

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Кафедра авіаційних двигунів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
докт. техн. наук, проф.
_____ Ю.М. Терещенко
« _____ » _____ січня 2022 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧ ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

«МАГІСТР»

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

Тема: «Вдосконалення акустичних характеристик мотогондоли двоконтурного турбореактивного двигуна середньомагістрального літака»

Виконав: _____ **М.В. Бойко**

Керівник: канд. техн. наук, доц. _____ **Ю.М. Терещенко**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: ст. викладач _____ **О.О. Козлітін**

охорона навколишнього середовища:

к.б.н., доцент, _____ **А.О. Падун**

Нормоконтролер _____

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра авіаційних двигунів

Освітній ступень «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

докт. техн. наук, проф.

_____Ю.М. Терещенко

«_____» _____ 2022 р.

Завдання

на виконання кваліфікаційної роботи

БОЙКА МАКСИМА ВІКТОРОВИЧА

1. Тема роботи: **«Вдосконалення акустичних характеристик мотогондולי двоконтурного турбореактивного двигуна середньомагістрального літака»** затверджено наказом ректора від «21» жовтня 2021 року №1986 /ст.

2. Термін виконання роботи: з 26 вересня 2022 р. по 30 листопада 2022р.

3. Вихідні дані до роботи: способи та пристрої для зниження рівня шуму силових установок.

4. Зміст пояснювальної записки: основна частина; спеціальна частина; науково-дослідна частина; охорона праці, охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: рисунки та схеми пов'язані з параметрами і конструкцією ГТД, а також параметрами і конструкцією звукопоглиняючих елементів.

Графічний (ілюстративний) матеріал виконано за допомогою Microsoft Office Excel, Microsoft Office Visio, Microsoft Office Power Point, AutoCad, Adobe Acrobat DC та Paint

6. Календарний план-графік

Виконання дипломної роботи за темою

«Вдосконалення акустичних характеристик мотогондולי
двоконтурного турбореактивного двигуна
середньомагістрального літака»

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалів для дипломної роботи.	з 30.09.2022 до 03.10.2022	Виконано
2	Вивчення літератури за темою роботи.	з 04.10.2022 до 09.10.2022	Виконано
3	Збір статистичних даних по поліпшення (зменшення) рівня шуму силових установок.	з 10.10.2022 до 14.10.2022	Виконано
4	Робота над спеціальною частиною дипломної роботи.	з 15.10.2022 до 22.10.2022	Виконано
5	Виконання необхідних розрахунків.	з 23.10.2022 до 30.10.2022	Виконано
6	Виконання розділів: охорона праці охороні, навколишнього середовища.	з 31.10.2022 до 05.11.2022	Виконано

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
7	Виконання висновків з дипломної роботи та список літератури	з 06.11.2022 до 08.11.2022	Виконано
8	Оформлення пояснювальної записки та презентаційного матеріалу	з 09.11.2022 до 10.11.2022	Виконано
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи	з 14.11.2022 до 19.11.2022	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	О. О. Козлітін		
Охорона навколишнього середовища	А. О. Падун		

8. Дата видачі завдання: «30» вересня 2022 року

Керівник дипломного проекту

Ю.М. Терещенко

Завдання прийняв до виконання

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка по дипломній роботі «Вдосконалення акустичних характеристик мотогондоли двоконтурного турбореактивного двигуна середньомагістрального літака»:

134 сторінки, 33 рисунки, 11 таблиць.

Об'єкт дослідження – авіаційна силова установка з двоконтурним турбореактивним двигуном .

Предмет дослідження - способи і пристрої для зниження рівня шуму силових установок.

Мета дипломної роботи - зниження рівня шуму силової установки з ТРДД шляхом застосування звукопоглинаючого облицювання резонансного типу .

Метод дослідження – розрахунково - аналітичний метод вибіру раціональних рішень, аналітичні розрахунки.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, в навчальному процесі і в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

Задачи дослідження:

1. Проектування і аналіз характеристик двигуна.
2. Вибір і розрахунок характеристик звукопоглинаючих матеріалів, на основі спроектованого двигуна.
3. Як результат розрахунків - зменшення рівня шуму двигуна згідно міжнародних стандартів.

Зміст

Реферат.....	5
Перелік умовних позначень, скорочень і термінів.....	9
Вступ.....	12
1 Аналітична частина.....	14
1.1 Аналіз основних льотно-технічних характеристик проектованого літака.....	14
1.2 Вибір схеми літака і його короткий опис.....	16
1.3 Обробка авіаційної статистики.....	18
1.4 Вибір оптимального питомого навантаження на крило і наближена оцінка аеродинамічних характеристик літака.....	19
1.5 Розрахунок злітної маси літака.....	22
1.6 Оцінка необхідного співвідношення тяги до ваги та уточнення характеристик силової установки.....	23
1.7 Аналіз основних технічних даних двигунів, аналогічних тому, що проектується.....	23
1.8 Вибір та обґрунтування параметрів проектованого двигуна.....	24
1.9 Висновки до розділу 1.....	26
2 Проектна частина.....	27
2.1 Короткий опис проектованого двигуна.....	27
2.2 Термодинамічний розрахунок дослідного зразка двигуна.....	29
2.3 Газодинамічний розрахунок дослідного зразка.....	36
2.4 Розрахунки на міцність основних елементів спроектованого двигуна.....	64
2.4.1 Розрахунок на міцність робочий лопаток турбіни.....	64
2.4.2 Розрахунок міцності диска першого ступеня.....	73
2.5 Розробка систем проектованого ТРДД.....	77
2.5.1 Визначення величини маслобака і маслосистеми.....	77

	7
2.5.1.1 Визначення необхідної циркуляції масла через двигун.....	79
2.5.1.2 Визначення величини маслобака і маслосистеми....	80
2.5.2 Система автоматичного управління ГТД.....	82
2.5.2.1 Закони управління двигуном.....	86
2.6 Висновок до розділу 2.....	87
3 Науково-дослідна частина.....	88
3.1 Забруднення шумом.....	88
3.2 Стан шумового забруднення у авіації.....	92
3.2.1 Авіація вітчизни.....	92
3.2.2 Закордонна авіація.....	95
3.3 Джерела шуму ТРДД.....	97
3.4 Методи боротьби з шумом.....	100
3.5 Використання конструкцій, що поглинають звук.....	102
3.5.1 Різновиди звукопоглинаючих конструкцій.....	102
3.5.2 Методика розрахунку звукопоглинаючих конструкцій.....	103
3.5.3 Результати розрахунку резонансних звукопоглинаючих конструкцій.....	105
3.5.4 Трапецієподібні ЗПК.....	109
3.6 Висновок до розділу 3.....	112
4 Охорона праці.....	113
4.1 Небезпечні та шкідливі виробничі фактори під час технічного обслуговування.....	113
4.2 Організаційні та проектно-технічні заходи щодо зменшення шкідливих виробничих факторів.....	114
4.2.1 Вплив шкідливих та небезпечних факторів на людину.....	115
4.2.2 Розрахунок вентиляції.....	116
4.3 Пожежо- та вибухобезпека при обслуговуванні авіаційних газотурбінних двигунів.....	118

4.3.1	Різновиди вогнегасників.....	118
4.3.2	Авіаційні двигуни як джерела підвищеної пожежної небезпеки.	120
4.4	Інструкція з техніки безпеки.....	121
4.5	Висновок до розділу 4.....	122
5	Охорона навколишнього середовища.....	124
5.1	Вплив шумового забруднення на навколишнє середовище та людину.....	124
5.2	Вплив авіатранспорту на навколишнє середовище.....	127
5.3	Розрахунок рівнів шуму прототипу двигуна Д-436.....	127
5.4	Висновок до розділу 5.....	135
	Висновки по дипломній роботі.....	134

Перелік умовних позначень, скорочень та індексів

Скорочення

АПУ -авіаційна пускова установка	ПКП - передня коробка передач;
КНТ - компресор низького тиску;	ЗКП - задня коробка передач;
КВТ - компресор високого тиску;	ТВД - турбогвинтовий двигун;
КВТ -компресор високого тиску;	ТРД - турбореактивний двигун;
ТРДД - турбореактивний двоконтурний двигун;	ТВТ - турбіна високого тиску;
КСТ - каскад середнього тиску;	ТНТ -турбіна низького тиску;
ТСТ - турбіна середнього тиску;	ККД -коефіцієнт корисної дії;
КСТ - компресор середнього тиску;	КВТ - каскад високого тиску;
ЦНТ -	ТВТ - турбіна високого тиску;
СУ - силова установка;	СА - сопловий апарат;
АТ - авіаційна техніка;	РК - робоче колесо;
	ЗПК - звукопоглинаюча конструкція;
	ЦЗ -
	ІМ -

Індекси

ек — екіпаж	бп - бортпровідник;
ф - фюзеляж;	МТ - МОТОГОНДОЛА;
ДВ - ДВИГУН;	КР _{ср} - крейсерський режим;
ПОС - посадка;	max - МАКСИМАЛЬНИЙ;
взл -ВЗЛІТ;	вх - ВХІД;
К -КОМПРЕСОР;	ВЛ - ВЕНТИЛЯТОР;
Г - Газ;	КЗ - камера згорання;
ПИТ - ПИТОМА;	КСТ - каскад середнього тиску;
Т - турбіна;	КВТ - каскад високого тиску;

ТСТ - турбіна середнього тиску;
 КНТ - компресор низького тиску;
 відн - відносний;
 ін - індуктивний;

ТВТ - турбіна високого тиску;
 КСТ - компресор середнього тиску;
 пер - перехідний;
 Н - для висоти Н;

Умовні позначення

m - маса;
 n - кількість одиниць;
 C_Y - коефіцієнт підйомної сили;
 M_k - число Маха крейсерського польоту;
 D - діаметр;
 R - тяга;
 σ - сумарний коефіцієнт відновлення тиску;
 m - ступінь двоконтурності;
 R_T - газова постійна повітря;
 $\sigma_{кз}$ - гідравлічні втрати і "тепловий опір" камери згоряння;
 l_0 - кількість повітря;
 η' - ККД;
 η_m - витрати потужності турбіни на привід агрегатів і подолання тертя в підшипниках;
 F - площа;
 h - висота;

K - коефіцієнт додаткового завантаження;
 C_X - коефіцієнт індуктивного опору;
 λ - подовження;
 V - швидкість або об'єм;
 P - тиск;
 ϕ - коефіцієнт швидкості сопла;
 π' - ступінь підвищення тиску;
 L - ефективна робота стиснення повітря;
 c - середня теплоємність газу;
 H_u - теплота згоряння палива;
 g_T - відносна витрата палива;
 α - коефіцієнт надлишку повітря в камері згоряння $\left(\frac{\text{кг повітря}}{\text{кг палива}}\right)$;
 $C_{\text{пит}}$ - питома витрата палива;
 G_B - витрата повітря;
 $\lambda_{ак}$ - відносну щільність течії на виході з КВТ;
 σ_p - напруження в небезпечній

c_1 - швидкість на виході з
першого СА;

N - потужність;

n - частота обертання;

σ_{02} - межа текучості матеріалу;

τ_K - напруження кручення;

лопатці від дії відцентрових сил;

ω - кутова швидкість

ρ - щільність;

W - продуктивність;

Q - витрата повітря;

Вступ

Однією з головних проблем в авіабудуванні на сьогоднішній день є зниження рівня шуму авіаційних двигунів. Для зниження рівня шуму в основному використовуються спеціальні акустичні поглинаючі конструкції (ЗПК), що встановлюються у впускних каналах і на зовнішньому контурі двигуна.

Принцип дії резонаторних ЗПК заснований на ефектах поглинання і розсіювання випромінювання резонатором. У першому випадку падаюча хвиля збуджує коливання повітря в горловині резонатора, викликаючи поглинання (перехід енергії в поступальні ступені свободи). У другому випадку хвиля, що входить в резонатор, за рахунок подвійного проходження в ньому отримує зворотню фазу і складається з первинних хвиль, що випромінюються джерелом, знищуючи останні. Таким чином, за допомогою акустичної лінії затримки і ефекту деструктивної інтерференції здійснюється звукоізоляція. На практиці, як правило, потрібно забезпечувати звукопоглинання не на одній або двох-трьох частотах, а в досить широкому діапазоні робочих частот. Для отримання широких ліній поглинання, а не піків на одній частоті, необхідно враховувати кут падіння хвилі, в основному за рахунок внесення втрат в резонаторну систему. Для цього використовуються перфоровані панелі, що закривають порожнину резонатора. Для розширення ліній поглинання запропоновано також використання ЗПК з трапецієвидним профілем.

Всі відомі ЗПК можна умовно класифікувати на наступні типи: за кількістю шарів (одно-, дво-, тришарові), формою елементарних комірок (прямокутні, стільникові, трапецієподібні, шевронні та ін.), за типами (однорідні, стільникові, пористі, трубчасті та ін.). При розробці ЗПК необхідно враховувати такі основні вимоги: поглинання в широкій смузі частот, тривала експлуатація в різних температурних умовах, міцність і точна методика акустичного розрахунку.

В даній роботі акустичні розрахунки проводились згідно з основними вимогами, що пред'являються до ЗПК. Кількість отворів панелі, що припадає на одну базову комірку резонатора, не враховується в методиці розрахунку ЗПК на основі методу розрахунку імпедансів. В роботі розраховано коефіцієнти поглинання для одно-, дво- та тришарових ЗПК з постійною площею поперечного перерізу та трапецієподібних ЗПК з урахуванням кількості отворів на комірках резонатора. При цьому кожен отвір представлений окремим резонатором з проникними стінками.

Результати, отримані в цій роботі, добре узгоджуються з експериментальними даними.

1 Аналітична частина.

1.1 Аналіз основних льотно-технічних характеристик проектного літака

Завданням на дипломну роботу визначається клас літака та його злітна маса. Дані проектного літака визначають вимоги до дальності польоту, крейсерської швидкості, пасажиромісткості тощо, тобто визначають основні експлуатаційно-технічні характеристики літака.

При виборі параметрів проектного літака зазвичай виходять з досягнутого рівня технічної досконалості авіаційної техніки. Тому першим етапом проектування є збір і первинна обробка статистичних даних по літакам-прототипам відповідно до заданої злітної маси і класу літака, що проектується. В якості прототипу оберемо середньомагістральні літаки, такі як: Fokker 70 та Ан-148.

Зведемо ці дані в таблицю 1.1 і використаємо їх при виборі конструктивних параметрів літака, що проектується.

Обробка статистичних даних необхідна у зв'язку з тим, що в технічній літературі наводяться лише основні характеристики літака та його масштабні схеми. Цих даних достатньо, щоб за допомогою нескладних розрахунків і відомих залежностей отримати оцінку практично всіх даних, необхідних при виборі проектних даних для нового літака.

На основі аналізу статистичних даних та завдання на проектування було зроблено висновок, що для заданої дальності польоту та пасажиромісткості найбільш вдалим на сьогоднішній день з точки зору маси та льотно-технічних характеристик є літак Boeing-737. Відповідно до прийнятого прототипу вибираємо схему проектного літака. Проектований літак буде виконаний за схемою широкофюзеляжного літака з двигунами, розташованими під крилом.

Статистичні дані середньомагістральних літаків

№ п/п	Парметри	Fokker-70	Ан-148	Проект
1	Місцезнаходження двигунів	На фюзеляжі	Під крилом	Під крилом
2	Кількість пасажирів	79	85	80
3	Кількість членів екіпажу	2	2	2
4	Кількість бортпровідників	3	3	3
5	Відносна маса комерційного навантаження	0.25	0.223	0.23
6	Відносна маса палива при $M_{ном\ max}$	0.22	0.24	0.2372
7	Відстань польоту з макс.ком.навант.	3410	4400	4000
8	Крейсерська економічна швидкість польоту	835	850	840
9	Рейсовий час $V_{крит.ек.}$	4.1	5.2	4.8
10	Стреловидність крила по 0,25 лінії хорди (град)	20	25	25
11	Середня відносна товщина крила (%)	0.12	0.1	0.125
12	Подовження крила по повній площі	8.7	8.9	8.72
13	Звуження крила по повній площі	2.94	3.21	2.36
14	Стреловидність ГО (град)	29.4	28.8	30
15	Стреловидність ВО (град)	38.2	33.4	35
Продовження таблиці 1.1				

№ п/п	Парметри	Fokker-70	Ан-148	Проект
16	Еквівалентний діаметр фюзеляжу (м)	3.4	3.67	3.6
17	Подовження фюзеляжу	8.3	10.6	9.5
18	Сума подовжень носової та хвостової частин фюзеляжу	4.75	5.2	5.05
19	Кількість двигунів (ТРДД)	2	2	2
20	Тягоозборюєння (Н/кг)	2.9	2.5	2.63
21	Степінь підвищення тиску двигуна	23.5	23.8	22.23
22	Посадкова дистанція (км)	1.3	1.5	1.4
23	Мінімальна посадкова швидкість	210	220	220

1.2 Вибір схеми літака та її короткий опис

Схема літака визначається взаємним розташуванням частин планера, їх кількістю та формою. Якщо схема вибрана вдало, то це дозволить підвищити безпеку і регулярність польотів, а також економічну ефективність літака.

