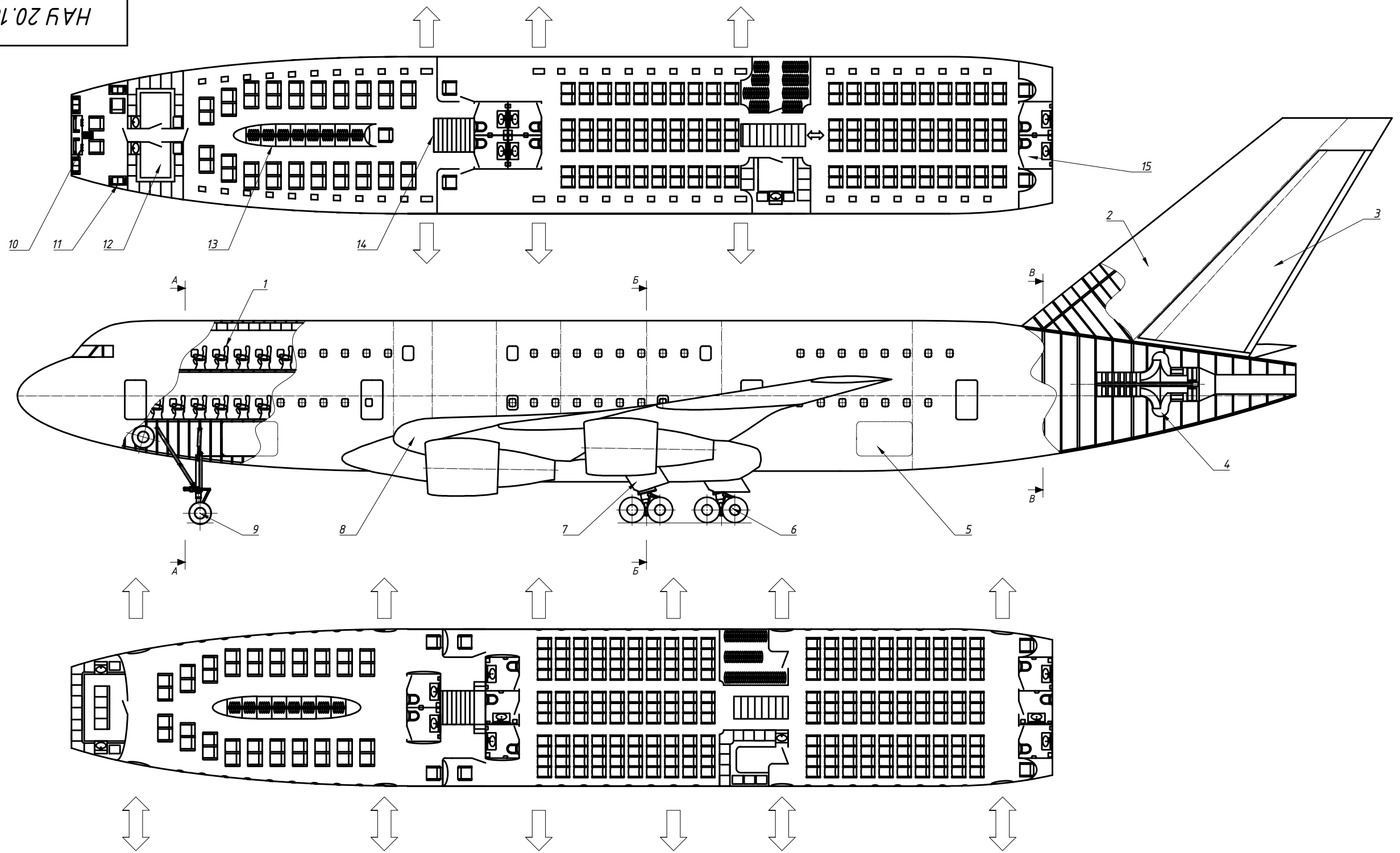
1. Проектування паливних систем літальних апаратів: навч. посібник / Т. І. Сивашенко, П. Ф. Максютинський, - К. : НАУ, 2014. – 192 с.
2. Таблица стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81.
3. Башта Т.М. и др. М., «Гидравлика, гидромашины и гидроприводы», 1982 г. -424 с.
4. Некрасов Б.Б. М., «Гидравлика и ее применение на летательных аппаратах», 1967 г. – 368 с.
5. ANSYS Turbosystem User`s Guide, ANSYS, Inc. Southpointe 275 Technology Drive Canonsburg, 2013.
6. Авиационные центробежные насосные агрегаты. Аринушкин Л.С. и др., М. Изд-во «Машиностроение», 1967.
7. «Правила безопасности труда при техническом обслуживании и текущем ремонте авиационной техники», ДНАОП 5.1.30-1.06-98.
8. www.easa.europa.eu
9. www.icao.int