Проектований літак побудований за аеродинамічною схемою вільнонесучого високоплана зі стріловидним крилом (25° по лінії чверті хорди), класичним хвостовим оперенням і двигунами під крилом. Силова установка складається з 2-х ТРДД. Два двигуни розташовані під крилом. Шасі літака триколісне, з носовою стійкою. Основне шасі забирається в спеціальні мотогондולי в нижній частині фюзеляжу. Крило трилонжеронне, кесонної конструкції, оснащено закінцівками, двоцілінними закрилками, спойлерами і елеронами. Кабіна обладнана кондиціонером з живленням від АПУ. До складу бортового обладнання входять метеорологічний локатор

"Гроза-154", навігаційний обчислювач відстані до маяка, доплерівський вимірювач швидкості наземного руху та кута зносу.

Проектований літак відноситься до другого покоління пасажирських реактивних літаків (з рядом властивостей третього покоління). У ньому застосовані незворотні прискорювачі, відмова від аеродинамічних тримерів, потужна і прогресивна механізація крила в поєднанні з керованим стабілізатором, триразове резервування всіх систем, система електроживлення змінного струму, ергономіка салону з індивідуальним кріслом бортмеханіка, навігаційно-обчислювальний пристрій. Надмірне співвідношення тяги до маси (застосоване вперше) забезпечило високу безпеку польоту та економію палива (двигуни в крейсерському польоті працюють на знижених режимах).

Високо розташоване трилонжеронне крило має гарну аеродинамічну компоновку і оснащено закінцівками, спойлерами та закрилками. Паливо розміщується в кесонних баках крила. Шасі триколісне. Черевні опори складаються з візків з двома парами коліс (що забезпечує використання літака на м'яких ґрунтах). Фюзеляж, за винятком носової частини з радіолокаційною антеною та хвостової частини, герметичний. У салоні, в залежності від кроку крісел, розміщується від 70 до 90 пасажирів, яких обслуговують 3 бортпровідники. Два багажних відсіки (обидва герметичні) дозволяють розмістити 3 тонни корисного вантажу. Двигуни, розташовані під крилом на демпферних опорах, мають зручний огляд. Допоміжна силова установка розміщена в задній частині фюзеляжу. Горизонтальне оперення з рухомим стабілізатором встановлене на верхній частині кіля. Кермо висоти і руль висоти - стільникової конструкції.

Силова установка складається з двох двигунів з тягою $2 \times 79.5463 = 159.0926$ кН.

Разположення двигунів під крилом має наступні переваги:

- крило звільняється від аеродинамічних навантажень і маса конструкції крила може бути зменшена.;

- двигуни виконують функцію протифлаттерного балансира крила і може збільшувати критичну швидкість флаттера ;
- простота обслуговування двигуна і його систем ;
- зниження аеродинамічних втрат тиску за рахунок зменшення довжини повітрозабірників ;
- зменшення маси паливної системи за рахунок зменшення довжини трубопроводу.

У проектуваному літаку шасі виконано за триопорною схемою з носовою стійкою. До переваг таких схем можна віднести:

- усунення можливості перекидання літаків носом ;
- виключення злітання літака під час його посадки.

1.3 Обробка авіаційної статистики.

На першому етапі проектування літака, щоб уникнути набору характеристик, які не реалізуються в одному літаку, при виборі параметрів ми виходимо з досягнутого рівня досконалості авіаційної техніки. Відповідно, на першому етапі проектування літака ми збираємо статистичні дані по декількох літаках. Потім робимо масовий розрахунок літака за методикою.

Ці дані використовуються при виборі проектних параметрів і контролі проміжних рішень.

Визначаємо масу комерційного навантаження:

$$m_{KH} = K_1 (75 + m_{GG}) \cdot n_{пас} = 1,2 (75 + 3) \cdot 80$$

де K_1 - коефіцієнт додаткового завантаження.

$K_1 = 1.2$ – для магістральних літаків.

m_{GG} - маса безкоштовного багажу. = 3

$n_{пас}$ - кількість пасажирів. = 80

$$m_{KH} = 7\,488 \text{ кг}$$

Визначаємо масу спорядження та службового вантажу:

$$m_{сн.г.} = 80 n_{ек} + 65 n_{бп} + (k_2 + 0,8 T) \cdot n_{пас} ;$$

де $n_{ек}$ - кількість членів екіпажу = 2;

$n_{\text{бп}}$ - кількість бортпроводників = 3;

$k_2 = 2$ – для магістральних літаків;

$T = 4.8$ - рейсовий час.

$$m_{\text{сн.г}} = 822.2 \text{ кг}$$

1.4 Вибір оптимального питомого навантаження на крило та наближена оцінка аеродинамічних характеристик літака.

Коефіцієнт підйомної сили всередині крейсерської частини літака визначається за формулою:

$$C_{Y_{\text{опт}}} = \sqrt{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}} \cdot C_{X_{\text{инд}}}};$$

де $\lambda_{\text{эф}}$ - ефективне подовження крила.

$C_{X_{\text{инд}}}$ - коефіцієнт індуктивного опору літака.

$$C_{X_{\text{инд}}} = K_c \cdot C_{X_0 K_0};$$

де K_c - коефіцієнт, що враховує особливості виконання крила і балансування літака. $K_c = 1,2$

$C_{X_0 K_0}$ - коефіцієнт профільного опору крила і оперення.

$$C_{X_0 K_0} = (0,9 + 0,15 \cdot M_K) \left(\frac{1 + 3 \cdot \bar{c} \sqrt{1 - M_K^2}}{358} + \frac{1 + 5 \cdot \bar{c} \cdot M_K^4}{185} \right)$$

де M_K - число Маха крейсерського польоту. $M_K = 0,68627$

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{A + B \cdot \lambda}$$

де A, B - коефіцієнти.

λ – удлиннение крыла; $\lambda = 7,22$

$$A = 1 + 1,4 \cdot x(M_K - 0,4)$$

де $x = 25$ - стреловидність крила по 0,25 хорд.

$$A = 14,4516$$

$$B = 0,141 \frac{1+x}{\eta}$$

де $\eta = 2,36$ - звуження крила.

$$B = 1,566$$

Звідси $\lambda_{\text{эф}} = 0,28$

$$\bar{c} = \bar{c}_{cp} \cdot \cos x = 0,125 \cdot \cos 25 = 0,1132 ;$$

де $\bar{c}_{cp} = 0,125$

$$C_{x_{инд}} = 0,00930;$$

$$C_{Y_{опт}} = \sqrt{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}} \cdot C_{x_{инд}}} = 0,36707$$

Визначаємо питоме навантаження на крило для характерних відрізків польоту: в розрахунковій точці польоту (середина крейсерського відрізка):

$$P_V = \frac{\Delta_H \cdot C_{Y_{опт}} \cdot V_K^2}{1631}$$

де Δ_H - відносна щільність повітря на висоті H.

$$P_V = \frac{\Delta_H \cdot C_{Y_{опт}} \cdot V_K^2}{1631} = 5,249$$

На початку крейсерського польоту: (за результатами наших розрахунків, виконаних на комп'ютері):

$$P_{V1} = \frac{P_V}{K_V}$$

$$P_{V1} = \frac{P_V}{K_V} = 5,854$$

При злеті:

$$P_0 = \frac{P_{V1} (333 - 1,33 \cdot H)}{333 - 2,33 \cdot H}$$

$$P_0 = \frac{P_{V1} (333 - 1,33 \cdot H)}{333 - 2,33 \cdot H} = 6,003$$

Знайдемо коефіцієнт лобового опору фюзеляжу та мотогондולי двигуна на крейсерському режимі польоту:

$$C_{X_{фюз}} = \left(0,9 + \frac{M_K}{6,7} \right) P_0 \left(\frac{D_\phi^2 \cdot (3,3 \cdot 10^{-4} \cdot \lambda_\phi + 5 \cdot 10^{-4} \sqrt{\lambda_\phi} + \frac{0,25}{\lambda_\phi^2})}{m_0^*} + \frac{\bar{R}_0^* \cdot \sqrt{n_{ДВ}}}{9346} \right)$$

де D_ϕ - діаметр фюзеляжу = 3.6

λ_ϕ - подовження фюзеляжу = 9.5

m_0^* - орієнтовна оцінка злітної маси.

\bar{R}_0^* - наближена оцінка тягоозброєннись.

$n_{ДВ}$ - кількість гондол двигунів.

$$C_{X_{\phiиMG}} = \left(0,9 + \frac{M_K}{6,7} \right) P_0 \left(\frac{D_\phi^2 \cdot (3,3 \cdot 10^{-4} \cdot \lambda_\phi + 5 \cdot 10^{-4} \sqrt{\lambda_\phi} + \frac{0,25}{\lambda_\phi^2})}{m_0^*} + \frac{\bar{R}_0^* \cdot \sqrt{n_{ДВ}}}{9346} \right) = 0,00939$$

Знайдемо коефіцієнт лобового опору літака на крейсерському режимі польоту:

$$C_{X_{КРер}} = (1 + K)C_{X_0K_0} + C_{X_{\phiиГД}} + 0,0002$$

$$C_{X_{КРер}} = (1 + K)C_{X_0K_0} + C_{X_{\phiиГД}} + 0,0002 = 0,03305$$

Знайдемо коефіцієнт лобового опору літака на початку крейсерського режиму польоту:

$$C_{X_{КР1}} = \left(1 + \frac{K_C}{K_{КР}^2} \right) C_{X_0K_0} + C_{X_{\phiиГД}} + 0,0002$$

$$K_{КР} = \frac{C_{Y_{ОПГ}}}{C_{X_{КРер}}}$$

де $K_{КР}$ - середня якість літака.

$$C_{X_{КР1}} = \left(1 + \frac{K_C}{K_{КР}^2} \right) C_{X_0K_0} + C_{X_{\phiиГД}} + 0,0002 = 0,0341В$$

Визначаємо коефіцієнт підйомної сили стійок при посадці з максимальною посадковою вагою:

$$C_{Y_{Пос}} = 1631 \cdot \xi \cdot \bar{m}_{Пос} \cdot \frac{P_0}{V_{Пос}^2}$$

де ξ - коефіцієнт впливу землі.

$\bar{m}_{Пос}$ - відносна посадкова маса.

$V_{лос}$ - максимальна посадкова швидкість.

Визначити максимальний коефіцієнт підйомної сили в конфігурації посадки:

$$C_{Y_{\max нос}} = 1,5C_{Y_{лос}}$$

$$C_{Y_{\max нос}} = 1,5C_{Y_{лос}} = 2,4945;$$

Визначити максимальний коефіцієнт підйомної сили при злітній конфігурації:

$$C_{Y_{\max взл}} = 0,87C_{Y_{\max нос}}$$

$$C_{Y_{\max взл}} = 0,87C_{Y_{\max нос}} = 2,17;$$

1.5 Розрахунок злітної маси літака

В результаті розрахунку на ЕОМ були визначені значення відносних мас основних груп, які наведені нижче, і вони необхідні для того, щоб визначити злітну масу літака. Всі характеристики та показники літака взаємопов'язані між собою. Математичним відображенням цього взаємозв'язку є рівняння балансу маси літака.

$$m_0 = \frac{m_{KH}}{1 - m_K - m_{OP} - m_{\Phi} - m_{Ш} - m_{CY} - m_{OБ.У} - m_{CH} - m_T}$$

де m_0 - злітна маса літака.

- маса комерційного навантаження. = 7 488
- відносна маса крила .. = 0,08840;
- відносна маса оперення. = 0,011;
- відносна маса фюзеляжу. = 0,08407;
- відносна маса шасі. = 0,05003;
- силовий установки. = 0,10293;
- обладнання та управління. = 0,12981;
- спорядження. = 0,01794;
- палива. = 0,22026.

Злітна маса літака: 35 344кг

1.6 Оцінка необхідного співвідношення тяги до ваги та уточнення характеристик силової установки.

Визначаємо необхідну тяговооружённость двигуна і тягу двигуна, необхідну тяговооружённость двигуна, необхідну тяговооружённость:

$$\bar{R}_0 = \frac{1,08n}{n-1} \left(\frac{P_0}{1,22LC_{yomp}} + 0,5 \right) = 2,65$$

ДЕ: $n_{ос}$ = кількість двигателів ;

$$L = (L_{КПБ} + L_{ВПП}) = 3,3 \text{ км}$$

Потрібна тяга двигуна:

$$R_0 = \frac{\bar{R}_0 m_0}{n_{ос}} = 79.5463 \text{ кН} .$$

1.7 Аналіз основних технічних даних двигунів, аналогічних тому, що проектується

Основні технічні дані двигунів, що відповідають проектуваному за типом і тягою, наведені в таблиці 1.2.

Виходячи з умови забезпечення необхідної тяги, мінімальної питомої витрати палива, габаритних розмірів і маси, а також безвідмовної роботи на всіх режимах, в якості дослідних двигунів вибираємо двигуни Rolls-Royce Tay Mk.620, Д – 436Т1.

Статистичні дані по двигуну близькі до проектних. Таблиця 1.2

Дані	Rolls-Royce Tay Mk.620	Д – 436Т1	Проект
Тяга двигуна, Н	62 820	75 000	79 540
Суммарная степень повышения давления в компрессоре	23.8	23.8	24
Степень повышения давления в вентиляторе	1.7	1.7	1,65

Продовження таблиці 1.2			
Дані	Rolls-Royce Tay Mk.620	Д – 436Т1	Проект
Степень двухконтурности	3.04	5.6	4.9
Температура газів перед турбиной, К	1490	1453	1470
Удельный расход топлива, кг/нч	0.0366	0.0377	0,037
Расход воздуха, кг/с	38	36	-

1.8 Вибір та обґрунтування параметрів проектного двигуна

Авіаційний двигун, що проектується, є турбореактивним двоконтурним двовальним двигуном із змішанням газових потоків зовнішнього та внутрішнього контурів. Проектований двигун призначений для установки на середньомагістральні літаки.

Розроблений двигун складається з наступних основних вузлів: компресора, розділювального корпусу з коробками приводів агрегатів, камери згоряння, турбіни, вихідного і реверсивного пристроїв.

Вентилятор 1, осьовий, з підпірним ступенем. Компресор низького тиску (КНТ) 6 ступенів, осьовий, з приводом від турбіни низького тиску (ТНТ). Компресор високого тиску (КВТ) 7 ступенів, осьовий, з приводом від турбіни високого тиску (ТВТ).

Розділювальний корпус призначений для розділення повітряних потоків між контурами, а також для розміщення деталей центрального приводу переднього і ведучого редукторів. Розділювальний корпус є силовим агрегатом, який несе на собі деталі кріплення двигуна до літака, і служить опорою для роторів КНТ і КВТ.

Камера згоряння - трубчасто-кільцева, розташована між компресором і турбіною. Її конструкція передбачає можливість огляду і заміни жарових труб, газозбірників, форсунок та інших деталей при частковому розбиранні двигуна.

Турбіна двигуна двоступенева, шестиступінчаста і складається з ТВД і ТНД. Диски, сопло і лопатки ротора обох ступенів ТВД мають повітряне охолодження. Задня опора турбіни являє собою силовий блок, на якому розташовані деталі кріплення задньої опори двигуна до літака.

Вихідний пристрій має змішувальну камеру та дозвукове нерегульоване реактивне сопло. Реверсивний пристрій має дві зовнішні відхиляючі заслінки; система управління цим пристроєм гідравлічна, закрита, автономна. Агрегати, що забезпечують роботу двигуна і літака, встановлені на двох редукторах, розташованих в нижній частині двигуна (передній встановлений на окремому корпусі, а задній - на підвісках в порожнині зовнішнього кожуха камери згоряння).

Для роботи генератора з постійною частотою обертання двигун оснащений диференціальним приводом постійної частоти обертання з повітряною турбіною.

Управління двигуном здійснюється з кабіни екіпажу за допомогою важелів GAS - REVERSE і STOP. Важіль GAS-REVERSE комбінований і складається з основного важеля управління двигуном (РУД - управління прямою тягою) і додаткового важеля управління реверсним пристроєм (РУР - управління зворотною тягою). Запуск двигуна здійснюється автоматично і проводиться від повітряного стартера.

Регулювання подачі палива в камеру згоряння при постійному режимі роботи і різних умовах польоту здійснюється автоматично за програмою $n_{вд} = \text{const}$ з урахуванням вимог щодо захисту вузлів від теплових і механічних навантажень.

На двигуні використовується електронна система запалювання, яка включає в себе блок запалювання і дві свічки поверхневого розряду.

Масляна система двигуна автономна, нормально закрита, циркуляційна. Всі її агрегати розташовані на двигуні.

Двигун оснащений наступними системами захисту та раннього виявлення несправностей:

- Системи обмеження максимальної частоти обертання роторів КВД і КНД і максимального тиску повітря для КВД;
- Система обмеження температури газів, що проходять через турбіну на основних режимах роботи двигуна;
- Система захисту від небезпечних швидкостей обертання зенітної турбіни, авіаційного турбостартера та генератора змінного струму;
- антифризу (ПОС) повітрязбірника, переднього несучого обтічника та лопатей ВНА КНД;
- Система сигналізації та пожежогасіння всередині двигуна;
- Система контролю та сигналізації вібрації двигуна;
- Сигналізація про наявність металевої стружки в масляній системі;
- Сигналізація падіння тиску на головному паливному фільтрі;
- Сигналізація про мінімально допустимий тиск палива в насосі-регуляторі;
- Сигналізація про мінімально допустимий тиск масла на вході в двигун.