ДОДАТКИ



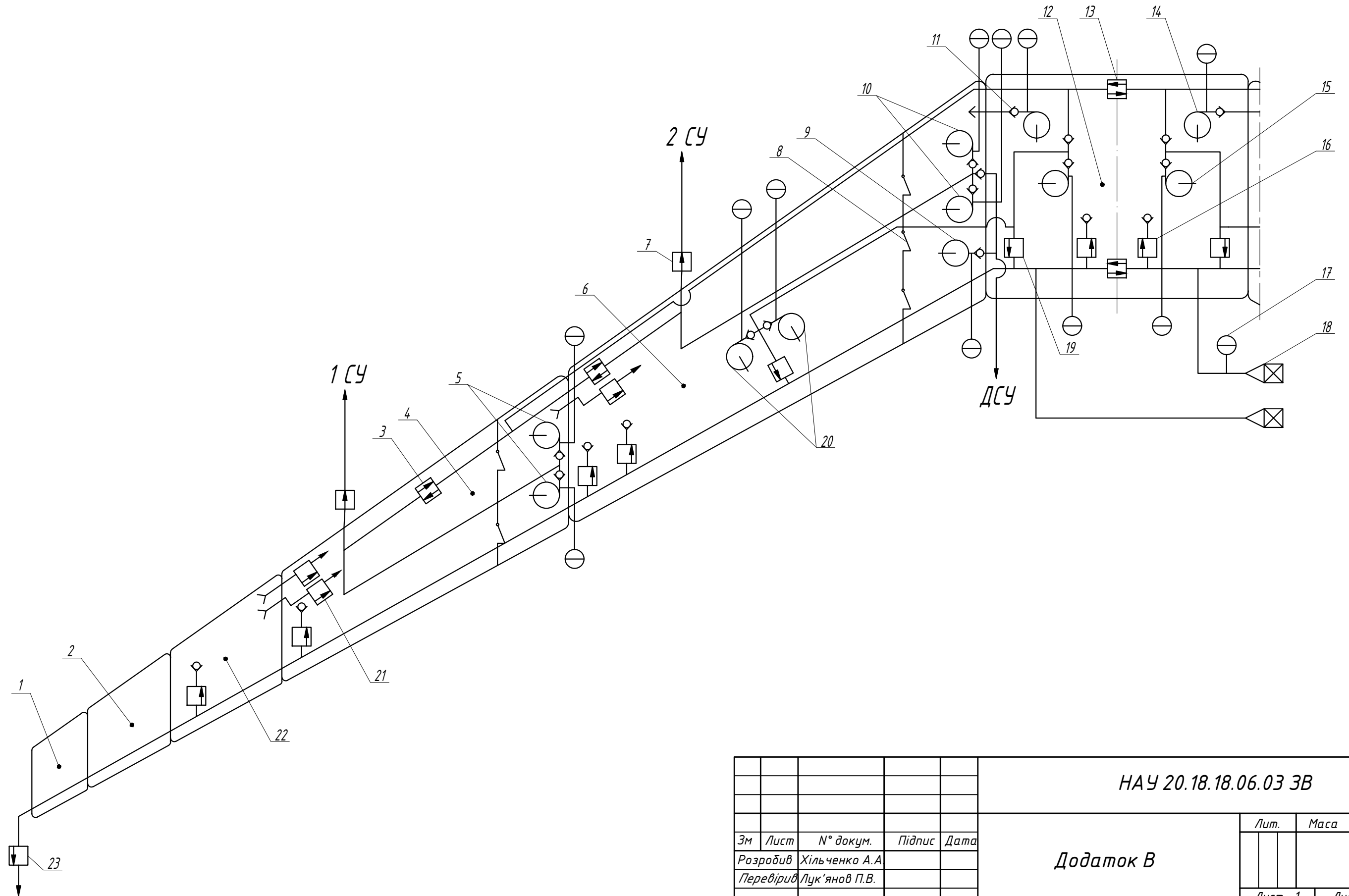
					НАУ 20.18.18.06.01 ЗВ			
Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Додаток А	Лист	Маса	Масштаб
Розробив	Хільченко А.А.							1:400
Перевірив	Луцьянов П.В.					Лист 1	Листів 2	
Н. Контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ-201М			
Затвердив	Бадах В.М.							