Двигун оснащений датчиками контрольно-вимірювальної апаратури масляної системи і системи паливоподачі, реверсивного пристрою, положення регуляторів механізації компресора, температури газу в турбіні тощо.

1.9 Висновок до розділу 1

Проаналізувавши основні льотно-технічні характеристики проєктованого літака, була обрана схема літака, оптимальне питоме навантаження на крило, розрахована злітна маса літака, і необхідне співвідношення тяги двигуна до ваги літака. На основі аналізу основних

технічних характеристик двигунів, що аналогічні проектуваному, були обрані елементи двигуна і їх конфігурація.

2 Проектна частина

2.1 Короткий опис спроектваного двигуна

Для спроектваного турбореактивного двоконтурного двигуна вибрана силова схема (за прототипом Д - 436) зі зміщенням потоків (з роздільними виходами) . Даний тип двигуна призначений для встановлення на плановані середньомагістральні літаки авіаліній довжиною до 3000 км.

Розроблений двигун складається з наступних основних вузлів: компресора, розділювального корпусу з коробками приводів агрегатів, камери згоряння, турбіни, вихідного і реверсивного пристроїв.

Вентилятор має один осьовий ступінь, з підпірним ступенем. Компресор низького тиску - шестиступінчастий, осьовий, з приводом від турбіни низького тиску. Компресор високого тиску - семиступінчастий, осьовий, з приводом від турбіни високого тиску.

Розділювальний корпус призначений для розділення повітряних потоків між контурами, а також для розміщення деталей центрального приводу до переднього (ПКП) і заднього (ЗКП) коробок передач. Розділювальний корпус є силовим агрегатом, який несе на собі деталі кріплення двигуна до літального апарату, і служить опорою для роторів КНТ і КВТ.

Камера згоряння трубчасто-кільцева, розташована між компресором і турбіною. Її конструкція передбачає можливість огляду і заміни жарових труб, газозбірників, форсунок та інших деталей при частковому розбиранні двигуна.

Турбіна осьова, реактивна, складається з ТВТ і ТНТ. Диски, сопло і лопатки ротора обох ступенів ТВТ мають охолодження повітрям, в чотириступінчастому ТНТ - тільки диски. Задня опора турбіни являє собою силовий блок, на якому розташовані деталі кріплення задньої опори двигуна до літака.

Вихідний пристрій має змішувальну камеру та дозвукове нерегульоване реактивне сопло. Реверсивний пристрій має два зовнішні затвори, що відхиляються; система управління цим пристроєм гідравлічна, закрита, автономна.

Перелік основних частин проектного двигуна та застосовані конструкційні матеріали наведені в таблиці 2.1.

Основні деталі проектного двигуна і застосуванні конструкційні матеріали

Таблиця 2.1

Основні деталі ТРДД	Матеріали
Робоча лопатка вентилятора	ВТ-8
Статор вентилятора	ОТ-4
Кок вентилятора	ОТ-4
Вал вентилятора	18ХНВА
Корпус головного модуля	АЛ-15
Коробка приводів агрегатів	МЛ-15
Робочі лопатки приєднаних щаблів	ВТ-4-1
Корпус КВТ	1Х17Н2Ш
Робочі лопатки КВТ	ВТ-4-1, Х17Н2
Диски КВТ	12Х2Н4А, Х17Н2
Вал КВТ	18ХНВА
Корпус камери згоряння	ВЖ102
Жарова труба	ЭИ-602
Корпус турбіни	ЭИ-686
Лопатки соплових апаратів	ЖС6УВИ
Робочі лопатки ТВТ	ЖС26
Робочі лопатки турбін вентилятора	ЭИ-598
Диски турбін	ЭИ-698
Реактивне сопло	ВЖ102

2.2 Термодинамічний розрахунок дослідного зразка двигуна

Метою термодинамічного розрахунку ТРДД є визначення параметрів робочого тіла в характерних перерізах проточної частини двигуна, витрати повітря, питомої тяги і витрати палива. Розрахунок виконується відповідно до рекомендацій, наведених у методичних вказівках.

Необхідні дані для розрахунку

Висота польоту..... $H = 0$ м

Швидкість польоту..... $V = 0$ м/с

Тяга..... $P = 79546.3$ Н

Ступінь підвищення тиску повітря в компресорі... $\pi'_k = 24$

Ступінь підвищення тиску повітря у вентиляторі..... $\pi'_{вл} = 1.65$

Ступінь двоконтурності..... $m = 4.9$

Температура газів перед турбіною..... $T'_r = 1470^\circ\text{K}$

Газова постійна повітря..... $R = 287.3$ Дж/кг · К

Газова постійна повітря..... $R_r = 288$ Дж/кг · К

Показник адіабати для повітря $k = 1.41$

Показник адіабати для гасу..... $k_r = 1.33$

Постійні величини $m_{п} = 0.040497 \cdot \sqrt{\frac{\text{кг}\cdot\text{К}}{\text{Дж}}}$; $m_r = 0.0396 \cdot$

$\sqrt{\frac{\text{кг}\cdot\text{К}}{\text{Дж}}}$

Принципова схема ТРДД і позначення характерних перерізів наведені на рис. 2.1.

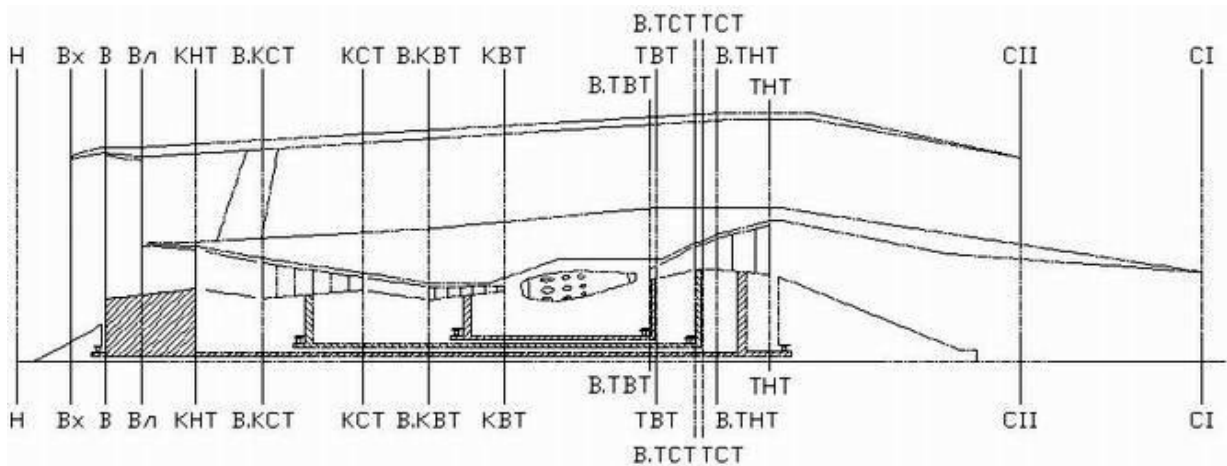


Рис.2.1 -Принципова схема і позначення характерних перерізів ТРДД.

Визначення параметрів робочої рідини в забрудненому потоці перед двигуном (переріз Н-Н).

Для заданої висоти ($H = 0$ м) тиск і температура рівні $P_H = 101325$ Па
 $T_H = 288.15^\circ\text{К}$. Далі визначаємо параметри застійного потоку:

$$T'_H = T_H + \frac{V^2}{2 \cdot \left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot R} = 288.15^\circ\text{К}$$

$$p'_H = p_H \cdot \left(\frac{T'_H}{T_H}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 101325 \text{ Па}$$

Визначення параметрів повітря на вході в вентилятор (переріз В-В).

Температура і тиск знаходяться з рівнянь:

$$T'_B = T'_H = 288.15^\circ\text{К}$$

Сумарний коефіцієнт відновлення тиску у вхідному пристрої приймається рівним $\sigma_{\text{Вх}} = 0.995$.

$$p'_B = p'_H \cdot \sigma_{\text{Вх}} = 100.82 \text{ кПа}$$

Визначення параметрів робочої рідини по вентилятору в зовнішньому контурі (переріз Вл-Вл).

Вибераємо продуктивність вентилятора $\eta'_{\text{ВЛІ}} = 0.89$ і знайдемо роботу стиснення в зовнішньому контурі:

$$L_{\text{вЛII}} = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T'_B \cdot \left[(\pi_{\text{вЛ}})^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta'_{\text{вЛII}}} = 50.143 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Тиск і температура за вентилятором:

$$p'_{\text{вЛII}} = p'_B \cdot \pi'_{\text{вЛ}} = 166.35 \text{ кПа}$$

$$T'_{\text{вЛII}} = T'_B + \frac{k-1}{k} \cdot \frac{L_{\text{вЛII}}}{R} = 338.9^\circ \text{ К}$$

Визначення параметрів повітря на виході з сопла зовнішнього контуру(переріз СП-СП).

Параметри повітря перед соплом в турбореактивному двоконтурному двигуні зі зменшеним зовнішнім контуром дорівнюють параметрам вентилятора (при):

$$T'_{II} = T'_{\text{вЛII}} = 338.9^\circ \text{ К}$$

$$p'_{II} = p'_{\text{вЛII}} \cdot \sigma_{II} = 165.519 \text{ кПа}$$

Швидкість витоку повітря з сопла зовнішнього контуру визначається за формулою повного розширення (за умови, що коефіцієнт швидкості сопла зовнішнього контуру дорівнює $\phi_{\text{сII}} = 0.985$):

$$c_{\text{сII}} = \phi_{\text{сII}} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T'_{II} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{II}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} = 293.952 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$p_c = p_H = 101.325 \text{ кПа}$$

$$T_c = T_{II} - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{c_{\text{сII}}^2}{2 \cdot R} = 295.173^\circ \text{ К}$$

Визначення параметрів повітря компресором (переріз К-К).

Продуктивність компресора визначається за наближеною формулою, задаючись ККД ступеня компресора $\eta_{\text{ст}} = 0.89$:

$$\eta'_k = \frac{\pi'^{\frac{k-1}{k}}_k - 1}{\pi'^{\frac{k-1}{k} \cdot \eta_{ст}}_k - 1} = 0.834$$

Ефективна робота стиснення повітря в компресорі:

$$L_k = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T'_B \cdot \left[(\pi'_k)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta'_k} = 499.56 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Температура і тиск за компресором:

$$T'_K = T'_B + \frac{k-1}{k} \cdot \frac{L_K}{R} = 793.761^\circ \text{K}$$

$$p'_K = p'_B \cdot \pi'_K = 2.241 \text{ МПа}$$

Визначення параметрів робочого тіла на виході з камери згоряння (переріз Г-Г).

Налаштування загального коефіцієнта відновлення тиску в камері згоряння ($\sigma_{кз} = 0.98$ – гідравлічні втрати і "тепловий опір" камери згоряння) знаходимо тиск перед турбіною:

$$p'_Г = p'_K \cdot \sigma_{кз} = 2.196 \text{ МПа}$$

Середня теплоємність газу в камері згоряння:

$$c_{p,ср} = \left(878 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} \right) + \left(0.208 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}^2} \right) \cdot (T'_Г + 0.48 \cdot T'_K) = 1.263 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

Встановлення коефіцієнта повноти згоряння палива $\eta_\Gamma = 0.995$ та приймаючи значення теплоти згоряння палива $H_u = 4.3 \cdot 10^7 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$, знаходимо відносну витрату палива:

$$g_\Gamma = \frac{c_{p,ср} \cdot (T'_Г - T'_K)}{\eta_\Gamma \cdot H_u} = 0.02$$

Коефіцієнт надлишку повітря в камері згоряння $\left(\frac{\text{кг повітря}}{\text{кг палива}} \right)$:

$$\alpha = \frac{1}{g_T \cdot l_0} = 3.385$$

де l_0 - кількість повітря, необхідне для повного згорання 1 кг палива.

$$l_0 = 14.8 \frac{\text{КГ}_{\text{повітря}}}{\text{КГ}_{\text{палива}}}$$

Визначення параметрів газу за турбіною (переріз Т-Т).

Для визначення ефективної роботи всіх ступенів турбіни ТРДД приймаємо наступні коефіцієнти:

$g_{\text{охл}} = 0.06$ – відносна кількість повітря для охолодження частин турбіни

$\eta_m = 0.995$ - витрати потужності турбіни на привід агрегатів і подолання тертя в підшипниках

$$L_T = \frac{m \cdot L_{\text{ВЛН}} + L_K}{(1 + g_T) \cdot (1 - g_{\text{охл}}) \cdot \eta_m} = 781.219 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Приймаючи ККД турбіни $\eta'_T = 0.91$ визначаємо температуру і тиск газу за турбіною:

$$T'_T = T'_r - \frac{k_r - 1}{k_r} \cdot \frac{L_T}{R_r} = 796.957^\circ \text{K}$$

$$p'_T = p'_r \cdot \left(1 - \frac{T'_r - T'_T}{T'_r}\right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = 131.056 \text{ кПа}$$

Визначення параметрів газу в початковій ділянці внутрішнього контуру сопла (переріз СІ-СІ).

Температура газу на виході з сопла дорівнює температурі турбіни:

$$T'_{cl} = T'_T = 796.957^\circ \text{K}$$

Припускаючи загальний коефіцієнт збереження тиску від перетину турбіни до вихідного сопла $\sigma_{cl} = 0.99$, знаходимо тиск застійного потоку в початковому перерізі сопла:

$$p'_{cl} = p'_T \cdot \sigma_{cl} = 129.745 \text{ кПа}$$

Визначаємо перепад тиску в реактивному соплі внутрішнього контуру і порівнюємо його з критичним перепадом:

$$\pi'_{c.кр} = \left(\frac{k_\Gamma + 1}{2} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}} = 1.851$$

$$\pi'_{cl} = \frac{p'_{cl}}{p_H} = 1.28$$

Тому що $\pi'_{cl} < \pi'_{c.кр}$, то розширення газу повне ($p_c = p_H$) і швидкість витікання газу із сопла внутрішнього контуру дорівнює:

$$c_{cl} = \phi_{cl} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma \cdot T'_T \cdot \left[1 - \left(\frac{p_H}{p'_T} \right)^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \right]} = 331.491 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

де $\phi_{cl} = 0.98$ - коефіцієнт швидкості сопла

Статична температура газу на виході з сопла внутрішнього контуру:

$$T_{cl} = T'_{cl} - \frac{c_{cl}^2}{2 \cdot \left(\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma} \right) \cdot R_\Gamma} = 749.622^\circ \text{К}$$

Визначення основних питомих параметрів двигунів та витрати повітря.

Питома тяга дорівнює:

$$P_{питI} = c_{cl} \cdot (1 + g_T) = 338.108 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{питII} = c_{cII} = 293.952 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{\text{пит}\Sigma} = \frac{P_{\text{пит}I} + P_{\text{пит}II} \cdot m}{1 + m} = 301.436 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

Питома витрата палива:

$$C_{\text{пит}} = \frac{g_T \cdot (1 - g_{\text{охл}})}{P_{\text{пит}\Sigma} \cdot (1 + m)} = 0.038 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}}$$

Витрату повітря знаходимо з рівнянь:

$$G_B = \frac{P}{P_{\text{пит}\Sigma}} = 263.891 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

$$G_{BI} = \frac{G_B}{1 + m} = 44.727 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

$$G_{BII} = \frac{m}{1 + m} \cdot G_B = 219.164 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

$$G_B = G_{BI} + G_{BII} = 263.891 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Внутрішній ККД двигуна:

$$\eta_e = \frac{P_{\text{пит}I}^2 + m \cdot P_{\text{пит}II}^2}{2 \cdot g_T \cdot H_u \cdot (1 - g_{\text{охл}})} = 0.333$$

2.3 Газодинамічний розрахунок дослідного зразка.

Метою газодинамічного розрахунку авіаційного газотурбінного двигуна є визначення діаметральних розмірів характерних перерізів проточної частини двигуна, кількості роторів і частот їх обертання, кількості ступенів компресора і турбіни для кожного ступеня і розподілу роботи стиснення (розширення) між ними, уточнення параметрів двигуна. Вихідними даними для газодинамічного розрахунку є результати термодинамічного розрахунку. Розрахунок виконується відповідно до рекомендацій, наведених у методичних вказівках.

Визначення розмірів на вході у вентилятор.

Починаючи газодинамічний розрахунок, вибираємо значення осьової швидкості повітря на вході $c_{1a} = 175.3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ і окружну швидкість на кінцях лопаток $U_{1k} = 500 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ відповідно до рекомендацій, а також відносний подвійний радіус втулки першого ступеня вентилятора $d_{1.\text{відн}} = 0.305/$

Приведена швидкість струму:

$$\lambda_{1a} = \frac{c_{1a}}{\left(18.3 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с}} \cdot \sqrt{\text{К}}\right) \cdot \sqrt{T'_B}} = 0.564$$

Загальна формула для визначення відносної густини струму є функцією адіабатичної експоненти і приведенної швидкості струму:

$$q(\lambda, k_i) = \left(\frac{k_i+1}{2}\right)^{\frac{1}{k_i-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k_i-1}{k_i+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k_i-1}} = 0.776$$

Площа перерізу на вході в вентилятор:

$$F_B = \frac{G_B \cdot \sqrt{T'_B}}{m_{\Pi} \cdot p'_B \cdot q(\lambda_{1a}, k)} = 1.413 \text{ м}^2$$

$$\text{де } m_{\Pi} = 0.040497 \cdot \sqrt{\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}}}$$

Діаметр робочого колеса на периферії:

$$D_{1K} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_B}{\pi \cdot (1 - d_{1.\text{відн}}^2)}} = 1.409 \text{ м}$$

Діаметр втулки

$$D_{\text{вт}} = \sqrt{D_{1K}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_B} = 0.43 \text{ м}$$

Діаметр умовного перерізу, що розділяє потоки первинного і вторинного контурів:

$$D_I = \sqrt{D_{1K}^2 - \frac{4 G_{BII}}{\pi G_B} F_B} = 0.7 \text{ м}$$

Визначення кількості ступіней вентилятора ТРДД

Окружні швидкості лопаток на діаметрі D_1 та у втулки:

$$U_I = U_{1k} \frac{D_I}{D_{Ik}} = 248.369 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$U_{1BT} = U_{1k} \frac{D_{1BT}}{D_{Ik}} = 152.5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Щільність решітки біля втулки робочого колеса приймається

$$z_{BT} = 2.2.$$

Розраховуємо щільність решітки, завихрення повітря і роботу, що передається повітрю лопатками вентилятора, на подвійний радіус D_I :

$$z_I = z_{BT} \cdot \frac{D_{1BT}}{D_I} = 1.351$$

$$\Delta W_{uI} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{1}{z_I}} = 128.748 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$L_I = U_I \cdot \Delta W_{uI} = 32 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Закручення повітря на діаметр D_{1BT}

$$\Delta W_{u.BT} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.55 \cdot \frac{1}{z_{BT}}} = 161.56 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Середнє значення роботи вентилятора в зоні внутрішнього контуру:

$$L_{u.BT} = U_{1BT} \cdot \Delta W_{u.BT} = 24.638 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$L_{вЛ} = \frac{1}{2} \cdot (L_{u.BT} + L_I) = 28.307 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Таким чином, ми остаточно приймаємо одноступеневий вентилятор $z_{вЛ} = 1$, розміри на вході:

$$D_{Ik} = 1.409 \text{ м}; \quad D_{1BT} = 0.43 \text{ м}; \quad D_I = 0.7 \text{ м}; \quad U_{Ik} = 500 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Робота в зоні зовнішнього контуру: $L_{вЛII} = 50.143 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$.

У зоні внутрішнього контура: $L_{\text{влі}} = 28.307 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$.

Розподіл роботи стиснення між ступеннями компресорів низького, середнього і високого тиску та визначення кількості ступенів турбін середнього і високого тиску.

Розподіл роботи стиснення між ступеннями компресора здійснюється з умови максимального навантаження кожного ступеня ТВТ:

$$L_K = L_K - L_{\text{влі}} - \left(20 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}\right) = 451.25 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$z_{\text{пр}} = 1$$

Експлуатація турбін середнього та високого тиску:

$$L_T = \frac{L'_K}{(1 + g_T) \cdot (1 - g_{\text{охл}}) \cdot \eta_m} = 473.025 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Розділимо отримані роботи на каскади КСТ, КВТ і ТСТ, ТВТ так, щоб робота КСТ і ТСТ була на 20% менше роботи КВТ:

$$L'_{\text{кст}} = \frac{0.8 \cdot L'_K}{1.8} = 200.556 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$L_{\text{квт}} = \frac{L'_K}{1.8} = 250.696 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$L_{\text{тст}} = \frac{0.8 \cdot L_T}{1.8} = 210.233 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$L_{\text{твт}} = \frac{L_T}{1.8} = 262.792 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$z_{\text{ст.твт}} = 1$$

$$U_{\text{твт.сп}} = 345 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$Y' = U_{\text{твт.сп}} \cdot \sqrt{\frac{z_{\text{ст.твт}} \cdot \eta'_T}{2 \cdot L_{\text{твт}}}} = 0.454$$

Коефіцієнт завантаження знаходиться в допустимих межах (0.45...0.55).

$$z_{\text{ст.тст}} = 1$$

$$U_{\text{тст.сп}} = 370 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$Y' = U_{TCT.cpr} \cdot \sqrt{\frac{z_{CT.TCT} \cdot \eta'_{T'}}{2 \cdot L_{TCT}}} = 0.544$$

Коефіцієнт завантаження знаходиться в допустимих межах (0.45...0.55).

Роботу стиску у вентиляторі з приєднаними ступінями:

$$L_{KHT} = L_{вЛІ} + \left(20 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}\right) = 48.307 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Визначення параметрів повітря і діаметральних розмірів на виході з вентилятора і компресора низького тиску.

Ступінь підвищення тиску в КНТ визначається з умови рівності ККД вентилятора в прикореневій зоні і КНТ:

$$\pi'_{\text{КНТ}} = \left(1 + \frac{k-1}{k} \cdot \frac{L_{\text{КНТ}} \cdot \eta_{\text{вЛІ}}}{R \cdot T'_{\text{в}}}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1.622$$

Тиск та температура повітря на виході з КНТ:

$$p'_{\text{КНТ}} = p'_{\text{в}} \cdot \pi'_{\text{КНТ}} = 163.53 \text{ кПа}$$

$$T'_{\text{КНТ}} = T'_{\text{в}} + \frac{k-1}{k \cdot R} \cdot L_{\text{КНТ}} = 337.043 \text{ °К}$$

Розміри діаметрів на виході з ОГТ (вентилятора) визначаються окремо для внутрішнього і зовнішнього контурів. При цьому задаємося осьовою швидкістю на виході з вентилятора

$$\text{зовнішнього контуру: } c_{\text{а.вЛІ}} = 140.7 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$\text{внутрішнього контуру: } c_{\text{а.вЛІ}} = 102 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Приведена швидкість і відносна густина потоку в обох контурах розраховуються за рівняннями:

$$\lambda_{\text{а.вЛІ}} = \frac{c_{\text{а.вЛІ}}}{\left(18.3 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{КНТ}}}} = 0.304$$

$$\lambda_{\text{а.вЛІІ}} = \frac{c_{\text{а.вЛІІ}}}{\left(18.3 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{вЛІІ}}}} = 0.418$$

$$q(\lambda_{\text{а.вЛІ}}, k) = 0.46 \quad q(\lambda_{\text{а.вЛІІ}}, k) = 0.612$$

Площа перерізу на виході з вентилятора в зовнішньому і внутрішньому контурах:

$$F_{\text{вЛII}} = \frac{G_{\text{вЛII}} \cdot \sqrt{T'_{\text{вЛII}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{вЛII}} \cdot q(\lambda_{\text{а.вЛII}}, k)} = 0.979 \text{ м}^2$$

$$F_{\text{вЛI}} = \frac{G_{\text{вЛI}} \cdot \sqrt{T'_{\text{кнт}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{кнт}} \cdot q(\lambda_{\text{а.вЛI}}, k)} = 0.269 \text{ м}^2$$

Приймаємо зовнішній подвійний радіус за вентилятором в зовнішньому контурі на 2,2% менше, тобто

$$D_{\text{вЛII}} = 0.978 \cdot D_{\text{Iк}} = 1.378 \text{ м}$$

Знаходимо подвійний радіус умовного перерізу, що розділяє потоки зовнішнього і внутрішнього контурів:

$$D_{\text{II}} = \sqrt{D_{\text{вЛII}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{вЛI}}} = 0.807 \text{ м}$$

Товщину перегородки, що розділяє два контури, приймаємо рівною $\delta = 0.036\text{м}$, то зовнішній подвійний радіус робочого колеса:

$$D_{\text{вЛI}} = D_{\text{II}} - \delta = 0.771 \text{ м}$$

Тоді діаметр втулки на виході з КНТ:

$$D_{\text{вт.кнт}} = \sqrt{D_{\text{вЛI}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{вЛI}}} = 0.501 \text{ м}$$

Визначення діаметральних розмірів перерізу на вході в компресор середнього тиску.

Параметри повітря на вході в КСТ:

$$T'_{\text{в.кст}} = T'_{\text{кнт}} = 337.043^\circ \text{ К}$$

$$p'_{\text{в.кст}} = p'_{\text{кнт}} \cdot \sigma_{\text{пер}} = 162.058 \text{ кПа}$$

де $\sigma_{\text{пер}} = 0.991$ - коефіцієнт відновлення в перехідному корпусі.

Задаємо швидкість повітря на вході в КСТ:

$$c_{\text{а.в.кст}} = 136.5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Приведена швидкість:

$$\lambda_{\text{в.кст}} = \frac{c_{\text{а.в.кст}}}{\left(18.3 \frac{\text{М}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{в.кст}}}} = 0.406$$

Відносна густина течії:

$$q(\lambda_{\text{в.кст}}, k) = 0.597$$

Площа перерізу на вході в компресор високого тиску:

$$F_{\text{в.кст}} = \frac{G_{\text{ВІ}} \cdot \sqrt{T'_{\text{в.кст}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{в.кст}} \cdot q(\lambda_{\text{в.кст}}, k)} = 0.209 \text{ м}^2$$

Для визначення діаметральних розмірів на вході в КСТ задаємося відносним діаметром втулки першого ступеня КСТ $d_{\text{вт.відн}} = 0.644$.

Зовнішній подвійний радіус РК на вході в КСТ:

$$D_{\text{л.кст}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{в.кст}}}{\pi \cdot (1 - d_{\text{вт.відн}}^2)}} = 0.6751 \text{ м}$$

Подвійний радіус втулки РК на вході в КСТ:

$$D_{\text{вт.в.кст}} = \sqrt{D_{\text{л.кст}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{в.кст}}} = 0.435 \text{ м}$$

Висота лопатки РК на вході в КСТ:

$$h_{\text{1л}} = \frac{D_{\text{1.кст}} - D_{\text{вт.в.кст}}}{2} = 0.12 \text{ м}$$

Визначення діаметральних розмірів на виході з компресора середнього тиску.

Температура повітря на виході з КСТ визначається за формулою:

$$T'_{\text{кст}} = T'_{\text{в.кст}} + \frac{L_{\text{кст}}}{\left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot R} = 540.029^\circ \text{ К}$$

Приймаємо:

$$\eta_{\text{кст}} = 0.88$$

Ступінь підвищення тиску повітря в КСТ:

$$\pi'_{\text{кст}} = \left[1 + \frac{L_{\text{кст}} \cdot \eta'_{\text{кст}}}{\left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot R \cdot T'_{\text{в.кст}}} \right]^{\frac{k}{k-1}} = 4.317$$

$$p'_{\text{кст}} = p'_{\text{в.кст}} \cdot \pi'_{\text{в.кст}} = 699.542 \text{ кПа}$$

Знаходимо приведену швидкість, відносну густину потоку і площу поперечного перерізу на виході з КНТ, попередньо призначену повітря на виході:

$$c_{\text{а.кст}} = 141.5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$\lambda_{\text{а.кст}} = \frac{c_{\text{а.кст}}}{\left(18.3 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{кст}}}} = 0.333$$

$$q(\lambda_{\text{а.кст}}, k) = 0.501$$

Площа перетину на виході з КСТ:

$$F_{\text{кст}} = \frac{G_{\text{вI}} \cdot \sqrt{T'_{\text{кст}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{кст}} \cdot q(\lambda_{\text{а.кст}}, k)} = 0.073 \text{ м}^2$$

Задаючись відносним діаметром втулки на виході з КСТ $d_{\text{вт.відн}} = 0.85$, знаходимо діаметр робочого колеса на периферії і довжину лопатки на виході з КСТ:

$$D_{2.\text{кст}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{кст}}}{\pi \cdot (1 - d_{\text{вт.відн}}^2)}} = 0.58 \text{ м}$$

$$D_{\text{вт.кст}} = \sqrt{D_{2.\text{кст}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{кст}}} = 0.493 \text{ м}$$

$$h_{2\text{л}} = \frac{D_{2.\text{кст}} - D_{\text{вт.кст}}}{2} = 0.043 \text{ м}$$

Визначення діаметрів поперечного перерізу на вході в компресор високого тиску.

Параметри повітря на вході в КВТ:

$$T'_{\text{в.квт}} = T'_{\text{кст}} = 540.029^\circ \text{ К}$$

$$p'_{\text{в.квт}} = p'_{\text{кст}} \cdot \sigma'_{\text{пер}} = 693.246 \text{ кПа}$$

де $\sigma_{\text{пер}} = 0.991$ - коефіцієнт відновлення в перехідному корпусі.

Встановить швидкість повітря на вході в КВТ:

$$c_{\text{а.квт}} = 162.5 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Приведена швидкість:

$$\lambda_{\text{в.квт}} = \frac{c_{\text{а.квт}}}{\left(18.3 \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{в.квт}}}} = 0.382$$

Відносна густина потоку:

$$q(\lambda_{\text{в.квт}}, k) = 0.566$$

Площа перерізу на вході в компресор високого тиску:

$$F_{\text{в.квт}} = \frac{G_{\text{вI}} \sqrt{T'_{\text{в.квт}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{в.квт}} \cdot q(\lambda_{\text{в.квт}}, k)} = 0.065 \text{ м}^2$$

Для визначення діаметральних розмірів на вході в КВТ, задаємо відносний діаметр втулки першої ступіні КВТ $d_{\text{вт.відн}} = 0.827$.

Зовнішній діаметр РК на вході в КВТ:

$$D_{1.\text{квт}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{в.квт}}}{\pi \cdot (1 - d_{1.\text{вт.відн}}^2)}} = 0.5132 \text{ м}$$

Діаметр втулки РК на вході в КВТ:

$$D_{\text{вт.квт}} = \sqrt{D_{1.\text{квт}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{в.квт}}} = 0.424 \text{ м}$$

Висота лопатки РК на вході в КВТ:

$$h_{3\text{л}} = \frac{D_{1.\text{квт}} - D_{\text{вт.квт}}}{2} = 0.044 \text{ м}$$

Визначення діаметральних розмірів на виході з компресора високого тиску.

Температура повітря на виході з КВТ визначається за формулою:

$$T'_{\text{к}} = T'_{\text{кст}} + \frac{L_{\text{квт}}}{\left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot R} = 793.761^\circ \text{ К}$$

Приймаємо:

$$\eta'_{\text{квт}} = 0.88$$

Ступінь підвищення тиску повітря в КВТ:

$$\pi'_{\text{КВТ}} = \left[1 + \frac{L_{\text{КВТ}} \cdot \eta'_{\text{КВТ}}}{\left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot R \cdot T'_{\text{в.КВТ}}} \right]^{\frac{k}{k-1}} = 3.287$$

$$p'_{\text{КВТ}} = p'_{\text{в.КВТ}} \cdot \pi'_{\text{КВТ}} = 2.279 \text{ МПа}$$

Знаходимо приведену швидкість, відносну густину потоку та площу поперечного перерізу на виході з КВТ, попередньо задану швидкістю повітря на виході:

$$c_{ak} = 173.5 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$\lambda_{ak} = \frac{c_{ak}}{\left(18.3 \frac{\text{М}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{К}}}} = 0.337$$

$$q(\lambda_{ak}, k) = 0.506$$

Площа перетину на виході з КВТ:

$$F_{\text{К}} = \frac{G_{\text{вI}} \cdot \sqrt{T'_{\text{К}}}}{m_{\text{п}} \cdot p'_{\text{К}} \cdot q(\lambda_{ak}, k)} = 0.027 \text{ м}^2$$

Враховуючи відносний діаметр втулки на виході з КВТ $d_{\text{2вт.відн}} = 0.932$, знаходимо діаметр робочого колеса на периферії і довжину лопатки на виході з КВТ:

$$D_{\text{2.КВТ}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{К}}}{\pi \cdot (1 - d_{\text{2вт.відн}}^2)}} = 0.516 \text{ м}$$

$$D_{\text{вт.КВТ}} = \sqrt{D_{\text{2.КВТ}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{К}}} = 0.481 \text{ м}$$

$$h_{\text{4л}} = \frac{D_{\text{2.КВТ}} - D_{\text{вт.КВТ}}}{2} = 0.018 \text{ м}$$

Визначення діаметральних розмірів на вході в турбіну високого тиску.