<i>№</i>	<i>Найменування</i>	<i>Одиниці виміру</i>	<i>Величина</i>	<i>Примітки</i>
	<i>Основні маси</i>			
<i>1</i>	<i>Злітна маса</i>	<i>кг</i>	<i>275876</i>	
<i>2</i>	<i>Маса палива (розрахункова)</i>	<i>кг</i>	<i>101098</i>	
<i>3</i>	<i>Маса комерційного навантаження</i>	<i>кг</i>	<i>50996</i>	
	<i>Основні геометричні характеристики</i>			
<i>4</i>	<i>Розмах крила</i>	<i>м</i>	<i>58,54</i>	
<i>5</i>	<i>Площа крила</i>	<i>м²</i>	<i>547</i>	
<i>6</i>	<i>Довжина літака</i>	<i>м</i>	<i>64</i>	
<i>7</i>	<i>Висота літака</i>	<i>м</i>	<i>18,8</i>	
<i>8</i>	<i>Коренева хорда</i>	<i>м</i>	<i>13,08</i>	
<i>9</i>	<i>Кінцева хорда</i>	<i>м</i>	<i>3,74</i>	
<i>10</i>	<i>Середня аеродинамічна хорда</i>	<i>м</i>	<i>9,51</i>	
<i>11</i>	<i>Подовження крила</i>	<i>-</i>	<i>6,96</i>	
<i>12</i>	<i>Звуження крила</i>	<i>-</i>	<i>3,5</i>	
<i>13</i>	<i>Стріловидність крила по 0.25 хорди</i>	<i>°</i>	<i>34</i>	
	<i>Злітно-посадкові характеристики</i>			
<i>14</i>	<i>Крейсерська швидкість</i>	<i>км/год</i>	<i>850</i>	
<i>15</i>	<i>Дальність польоту</i>	<i>км</i>	<i>7500</i>	
<i>16</i>	<i>Довжина ВПП</i>	<i>м</i>	<i>3300</i>	
<i>17</i>	<i>Швидкість відриву літака</i>	<i>км/год</i>	<i>274</i>	
<i>18</i>	<i>Довжина розбігу</i>	<i>м</i>	<i>1358</i>	
<i>19</i>	<i>Злітна дистанція</i>	<i>м</i>	<i>1830</i>	
<i>20</i>	<i>Посадкова швидкість</i>	<i>км/год</i>	<i>220,1</i>	
<i>21</i>	<i>Довжина пробігу</i>	<i>м</i>	<i>658</i>	
<i>22</i>	<i>Посадкова дистанція</i>	<i>м</i>	<i>1168</i>	
	<i>Силова установка</i>			
<i>23</i>	<i>Кількість двигунів</i>	<i>шт</i>	<i>4</i>	<i>JT9D</i>
<i>24</i>	<i>Тяга (злітний режим)</i>	<i>кН</i>	<i>193,43</i>	
<i>25</i>	<i>Середня часова витрата палива</i>	<i>кг/год</i>	<i>9973,181</i>	
				<i>Лист</i>
<i>НАУ 20.18.18.06.01 СП</i>				<i>2</i>
<i>Зм</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>



					НАУ 20.18.18.06.02 КК			
Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Додаток Б	Лит.	Маса	Масштаб
								1:200
						Лист 1	Листів 2	
Н. Контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ-201М			
Затвердив	Бадах В.М							