Кут входу в потік під час витікання газу з СА:

$$\alpha_1 = 16.5 \text{ град}$$

Швидкість на виході з першого соплового апарату визначається з рівняння Ейлера в припущенні осьового виходу з першого РК турбіни високого тиску:

$$c_1 = \frac{L_{\text{ТВТ}}}{U_{\text{ТСТ.СР}} \cdot \cos(\alpha_1)} = 740.752 \frac{\text{М}}{\text{С}}$$

Приведена швидкість:

$$\lambda_1 = \frac{c_1}{\left(18.15 \frac{\text{М}}{\text{С} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_r}} = 1.1$$

Щільність течії:

$$q(\lambda_1, k_r) = 0.995$$

Витрата газу на вході в турбіну високого тиску (беремо $g_{\text{охл1}} = 1.03 \cdot g_{\text{охл}}$):

$$G_r = G_{\text{ВІ}} \cdot (1 + g_T) \cdot (1 - g_{\text{охл1}}) = 42.801 \frac{\text{КГ}}{\text{С}}$$

Загальний коефіцієнт відновлення тиску приймається $\sigma_{\text{са}} = 0.98$, то тиск газу на виході з СА розраховується за формулою:

$$p'_{\text{са}} = p'_k \cdot \sigma_{\text{кз}} \cdot \sigma_{\text{са}} = 2.152 \text{ МПа}$$

Площа перетину на виході із СА:

$$F_{1\text{са}} = \frac{G_r \cdot \sqrt{T'_r}}{m_r \cdot p'_{\text{са}} \cdot q(\lambda_1, k_r) \cdot \sin(\alpha_1)} = 0.068 \text{ м}^2$$

де $m_r = 0.0396 \left(\frac{\text{С} \cdot \sqrt{\text{К}}}{\text{М}}\right)$

Приймаємо середній діаметр ТВТ:

$$D_{\text{В.ТВТ.СР}} = 0.58 \text{ м}$$

Висота лопатки СА (по вихідній кромці) розраховуємо по формулі:

$$h_{5\text{са}} = \frac{F_{1\text{са}}}{\pi \cdot D_{\text{В.ТВТ.СР}}} = 0.037 \text{ м}$$

Висоту лопатки РК беремо: $h_{5\text{л}} = 1.2 \cdot h_{5\text{са}} = 0.045 \text{ м}$

Зовнішній діаметр РК турбіни:

$$D_r = D_{\text{В.ТВТ.СР}} + h_{3\text{л}} = 0.624 \text{ м}$$

Приймаємо відносний діаметр робочого колеса:

$$D_{\text{вТ}} = d_{\text{т.відн}} \cdot D_{\text{т}} = 0.54 \text{ м}$$

Осьова швидкість газу на вході в РК:

$$c_{1\text{ат}} = c_1 \cdot \sin(\alpha_1) = 210.385 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Напруження в небезпечному перерізі лопаті від дії відцентрових сил знаходять після завдання щільності матеріалу $\rho = 8.1 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} =$ та коефіцієнта форми лопаток $(0.5 \dots 0.6)k_{\phi} = 0.53$:

$$\sigma_p = 2 \cdot k_{\phi} \cdot \rho \cdot U_{\text{твТ.ср}}^2 \cdot \frac{h_{5\text{л}}}{D_{\text{в.твТ.ср}}} = 79.038 \text{ МПа}$$

З таблиці границь тривалої міцності матеріалів знаходимо, що міцність лопаток турбін високого тиску може бути забезпечена застосуванням сплаву ЖС6-К для виготовлення лопаток і інтенсивним охолодженням лопаток до температури 1250° К .

За цих умов межа міцності матеріалу дорівнює $\sigma_{500} = 110 \text{ МПа}$, а коефіцієнт запасу міцності буде дорівнювати:

$$n = \frac{\sigma_{500}}{\sigma_p} = 1.392$$

Лопаті ротора ТВТ задовольняють умовам тривалої міцності.

2.3.10. Визначення діаметральних розмірів на виході з турбін високого тиску.

Параметри вихідних газів за даними ТВТ:

- температура:

$$T'_{\text{твТ}} = T'_{\text{г}} - \frac{L_{\text{твТ}}}{\left(\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}\right) \cdot R_{\text{г}}} = 1243.6^\circ \text{ К}$$

- тиск:

$$p'_{\text{твТ}} = p'_{\text{г}} \cdot \left(1 - \frac{T'_{\text{г}} - T'_{\text{г}}}{T'_{\text{г}} \cdot 0.9}\right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}} = 1.031 \text{ МПа}$$

Заданою приведеною швидкістю $\lambda_{2\text{а}} = 0.32$, що дорівнює осьовій складовій швидкості газу на виході з турбіни високого тиску:

$$c_{2a} = \lambda_{2a} \cdot \left(18.15 \frac{\text{М}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}} \right) \cdot \sqrt{T'_{\text{ТВТ}}} = 204.817 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

Густина потоку, що відповідає заданій приведеній швидкості, дорівнює:

$$q(\lambda_{2a}, k_{\Gamma}) = 0.486$$

Враховуючи, що частина повітря, що охолоджує турбіну, буде надходити в потік газу і змішуватися з ним, беремо $g_{\text{охл2}} = 0.97 \cdot g_{\text{охл1}}$ і знайдемо витрату газу на виході з турбіни високого тиску:

$$G_{\Gamma} = G_{\text{ВІ}} \cdot (1 + g_{\text{T}}) \cdot (1 - g_{\text{охл2}}) = 42.885 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

Площа перетину на виході з ТВТ:

$$F_{\text{ТВТ}} = \frac{G_{\Gamma} \cdot \sqrt{T'_{\text{ТВТ}}}}{m_{\Gamma} \cdot p'_{\text{ТВТ}} \cdot q(\lambda_{2a}, k)} = 0.076 \text{ м}^2$$

Середній діаметр на виході з турбіни високого тиску:

$$D_{\text{т.ср}} = 0.592 \text{ м}$$

Висота лопаті ТВТ по задній кромці:

$$h_{\text{бл}} = \frac{F_{\text{ТВТ}}}{\pi \cdot D_{\text{т.ср}}} = 0.041 \text{ м}$$

Діаметри перетинів на виході з турбіни високого тиску:

$$D_{\text{ТВТ}} = D_{\text{т.ср}} + h_{\text{бл}} = 0.633 \text{ м}$$

$$D_{\text{вт.ТВТ}} = \sqrt{D_{\text{ТВТ}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{ТВТ}}} = 0.551 \text{ м}$$

Відносний діаметр дорівнює:

$$d_{\text{ТВТ.відн}} = \frac{D_{\text{вт.ТВТ}}}{D_{\text{ТВТ}}} = 0.871 \text{ м}$$

Визначення кількості ступенів компресора високого тиску. Визначаємо роботу першого ступеня КВТ, приймаючи щільність решітки:

$$z_1 = 1.8$$

$$\Delta W_{\text{и.вт}} = c_{\text{а.квт}} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{1}{z_1}} = 137.386 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$U_{1BT} = U_{TBT.cp} \cdot \frac{D_{BT.KBT}}{D_{T.cp}} = 280.159 \frac{M}{c}$$

$$L_{CT1} = U_{BT1} \cdot \Delta W_{u.BT} = 38.49 \frac{кДж}{кг}$$

Розрахуємо роботу останньої ОВТ, припустивши густину щільність:

$$z_2 = 1.6$$

$$\Delta W_{u.BT.z} = c_{ak} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{1}{z_2}} = 138.8 \frac{M}{c}$$

$$U_{BT.z} = U_{TBT.cp} \cdot \frac{D_{BT.KBT}}{D_{T.cp}} = 280.159 \frac{M}{c}$$

$$U_{1k} = U_{TBT.cp} \cdot \frac{D_{1.KBT}}{D_{T.cp}} = 299.059 \frac{M}{c}$$

$$D_{CT.z} = U_{BT.z} \cdot \Delta W_{u.BT.z} = 38.886 \frac{кДж}{кг}$$

Середня робота ступені:

$$L_{cp} = \frac{L_{CT1} + L_{CT.z}}{2} = 38.688 \frac{кДж}{кг}$$

$$z_{KBT} = \frac{L_{KBT}}{L_{cp}} = 6.4799$$

де $L_{KBT} = 250.969 \frac{кДж}{кг}$ - робота компресора

Кількість ступеней КВД приймаємо рівною $z_{KBT} = 7$.

Розподіляємо роботу КВД по ступенях:

Робота КВД по ступенях

Таблиця 2.2

z	1	2	3	4	5	6	7
$L_{CT}, кДж/кг$	37,38	33,38	36,9	35,05	35,92	34,48	37,57
$L_{KBT}, кДж/кг$	250,696						

Баланс потужностей КВТ і ТВТ перевіряємо по формулах:

$$N_{KBT} = G_{BI} \cdot L_{KBT} = 11212.95 \text{ кВт}$$

$$N_{TBT} = G_{T} \cdot L_{TBT} = 11269.94 \text{ кВт}$$

$$\eta'_m = \frac{N_{KBТ}}{N_{TBТ}} = 0.995$$

Частота обертання ротора високого тиску визначається окремо для компресора і турбіни:

$$n_{KBТ} = \frac{U_{1K}}{\pi \cdot D_{1.KBТ}} = 11130 \text{ хв}^{-1}$$

$$n_{TBТ} = \frac{U_{TBТ.ср}}{\pi \cdot D_{T.ср}} = 11130 \text{ хв}^{-1}$$

Визначення діаметральних розмірів на вході в турбіну середнього тиску.

$$T'_{в.тст} = T'_{твт} = 1243.6^\circ \text{ К}$$

Швидкість на виході з першого соплового апарату турбіни середнього тиску.

$$c_1 = 586.1 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Приведена швидкість:

$$\lambda_1 = \frac{c_1}{\left(18.15 \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{в.тст}}} = 0.916$$

Густина течії:

$$q(\lambda_1, k) = 0.992$$

Витрата газу на вході в турбіну середнього тиску (приймаємо

$g_{охл1} = 0.7 \cdot g_{охл}$):

$$G_\Gamma = G_{вI} \cdot (1 + g_T) \cdot (1 - g_{охл1}) = 43.704 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Загальний коефіцієнт відновлення тиску приймається рівним $\sigma_{са} = 0.98$, тоді тиск газу на виході з СА розраховується за формулою:

$$p'_{в.тст} = p'_{твт} \cdot \sigma_{са} = 1.010 \text{ МПа}$$

Площа перетину на виході із СА при $\alpha_1 = 14.2$ град:

$$G_{1са} = \frac{G_\Gamma \cdot \sqrt{T'_{в.тст}}}{m_\Gamma \cdot p'_{в.тст} \cdot q(\lambda_1, k_\Gamma) \cdot \sin(\alpha_1)} = 0.158 \text{ м}^2$$

де $m_T = 0.0396 \left(\frac{c \cdot \sqrt{K}}{m} \right)$.

Приймаємо середній діаметр турбіни в границях $D_{T,cp} = (1.0 \dots 1.4) \cdot$

$D_{2.KBT}$:

$$D_{B.TCT,cp} = 1.219 \cdot D_{2.KCT} = 0.707 \text{ м}$$

Висота лопатки СА (по вихідній кромці) розраховуємо по формулі:

$$h_{7ca} = \frac{F_{ca}}{\pi \cdot D_{B.TCT,p}} = 0.071 \text{ м}$$

Висоту лопатки РК приймаємо $h_{7л} = 1.14 \cdot h_{7ca} = 0.081 \text{ м}$.

Зовнішній діаметр РК турбіни:

$$D_T = D_{B.TCT,cp} + h_{7л} = 0.788 \text{ м}$$

Приймаємо відносний діаметр втулки РК на вході в ТСТ $d_{TCT,відн} = 0.793$:

Знаходимо внутрішній діаметр турбіни:

$$D_{B.TCT} = D_T \cdot d_{TCT,відн} = 0.625 \text{ м}$$

Осьова швидкість газу на вході в РК:

$$c_{1.a.TCT} = c_1 \cdot \sin(\alpha_1) = 143.775 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Напруження в небезпечній лопатці від дії відцентрових сил знаходять після завдання густини матеріалу $\rho = 8.5 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ і коефіцієнта форми лопаток $(0.5 \dots 0.6) k_\phi = 0.53$:

$$\sigma_p = 2 \cdot k_\phi \cdot \rho \cdot U_{TCT,cp}^2 \cdot \frac{h_{7л}}{D_{B.TCT,cp}} = 141.858 \text{ МПа}$$

З таблиці довготривалих меж міцності матеріалів знаходимо, що міцність лопаток турбін високого тиску може бути забезпечена при використанні для виготовлення лопаток сплаву ЭИ-920 та інтенсивному охолодженні лопаток до температури 1150° К .

За цих умов межа міцності матеріалу дорівнює :

$$\sigma_{500} = 180 \text{ МПа}$$

а коефіцієнт запасу міцності дорівнюватиме:

$$n = \frac{\sigma_{500}}{\sigma_p} = 1.269$$

Робочі лопатки ТСТ задовольняють умовам довготривалої міцності.

Визначення діаметральних розмірів на виході з турбіни середнього тиску.

Параметри газу на виході з ТСТ:

- температура:

$$T'_{\text{ТСТ}} = T'_{\text{ТВТ}} - \frac{L_{\text{ТСТ}}}{\left(\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1}\right) \cdot R_{\Gamma}} = 1062.5^{\circ} \text{К}$$

- тиск:

$$p'_{\text{ТСТ}} = p'_{\text{ТВТ}} \cdot \left(1 - \frac{T'_{\text{ТВТ}} - T'_{\text{ТСТ}}}{T'_{\text{ТВТ}} \cdot 0.87}\right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1}} = 492.613 \text{ кПа}$$

Задамося приведеною швидкістю $\lambda_{2a} = 0.266$, що відповідає осьовій складовій швидкості газу на виході з турбіни високого тиску:

$$c_{2a} = \lambda_{2a} \cdot \left(18.15 \frac{\text{М}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{\text{ТСТ}}} = 157.368 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

Густина потоку, що відповідає заданій приведеній швидкості, дорівнює $q(\lambda_{2a}, k_{\Gamma}) = 0.41$.

Враховуючи, що частина повітря, що охолоджує турбіну, буде надходити в потік газу і змішуватися з ним, прийmemo $g_{\text{охл2}} = 0.97 \cdot g_{\text{охл1}}$ і знайдемо витрату газу на виході з турбіни високого тиску:

$$G_{\Gamma} = G_{\text{В}} \cdot (1 + g_{\Gamma}) \cdot (1 - g_{\text{охл2}}) = 43.762 \frac{\text{КГ}}{\text{с}}$$

Площа перетину на виході з ТСТ:

$$F_{\text{ТСТ}} = \frac{G_{\Gamma} \cdot \sqrt{T'_{\text{ТСТ}}}}{m_{\Gamma} \cdot p'_{\text{ТСТ}} \cdot q(\lambda_{2a}, k_{\Gamma})} = 0.178 \text{ м}^2$$

Середній діаметр на виході з турбіни високого тиску приймається на 1% більшим, ніж середній діаметр на виході з ТСТ:

$$D_{\text{ТСТ.ср}} = 1.01 \cdot D_{\text{В.ТСТ.ср}} = 0.741 \text{ м}$$

Висота лопатки ТСТ по вихідній крайці:

$$h_{8л} = \frac{F_{\text{ТСТ}}}{\pi \cdot D_{\text{ТСТ.ср}}} = 0.08 \text{ м}$$

Діаметри перетинів на виході з турбіни високого тиску:

$$D_{\text{ТСТ}} = D_{\text{ТСТ.ср}} + h_{8л} = 0.794 \text{ м}$$

$$D_{\text{вт.ТСТ}} = \sqrt{D_{\text{ТСТ}}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{\text{ТСТ}}} = 0.634 \text{ м}$$

Відносний діаметр дорівнює:

$$d_{\text{ТСТ}} = \frac{D_{\text{вт.ТСТ}}}{D_{\text{ТСТ}}} = 0.8$$

Визначення кількості ступенів компресора середнього тиску. Роботу першого ступеня КСТ визначаємо, приймаючи щільність решітки:

$$z_1 = 2.4$$

$$\Delta W_{\text{вт}} = c_{\text{а.в.КСТ}} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{1}{z_1}} = 130.2 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$U_{1\text{вт}} = U_{\text{ТСТ.ср}} \cdot \frac{D_{\text{вт.в.КСТ}}}{D_{\text{вт.ТСТ.ср}}} = 227.548 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$L_{\text{ст1}} = U_{1\text{вт}} \cdot \Delta W_{\text{вт}} = 29.627 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Робота останнього ступеня КСТ розраховується, виходячи з припущення про щільність решітки:

$$z_2 = 2.4$$

$$\Delta W_{\text{вт.з}} = c_{\text{а.КСТ}} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \cdot \frac{1}{z_2}} = 134.969 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$U_{\text{вт.з}} = U_{\text{ТСТ.ср}} \cdot \frac{D_{\text{вт.КСТ}}}{D_{\text{ТСТ.ср}}} = 255.444 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

$$L_{\text{ст.з}} = U_{\text{вт.з}} \cdot \Delta W_{\text{вт.з}} = 34.477 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Середня робота ступені:

$$L_{\text{ср}} = \frac{L_{\text{ст.1}} + L_{\text{ст.з}}}{2} = 32.052 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

$$z_{\text{кст}} = \frac{L_{\text{кст}}}{L_{\text{сп}}} = 6.2572$$

де $L_{\text{кст}} = 200.556 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$ – робота компресора

Кількість ступеней КСТ беремо $z_{\text{кст}} = 6$.