<i>Формат</i>	<i>Зона</i>	<i>Поз.</i>	<i>Позначення</i>	<i>Найменування</i>	<i>Кіл.</i>	<i>Примітки</i>
		1	<i>НАУ 18 00X 75 01 00</i>	<i>Пасажирське обладн.</i>	440	
		2	<i>НАУ 18 00X 34 02 00</i>	<i>Кіль</i>	1	
		3	<i>НАУ 18 00X 33 03 00</i>	<i>Руль напрямку</i>	1	
		4	<i>НАУ 18 00X 65 04 00</i>	<i>ВСУ</i>	1	
		5	<i>НАУ 18 00X 79 05 00</i>	<i>Вантажний люк</i>	2	
		6	<i>НАУ 18 00X 41 06 00</i>	<i>Основна опора</i>	4	
		7	<i>НАУ 18 00X 48 07 00</i>	<i>Стулки шасі</i>	10	
		8	<i>НАУ 18 00X 20 08 00</i>	<i>Крило</i>	1	
		9	<i>НАУ 18 00X 42 09 00</i>	<i>Носова опора</i>	1	
		10	<i>НАУ 18 00X 50 10 00</i>	<i>Керування літаком</i>	1	
		11	<i>НАУ 18 00X 91 11 00</i>	<i>Бортінструменти</i>	1	
		12	<i>НАУ 18 00X 00 12 00</i>	<i>Кухня</i>	4	
		13	<i>НАУ 18 00X 00 13 00</i>	<i>Гардероб</i>	4	
		14	<i>НАУ 18 00X 00 14 00</i>	<i>Сходи</i>	2	
		14	<i>НАУ 18 00X 00 15 00</i>	<i>Туалет</i>	14	
				<i>НАУ 20.18.18.06.02 СП</i>		<i>Лист</i>
<i>Зм</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	2	



					НАУ 20.18.18.06.03 ЗВ			
Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Додаток В	Лит.	Маса	Масштаб
						Лист 1	Листів 2	
Н. Контр.	Сивашенко Т.І.				ЛВ-201м			
Затвердив	Бадах В.М							

Формат	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кіл.	Примітки
		1	НАУ 19.82.18.06.03.01	Дренажний бак	2	
		2	НАУ 19.82.18.06.03.02	Сухий відсік	2	
		3	НАУ 19.82.18.06.03.03	Магістральний кран	4	
		4	НАУ 19.82.18.06.03.04	Головний зовнішній бак	2	
		5	НАУ 19.82.18.06.03.05	Насос ГЗБ	4	
		6	НАУ 19.82.18.06.03.06	Головний внутрішній бак	2	
		7	НАУ 19.82.18.06.03.07	Пожежний кран	4	
		8	НАУ 19.82.18.06.03.08	Пластинчастий клапан	10	
		9	НАУ 19.82.18.06.03.09	Насос для ДСУ	1	
		10	НАУ 19.82.18.06.03.10	Насос ГВБ	4	
		11	НАУ 19.82.18.06.03.11	Зворотний клапан	16	
		12	НАУ 19.82.18.06.03.12	Центральний бак	1	
		13	НАУ 19.82.18.06.03.13	Перекиривний кран	2	
		14	НАУ 19.82.18.06.03.14	Перекачуючий насос	2	
		15	НАУ 19.82.18.06.03.15	Насос ЦБ	2	
		16	НАУ 19.82.18.06.03.16	Кран заправки	10	
		17	НАУ 19.82.18.06.03.17	Сигналізатор тиску	18	
		18	НАУ 19.82.18.06.03.18	Штуцер заправки	2	
		19	НАУ 19.82.18.06.03.19	Зливний кран	4	
		20	НАУ 19.82.18.06.03.20	Насос для зливання	4	
		21	НАУ 19.82.18.06.03.21	Переливний кран	6	
		22	НАУ 19.82.18.06.03.22	Резервний бак	2	
		23	НАУ 19.82.18.06.03.23	Кран скидання палива	2	

НАУ 20.18.18.06.03 СП

Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Лім.	Лист	Листів
Розробив		Хільченко А.А.				2	2
Перевірив		Лук'янов П.В.					
Н. Контр.		Сивашенко Т.І.			ЛВ-201м		
Затвердив		Бадах В.М					

Додаток В

ЛВ-201м