Розподіляємо роботу КСТ по ступенях:

Робота ступеней КСТ

Таблиця 2.3

z	1	2	3	4	5	6
$L_{\text{СТ}}, \text{кДж/кг}$	29,6	32,27	35,68	33,89	34,73	34,45
$L_{\text{КВТ}}, \text{кДж/кг}$	250,696					

Баланс потужностей КВД і ТВД перевіряється за формулами:

$$N_{\text{кст}} = G_{\text{вI}} \cdot L_{\text{кст}} = 8960.36 \text{ кВт}$$

$$N_{\text{тст}} = G_{\text{т}} \cdot L_{\text{тст}} = 9200.16 \text{ кВт}$$

$$\eta_m = \frac{N_{\text{кст}}}{N_{\text{тст}}} = 0.975$$

Частота обертання ротора високого тиску визначається окремо для компресора і турбіни:

$$n_{\text{кст}} = \frac{U_{1\text{кст}}}{\pi \cdot D_{1\text{кст}}} = 9996 \text{ хв}^{-1}$$

$$n_{\text{тст}} = \frac{U_{\text{тст.сп}}}{\pi \cdot D_{\text{в.тст.сп}}} = 9996 \text{ хв}^{-1}$$

Визначення кількості ступенів і розподіл робіт між ступенями турбін низького тиску.

Враховуючи, що температура на вході тротилу менше 1200°K ($T'_{\text{тст}} = 1062.5^\circ\text{K}$), охолоджувати сопловий апарат і диск першого ступеня не потрібно. Кількість повітря, що піде на охолодження, приймаємо рівним $g_{\text{охл.тнт}} = 0$. Тоді:

- витрата газу через ТНТ:

$$G_{\text{т.тнт}} = G_{\text{вI}} \cdot (1 + g_{\text{т}}) \cdot (1 - g_{\text{охл.тнт}}) = 45.62 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

- робота ТНТ з огляду на баланс потужностей:

$$L_{\text{ТНТ}} = \frac{m \cdot L_{\text{ВЛII}} + L_{\text{КНТ}}}{(1 + g_{\text{T}}) \cdot \eta_m} = 295.638 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Приймаємо:

$$D_{\text{ТНТ.ср}} = 0.741 \text{ м}$$

$$U_{\text{ТНТ.ср}} = U_{1k} \cdot \frac{D_{\text{ТНТ.ср}}}{D_{1k}} = 254.455 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Параметр навантаження визначаємо при кількості ступіней $Z_{\text{ТНТ}} = 3$ та ККД ТНТ менший за ККД всієї турбіни $\eta'_{\text{ТНТ}} = 0.95\eta'_{\text{T}}$ (має попадати в межі 0.55...0.6):

$$Y = U_{\text{ТНТ.ср}} \cdot \sqrt{\frac{Z_{\text{ТНТ}} \cdot \eta'_{\text{ТНТ}}}{2 \cdot L_{\text{ТНТ}}}} = 0.531$$

Ми розподіляємо роботу ТНТ по етапах так, щоб робота кожного наступного етапу була на 10-20% менше попереднього.

Робота по ступіням буде рівна:

Робота по ступіням ТНТ

Таблиця 2.4

	1-а ступінь	2-а ступінь	3-а ступінь
$L_{\text{ТНТ}} = 289.719$	102.00	96.00	91.72

$$L_{\text{ТНТ1}} = 102 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$$

Визначення діаметральних розмірів на виході з першого соплового апарату турбіни низького тиску.

Загальний коефіцієнт відновлення тиску приймається рівним $\sigma_{\text{са}} = 0.98$, тоді тиск газу на виході з СА розраховується за формулою:

$$p'_{\text{в.ТНТ}} = p'_{\text{тст}} \cdot \sigma_{\text{са}} = 482.760 \text{ кПа}$$

Критична швидкість газу в СА ТНТ знайдемо за формулою:

$$c_{\text{кр}} = \left(18.15 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}} \right) \cdot \sqrt{T'_{\text{тст}}} = 591.611 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Беручи кут $\alpha_{1ca} = 20.8$ град (межа 20...25 град), знаходимо швидкість витікання потоку із СА:

$$c_{1ТНТ} = \frac{L_{ТНТ1}}{U_{ТНТ.ср} \cdot \cos(\alpha_{1ca})} = 430.496 \frac{м}{с}$$

Осьова швидкість:

$$c_{1a} = c_{1ТНТ} \cdot \sin(\alpha_{1ca}) = 152.872 \frac{м}{с}$$

Приведена швидкість і відносна густина потоку знаходяться за формулами:

$$\lambda_{1ТНТ} = \frac{c_{1ТНТ}}{c_{кр}} = 0.728$$

$$q(\lambda_{1ТНТ} k_r) = 0.913$$

Площа перетину на виході із СА ТНТ знаходимо по формулі:

$$F_{1ca.ТНТ} = \frac{G_{Г.ТНТ} \sqrt{T'_{ТСТ}}}{m_r \cdot p'_{ТСТ} \cdot \sigma_{пер} \cdot \sigma_{ca} \cdot q(\lambda_{1ТНТ}, k_r) \cdot \alpha_{1ca}} = 0.242 \text{ м}^2$$

Висота лопатки:

$$h_{9л} = \frac{F_{1ca.ТНТ}}{\pi \cdot D_{ТНТ.ср}} = 0.108 \text{ м}$$

Тоді зовнішній діаметр на виході із СА ТНТ:

$$D_{ca.ТНТ} = D_{ТНТ.ср} + h_{9л} = 0.822 \text{ м}$$

Діаметр втулки:

$$D_{вт.ТНТ} = \sqrt{D_{ca.ТНТ}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_{1ca.ТНТ}} = 0.606 \text{ м}$$

Визначення діаметральних розмірів на виході з турбіни низького тиску.

Параметри газу на виході з ТНТ знаходять за формулами:

$$T'_T = T'_{ТСТ} - \frac{L_{ТНТ}}{\frac{k_r}{k_r - 1} \cdot R} = 807.2^\circ \text{ К}$$

$$p'_T = p'_{ТСТ} \cdot \sigma_{пер} \cdot \left(1 - \frac{T'_{ТСТ} - T'_T}{T'_{ТСТ} \cdot \eta'_{ТНТ}}\right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} = 131.373 \text{ кПа}$$

Встановлюємо знижену швидкість на виході ТНТ Х, яка відповідає осьовій складовій

$$c_{1 \text{ ТНТ}} = \lambda_{\text{ат}} \cdot \left(18.15 \cdot \frac{\text{М}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}} \right) \cdot \sqrt{T'_T} = 215.542 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

Відносна щільність току дорівнює:

$$q(\lambda_{\text{ат}}, k_r) = 0.615$$

Площа перетину на виході з ТНТ обчислюємо по формулі:

$$F_T = \frac{G_{\text{Г.ТНТ}} \sqrt{T'_T}}{m_r \cdot p'_T \cdot q(\lambda_{\text{ат}}, k_r)} = 0.405 \text{ м}^2$$

Діаметр втулки на виході приймаємо:

$$D_{\text{вт.т}} = 0.576 \text{ м}$$

Тоді зовнішній діаметр буде рівнятися:

$$D_{\text{ТНТ}} = \sqrt{D_{\text{вт.т}}^2 + \frac{4}{\pi} \cdot F_T} = 0.92 \text{ м}$$

Висота лопатки:

$$h_{10\text{л}} = \frac{D_{\text{ТНТ}} - D_{\text{вт.т}}}{2} = 0.172 \text{ м}$$

Визначаємо напруження від дії відцентрових сил в небезпечному перерізі лопатки останнього ступеня ТНТ ($\rho = 8.5 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$):

$$\sigma_{\text{р.ТНТ}} = 2 \cdot \rho \cdot k_\phi \cdot U_{\text{ТНТ.ср}}^2 \cdot \frac{h_{10\text{л}}}{D_{\text{ТНТ.ср}}} = 139.6 \text{ МПа}$$

Встановлено, що сплав ЭИ-920 може бути використаний для лопаток останньої ступені при температурі, що дорівнює приблизно 812° К ($\sigma_{500} = 180 \text{ МПа}$).

Коефіцієнт запасу міцності дорівнює:

$$n = \frac{\sigma_{500}}{\sigma_{\text{р.ТНТ}}} = 1.289$$

Баланс потужностей турбіни і вентилятора перевіряємо по рівняннях:

$$N_{\text{ТНТ}} = G_{\text{Г.ТНТ}} \cdot L_{\text{ТНТ}} = 13487.1 \text{ кВт}$$

$$N_{\text{ввл}} = G_{\text{вл}} \cdot L_{\text{кнт}} = 2160.665 \text{ кВт}$$

$$N_{\text{ВЛII}} = G_{\text{ВЛII}} \cdot L_{\text{ВЛII}} = 10989.55 \text{ кВт}$$

$$N_{\text{ВЕНТ}} = N_{\text{ВЛII}} + N_{\text{ВЛII}} = 13150.2 \text{ кВт}$$

$$\eta_m = \frac{N_{\text{ВЕНТ}}}{N_{\text{ТНТ}}} = 0.975$$

Частоту обертання ротора низького тиску визначаємо окремо для вентилятора і турбіни:

$$n_{\text{КНТ}} = \frac{U_{1k}}{\pi \cdot D_{1k}} = 6779.6 \text{ хв}^{-1}$$

$$n_{\text{ТНТ}} = \frac{U_{\text{ТНТ.ср}}}{\pi \cdot D_{\text{ТНТ.ср}}} = 6779.6 \text{ хв}^{-1}$$

Визначення діаметрів поперечного перерізу на виході з сопел байпасного турбореактивного двигуна.

Перепад тиску в соплі ($\sigma_{cl} = 0.99$):

$$\pi'_c = \frac{p'_T \sigma_{cl}}{p'_H} = 1.284$$

Отже $\pi'_{кр} > \pi'_c$, витікання з сопла внутрішнього контуру підкритичне, розширення повне.

Швидкість витікання з сопла знаходиться за формулою:

$$c_{cl} = \phi_{cl} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} \cdot R_\Gamma \cdot T'_T \cdot \left[1 - \left(\frac{p'_H}{p'_T \cdot \sigma_{cl}} \right)^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \right]} = 328.8 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

$$\lambda_{c1} = \frac{c_{cl}}{\left(18.15 \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}} \right) \cdot \sqrt{T'_T}} = 0.643$$

$$q(\lambda_{c1}, k_\Gamma) = 0.851$$

Площу сопла визначаємо з рівняння:

$$F_{c1} = \frac{G_{\text{Г.ТНТ}} \cdot \sqrt{T'_T}}{m_\Gamma \cdot p'_T \cdot \sigma_{c1} \cdot q(\lambda_{c1}, k_\Gamma)} = 0.296 \text{ м}^2$$

Задаємо внутрішній діаметр сопла внутрішнього контуру

$$D_{cl.вн} = 0.02 \text{ м}$$

$$D_{cI} = \sqrt{D_{cI.вн}^2 + \frac{4 \cdot F_{c1}}{\pi}} = 0.614 \text{ м}$$

Швидкість витікання з сопла зовнішнього контуру визначається в термодинамічному розрахунку, приведена швидкість знаходиться за формулою:

$$\lambda_{c2} = \frac{c_{cII}}{\left(18.15 \frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \sqrt{\text{К}}}\right) \cdot \sqrt{T'_{вЛII}}} = 0.8798$$

$$q(\lambda_{c2}, k_{\Gamma}) = 0.983$$

Площа перетину соплом зовнішнього контуру визначається за формулою

$$(\sigma_{II} = 0.99):$$

$$F_{c2} = \frac{G_{вII} \cdot \sqrt{T'_{вЛII}}}{m_{\Pi} \cdot p'_{вЛII} \cdot \sigma_{II} \cdot q(\lambda_{c2}, k_{\Gamma})} = 0.615 \text{ м}^2$$

Внутрішній діаметр сопла зовнішнього контуру встановлюємо згідно креслення конструктивної схеми компоновання $D_{cII.вн} = 0.97 \text{ м}$:

$$D_{cII} = \sqrt{D_{cII.вн}^2 + \frac{4}{\pi} \cdot F_{c2}} = 1.313$$

Уточнення параметрів двигуна.

За результатами газодинамічного розрахунку уточнюємо значення параметрів проекowanego ТРДД:

Питома тяга:

$$P_{\text{питI}} = c_{cI} \cdot (1 + g_{\Gamma}) = 335.335 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{\text{питII}} = c_{cII} = 293.952 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{\text{пит}\Sigma} = \frac{P_{\text{питI}} + P_{\text{питII}}}{1 + m} = 300.966 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

Тяга двигуна:

$$P_{\Sigma} = P_{\text{пит}\Sigma} \cdot G_{в} = 79\,422 \text{ Н}$$

Питома витрата палива:

$$C_{\text{пит}} = \frac{g_T \cdot (1 - g_{\text{охл}})}{P_{\text{пит}\Sigma} \cdot (1 + m)} = 0.037 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}}$$

Розрахунок статичної міцності дводискового двошпінникового валу роторного газотурбінного двигуна

Потужність турбіни: $N_T = 11212950 \text{ Вт}$

Потужність компресора: $N_K = 11212950 \text{ Вт}$

Частота обертання ротора: $n = 11130 \text{ об/хв}$

Зовнішній діаметр вала: $d_H = 0.085 \text{ м}$

Внутрішній діаметр вала: $d_B = 0.040 \text{ м}$

Кутова швидкість: $\omega = \pi \cdot n / 30 = 1165.5 \text{ с}^{-1}$

Маса першого ротора: $M_{R1} = 400 \text{ кг}$

Маса другого ротора: $M_{R2} = 100 \text{ кг}$

Відстань між опорами ротора: $L = 2.6 \text{ м}$

Відстань від першого ротора до другої опори: $A_1 = 1.8 \text{ м}$

Відстань від другого ротора до другої опори: $A_2 = 0.8 \text{ м}$

Щільність матеріалу 18ХНВА: $\rho = 7800 \text{ кг/м}^3$

Межа текучості матеріалу: $\sigma_{02} = 800$

Осьова сила, що діє на ротор: $P_a = 10000 \text{ Н}$

Розрахунок:

Крутний момент від турбіни:

$$M_{KP1} = N_T / \omega = 9620.5 \text{ Втс}$$

Крутний момент від компресора:

$$M_{KP2} = N_K / \omega = 9620.5 \text{ Втс}$$

Сумарний крутний момент, що діє на вал:

$$M_{KP} = M_{KP1} + M_{KP2} = 19241 \text{ Втс}$$

Момент опіру крученню:

$$W_{KP} = \pi \cdot d_n^3 / 16 \cdot (1 - (d_B / d_H)^3) = 0.00010802$$

$$\tau_{K1} = M_{KP} / W_{KP} = 1.7813 \cdot 10^8$$

Напруження кручення:

$$\tau_K = \tau_{KP1} / 10^6 = 178.1291 \text{ МПа}$$

Сила ваги першого ротора:

$$P_{ps1} = M_{R1} * 9.81 = 3924 \text{ Н}$$

Сила ваги другого ротора:

$$P_{ps2} = M_{R2} * 9.81 = 981 \text{ Н}$$

Реакція опори А:

$$R_A = (P_{ps1} * A_1 + P_{ps2} * A_2) / L = 3\,018.5 \text{ Н}$$

Реакція опори В:

$$R_B = P_{ps1} * (1 + A_1 / L) + P_{ps2} * (1 + A_2 / L) = 7\,923.5 \text{ Н}$$

Момент вигину в перетині першого ротора:

$$M_{B1} = R_A * A_1 = 5\,433.2 \text{ Н*м}$$

Момент вигину в перетині другого ротора:

$$M_{B2} = R_B * A_2 = 14\,262 \text{ Н*м}$$

Максимальний момент вигину:

$$M_B = \max(M_{B1}, M_{B2}) = 14\,262 \text{ Н*м}$$

Момент опіру вигину:

$$W_B = W_{KP} / 2 = 5.4008 * 10^{-5} \text{ Н*м}$$

$$\sigma_{B1} = M_B / W_B = 2.6407 * 10^8$$

Напруження вигину:

$$\sigma_B = \sigma_{B1} / 10^6 = 264.0743 \text{ МПа}$$

Площа перетину валу:

$$F_B = \pi * d_H^2 / 16 * (1 - (d_B / d_H)^2) = 0.0011 \text{ м}^2$$

Напруження розтягу від осьової сили:

$$\sigma_P = P_a / F_B / 10^6 = 9.0541 \text{ МПа}$$

Середній радіус стінки вала:

$$R_C = (d_B + d_H) / 4 = 0.0313 \text{ м}$$

$$\sigma_{B31} = \rho * \omega^2 * R_C^2 = 1.0348 * 10^7 \text{ МПа}$$

Напруження розтягу від відцентрових сил:

$$\sigma_{B3} = \sigma_{B31} / 10^6 \text{ МПа}$$

Сумарні нормальні напруження:

$$\sigma_{\Sigma} = \sigma_{B3} + \sigma_P + \sigma_B = 283.4761 \text{ МПа}$$

Еквівалентні напруження:

$$\sigma_{EK} = (\sigma_C^2 + 4 * \tau_K^2)^{0.5} = 455.2786 \text{ МПа}$$

Коефіцієнт статичної міцності валу:

$$k_B = \sigma_{02} / \sigma_{EK} = 1.7572.$$

2.4 Розрахунки на міцність основних елементів спроектованого двигуна.

2.4.1 Розрахунок на міцність робочих лопаток турбіни.

Напруження розтягу в кореновому перерізі робочої лопаті визначають відцентрові сили обертових мас крила лопаті і обтічника. Розрахунок розтягуючих напружень виконується в наступній послідовності.

Розрахунок напруження розтягу лопатки ротора ГТД.

Вихідна інформація:

Радіуси перетинів лопатки: $r = [0.28 \ 0.271 \ 0.262 \ 0.253 \ 0.244 \ 0.235]$;

Радіуси втулки: $R_{BT} = 0.235 \text{ м}$

Зовнішній напівдіаметр лопатки: $R_o = 0.28 \text{ м}$

Площа перетину лопатки у втулці: $F_{BT} = 0.00032 \text{ м}^2$

Площа перетину лопатки на зовнішньому радіусі: $F_o = 0.0001 \text{ см}$

$$\text{rot} = r/R_o = 1.0; 0.9679; 0.9357; 0.9036; 0.8714; 0.8393$$

Частота обертання ротора: $n = 11130 \text{ об/хв}$

Кутова швидкість: $\omega = \pi * n / 30 \text{ с}^{-1}$

Густина матеріалу (ВТ-8): $\rho = 7770 \text{ кг/см}^2$

Розрахунок відносний довжини лопатки :

$$l_{OT} = (r - R_{BT}) / (R_o - R_{vt}) = (1; 0.8; 0.6; 0.4; 0.2; 0)$$

Розрахунок площі перетину лопаті для різних законів розподілу:

fl – лінійному: $fl = F - (F_{BT} - F_o) * ((r - R_{BT}) / (R_o - R_{BT})) = (0.1; 0.144; 0.188; 0.232; 0.276; 0.32)$;

fc – постійному: $fc = F_{BT} = 0.32$

$$fn1 = F_{BT}(F_{BT} - F_0) * ((r - R_{BT}) / (R_0 - R_{BT}))^{0.5} = (0.1; 0.1232; 0.1496; 0.1809; 0.2216; 0.32)$$

$$fn02 = F_{BT} - (F_{BT} - F_0) * ((r - R_{BT}) / (R_0 - R_{BT}))^{0.25} = (0.1; 0.1119; 0.1264; 0.145; 0.1729; 0.32)$$

$$fn3 = F_{BT} - (F_{BT} - F_0) * ((r - R_{BT}) / (R_0 - R_{BT}))^3 = (0.1; 0.2074; 0.2725; 0.3059; 0.3182; 0.32).$$

Побудуємо зміни площі поперечного перерізу для різних законів розподілу:

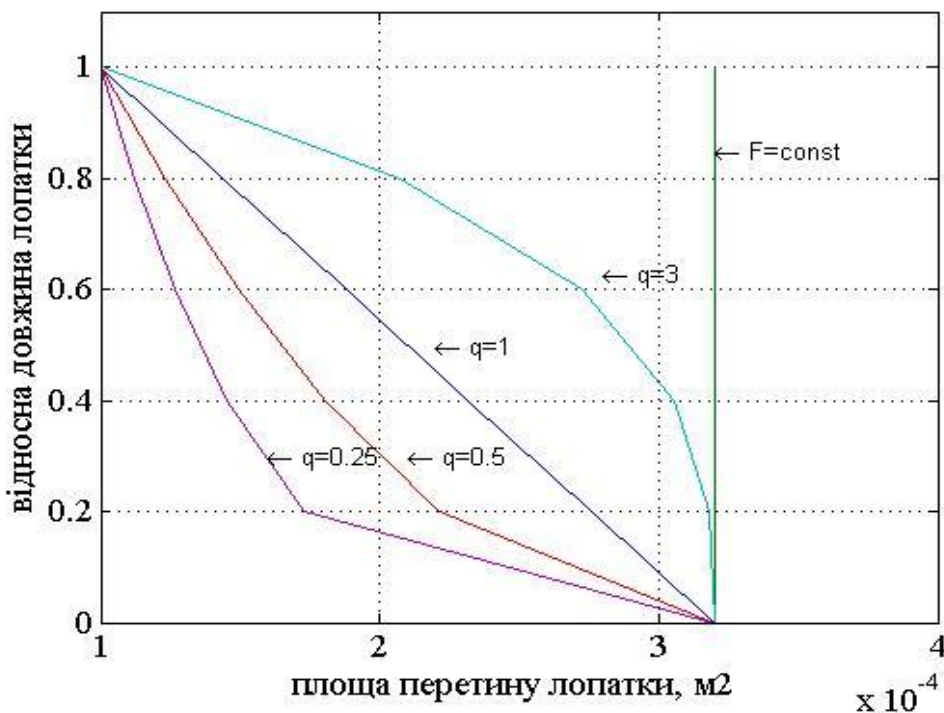


Рис. 2.2 - Площі перетину лопатки

Розрахунок напруження розтягу при різних законах розподілу.

$$\sigma_{p02(i)} = 1 / f_{n02(i)} * (s_{r02(i-1)} * f_{n02(i-1)} + rom * \omega^2 / 4 * f_{nl02(i)} * r_{mi} * r_{pi}) = (0; 2.4776; 4.5816; 6.2808; 7.4401; 5.7716)$$

$$\sigma_{mnp02(i)} = \sigma_{p02(i)} / 1000000;$$

Максимальне напруження розтягу в корінному перетині робочої лопатки при лінійному розподілі площі:

$$\sigma_{RM} = \max(\sigma_{rmpl}) = 79.0897 \text{ МПа.}$$

Побудуємо зміни залежності напруження розтягу за довжиною лопатки при різних законах розподілу:

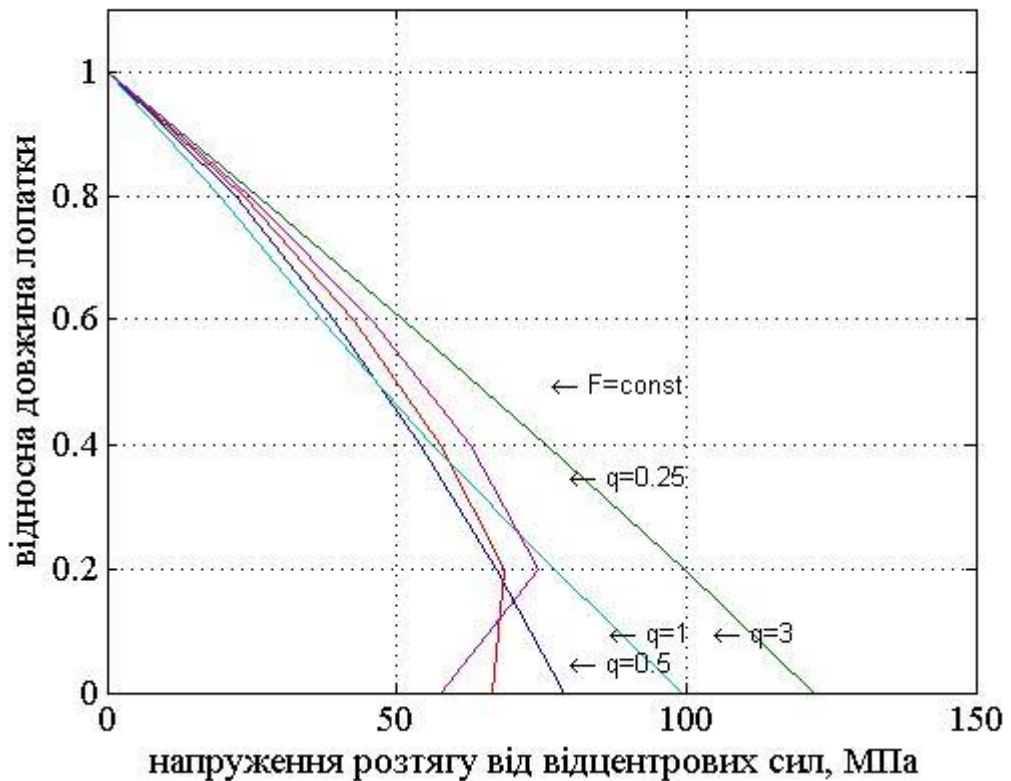


Рис.2.3 - Графік зміни залежності розтягуючого напруження по довжині лопаті.

Розрахунок напруження вигину в характерних точках.

Корінного перетину лопатки при нелінійному законі.

Кількість робочих лопаток робочого колеса: $z_l = 56$;

Густина потоку на вході до робочого колеса: $\rho_{лп} = 5.225$;

Осьова швидкість потоку на вході до робочого колеса: $c_{a1} = 160$ м/с.

Осьова швидкість потоку на виході з робочого колеса: $c_{a2} = 157$ м/с.

Тиск потоку на вході до робочого колеса: $p_{a1} = 538600$.

Тиск потоку на виході з робочого колеса: $p_{a2} = 615000$.

Максимальна товщина профіля лопатки робочого колеса: $S_{max} = 0.012$ м

Хорда профіля лопатки робочого колеса: $b_{проф} = 0.065$ м.

Максимальний прогиб середньої лінії профіля лопатки робочого колеса: $f_{проф} = 0.011$ м.

Кут між головними і головними центральними осями: $\beta = 74.0^\circ$

Координата точки А відносно вісі КСІ: $ksi(A) = 0.0496$ м.

Координата точки В відносно вісі КСІ: $ksi(B) = -0.0145$ м.

Координата точки С відносно вісі КСІ: $ksi(C) = -0.0368$ м.

Координата точки А відносно вісі ЕТ: $et(A) = 0.04068$ м.

Координата точки В відносно вісі ЕТ: $et(B) = -0.0065$ м.

Координата точки С відносно вісі ЕТ: $etC=0.0094$ м.

Інтенсивність навантаження від газових сил в окружному напрямку:

$$q_u = (2 * \pi * R_{BT} / z_l) * c_{a1} * \rho_{lp} * (c_{a1} - c_{a2}) = 66.1283 \text{ кг/(м}^2\text{с}^2\text{)}.$$

Інтенсивність навантаження від газових сил в осьовому напрямку:

$$q_a = (2 * \pi * R_{BT} / z_l) * (p_{a1} - p_{a2}) * (c_{a1} - c_{a2}) = 6043.3 \text{ кг/(м}^2\text{с}^2\text{)}.$$

Моменти інерції корінного перетину робочої лопатки відносно вісі КСІ:

$$J_{КСІ} = b_{\text{проф}} * C_{\text{max}} * (0.04 * c_{\text{max}}^2 + 0.03 * f_{\text{проф}}^2) = 7.3242 * 10^{-9}$$

Моменти інерції корінного перетину робочої лопатки відносно вісі ЕТ:

$$J_{ЕТ} = 0.0377 * b_{\text{проф}}^3 * C_{\text{max}} = 1.2424 * 10^{-7}$$

Моменти газових сил в кожному перетині робочої лопатки відносно вісі Y:

$$M_y = q_a / 2 * (\rho - r)^2 = (0; -0.2448; -0.979; -2.2028; -3.9161; -6.1188)$$

Моменти газових сил в кожному перетині робочої лопатки відносно вісі X:

$$M_x = -q_u / 2 * (\rho - r)^2 = (0; -0.0027; -0.0107; -0.241; -0.429; -0.067).$$

Побудуємо залежності зміни моментів сил газу відносно головних осей ОХУ (в кожному перерізі робочої лопатки).

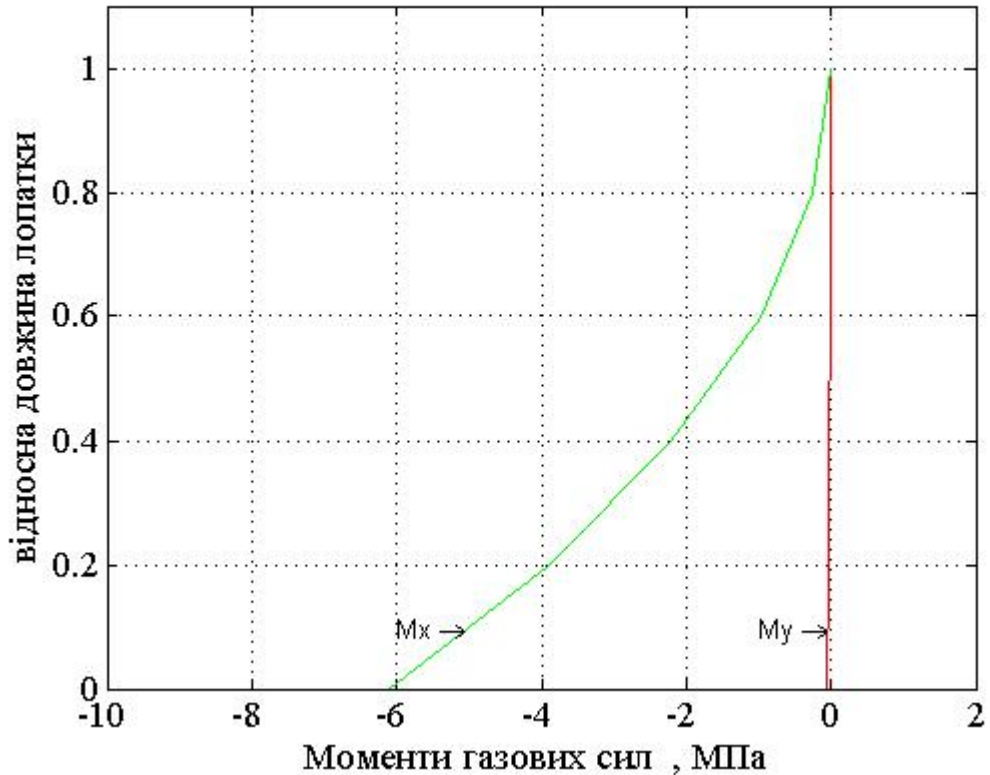


Рис.2.4 - Залежність моментів сил газу відносно головних осей.

Моменти газових сил відносно вісі КСИ:

$$M_{КСИ} = M_x * \sin(\beta / 180 * \pi) + M_y * \cos(\beta / 180 * \pi) = (0; - 0.07; - 0.2802; - 0.6303; - 1.1206; - 1.7509).$$

Моменти газових складових відносно вісі ЕТ:

$$M_{ЕТ} = M_x * \cos(\beta / 180 * \pi) + M_y * \sin(\beta / 180 * \pi) = (0; - 0.2360; - 0.944; - 2.1241; - 3.7762; - 5.9003).$$

Побудуємо залежності зміни моментів сил газу відносно головних центральних осей 0 КСИ ЕТ в кожному перерізі робочої лопатки.

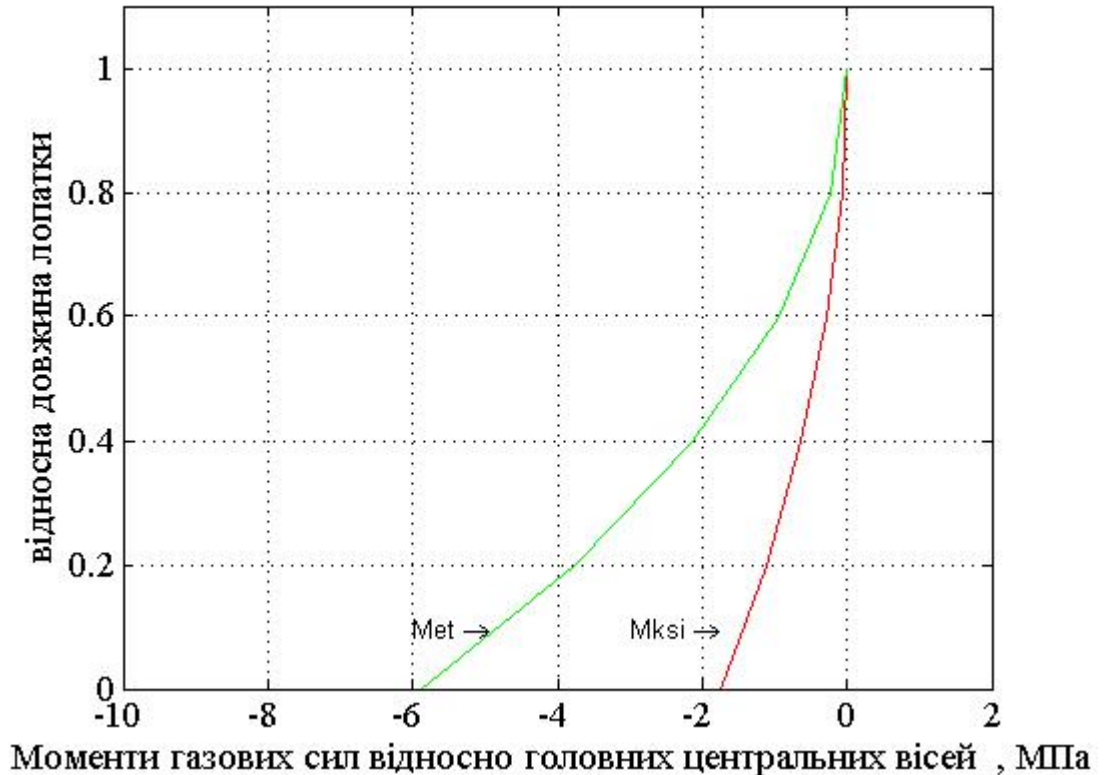


Рис. 2.5 - Графік зміни моментів сил газу відносно головних центральних осей.

Згинальне напруження від газу в точці А кореневого перерізу робочої лопатки:

$$\sigma_{uA} = (M_{ET} * ksiA / J_{ET} - M_{KCI} * etA / J_{KCI}) / 1000000 = (0; 0.2948; 1.1791; 2.6530; 4.7165; 7.3695)$$

Згинальне напруження від газу в точці В кореневого перерізу робочої лопатки:

$$\sigma_{uB} = (M_{ET} * ksiB / J_{ET} - M_{KCI} * etB / J_{KCI}) / 1000000 = (0; -0.346; -0.1384; -0.3115; -0.5538; -0.8653).$$

Згинальне напруження від газу в точці С кореневого перерізу робочої лопатки:

$$\sigma_{uC} = (M_{ET} * ksiC / J_{ET} - M_{KCI} * etC / J_{KCI}) / 1000000 = (0; 0.1598; 0.6392; 1.4381; 2.5567; 3.9948).$$

Побудуємо зміни залежності згинальних напружень від газових сил в характерних точках А В С кожного перерізу робочої

ЛОПАТКИ:

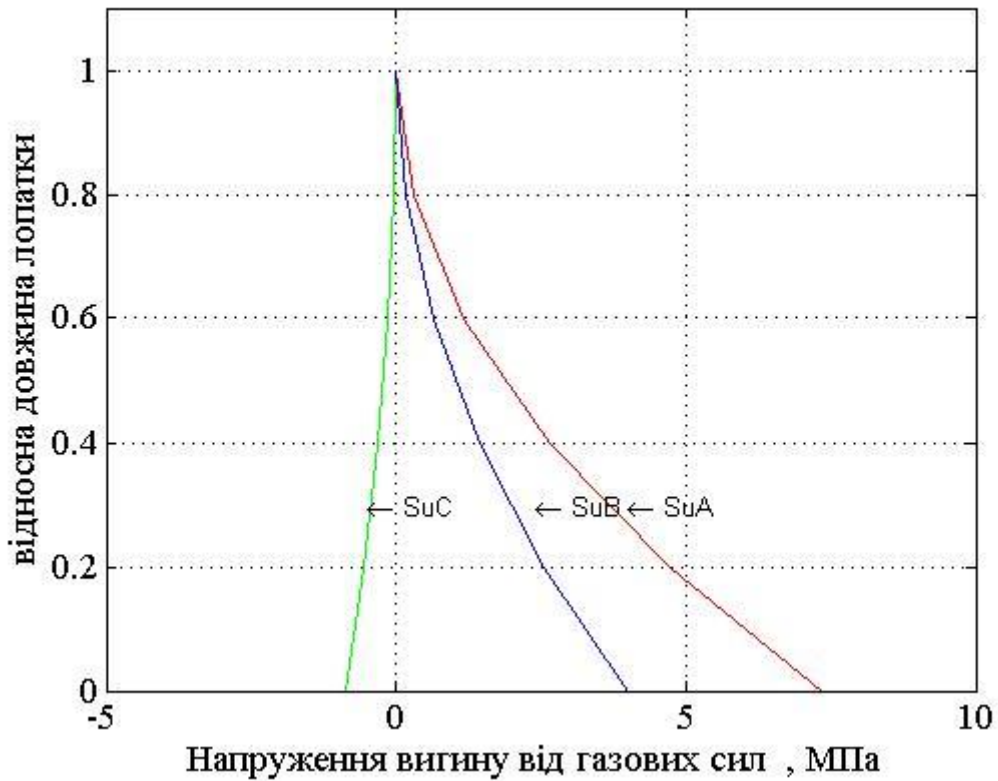


Рис.2.6- Залежність згинальних напружень від газівих сил в характерних точках

Максимальна напруга діє в точці А.

Визначення сумарного напруження від розтягу та згину в перерізі А, де діє максимальне згинаюче напруження від газівих сил:

$$\sigma_{sc} = \sigma_{uc} + SRM = (79.0897; 79.2495; 79.7289; 80.5278; 81.6464; 83.0845).$$

Межа довгоривалості для матеріалу (ЭИ-417) на базі 100 годин:

$$\sigma_{100T} = (550; 500; 455; 425; 445; 500) \text{ МПа.}$$

Побудуємо графік зміни сумарного напруження від розтягу та згину в точці А.

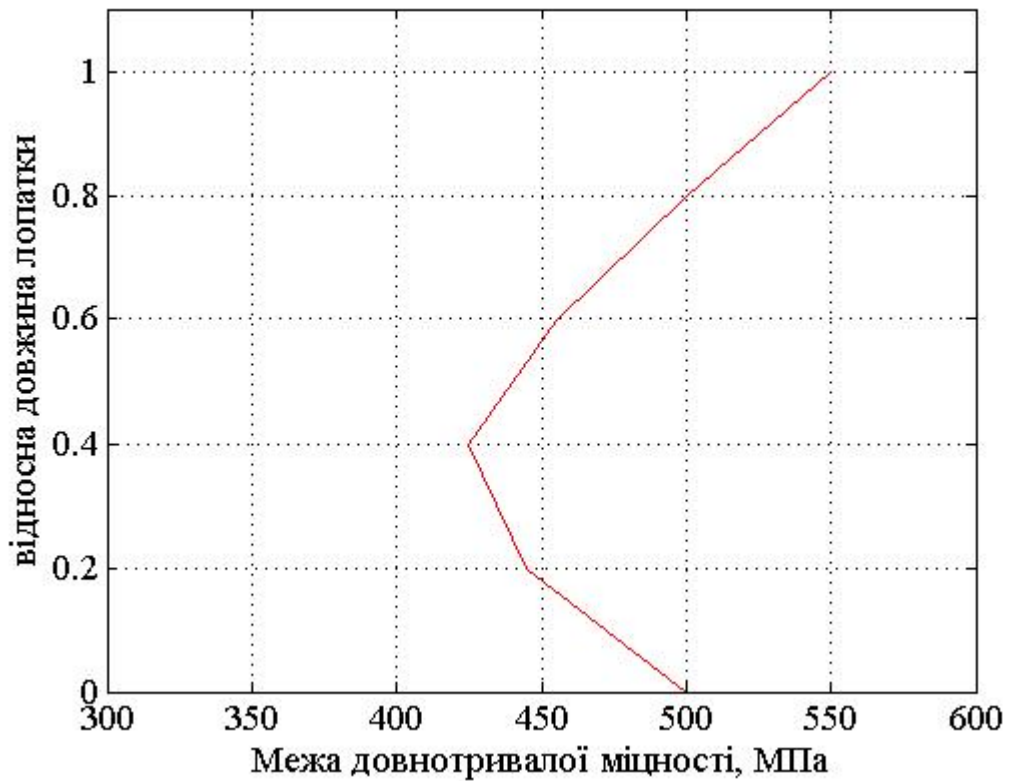


Рис. 2.7 - Зміна сумарного напруження по відносній довжині лопатки
Розрахунок запасу статичної міцності робочої лопатки.

$$Km = \sigma_{100T} / \sigma_{SC} = (6.9541; 6.3092; 5.7068; 5.2777; 5.4503; 6.018)$$

$$Km_{\text{меж}} = 1.4$$

Побудуємо зміни коефіцієнта статичної міцності робочої лопатки в
точці А.

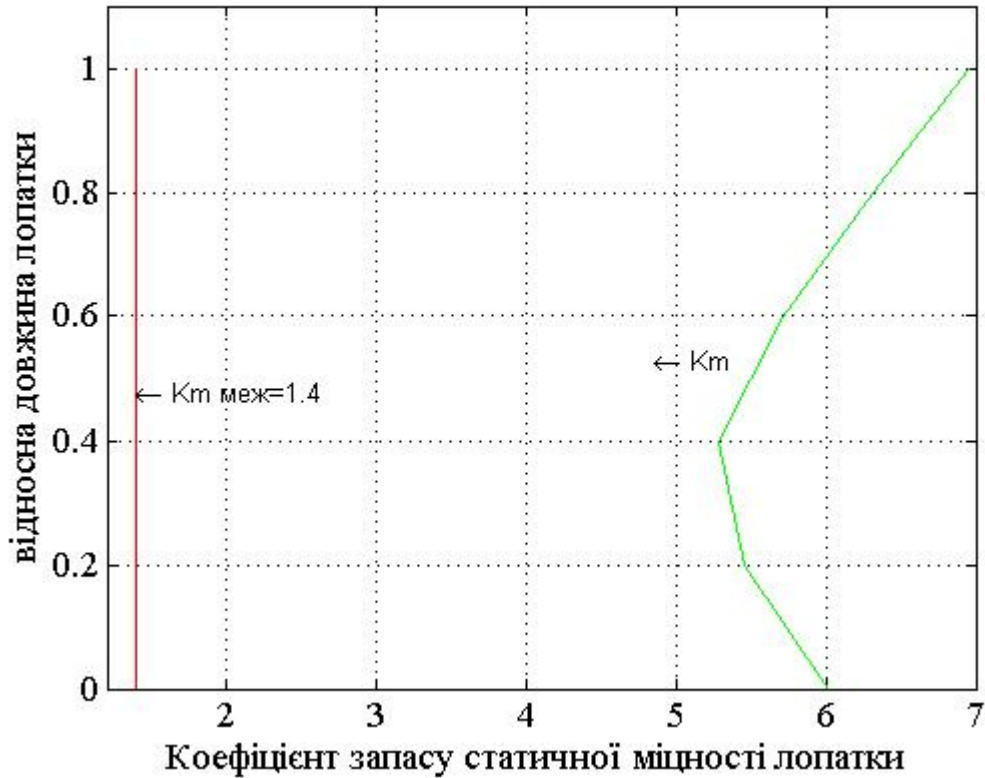


Рис.2.8 - Коефіцієнт запасу міцності.

Мінімальне значення коефіцієнта запасу міцності в точці A $K_{m\min} = 5.2777$, що менше межового значення 1.4.

2.4.2 Розрахунок міцності диска першого ступеня

Вихідна інформація:

Диск без охолоджувальної системи;

Напівдіаметр диску в центрі: $r_z = 11.8$ см; $r_z = 2.5$ см.

Зовнішній радіус диску: $r_h = 23.5$ см.

Модуль Пуассона: $m_u = 0.3$.

Радіуси диска на визначених перетинах: r_d .

Перевірка співвідношення радіусів перерізів $< 1,4'$.

$$d_r / r_d = r_{d(1,i+1)} / d_{r(1,i)}$$

Ширина диска (визначається на кожному перерізі): b_{d1}

Вистроємо профіль диска.

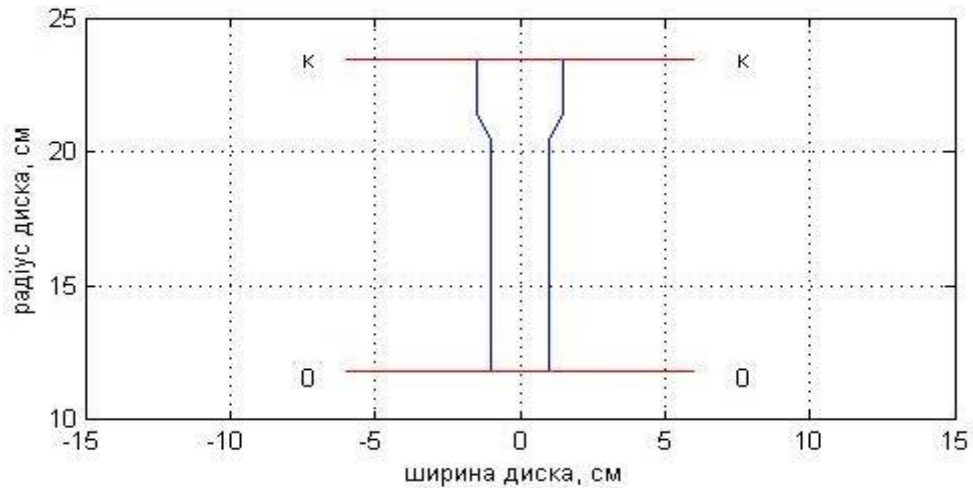


Рис.2.9 - Профіль диска.

Температура на зовнішньому радіусі диску: $T_n = 250^\circ \text{C}$

Температура в перерізах диска була розрахована за допомогою комп'ютерної математичної моделі і показана на рис. 2.10. та наведена в табл. 2.5.

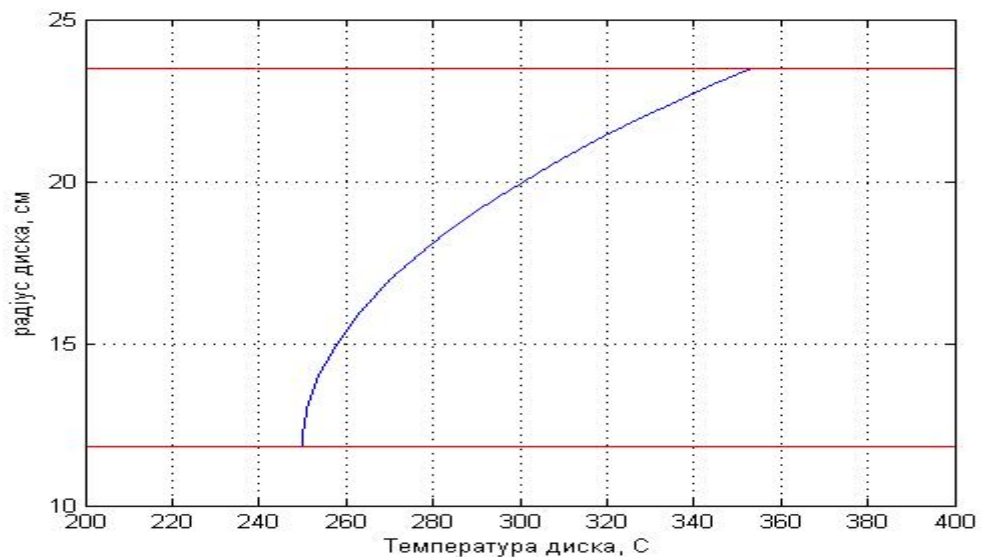
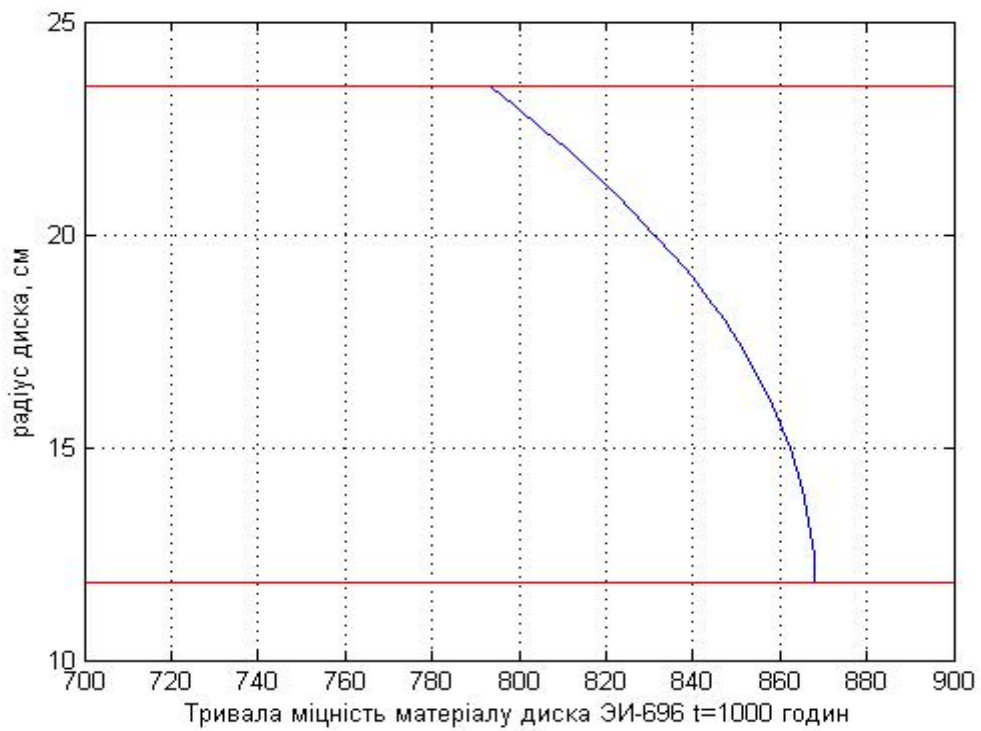


Рис. 2.10 - Графік зміни температури за радіусом диску.

На рис. 2.11. показано розрахунок на довготривалу міцність матеріалу ЭИ-696 для 100 (а) та 1000 (б) годин.

а)



б)

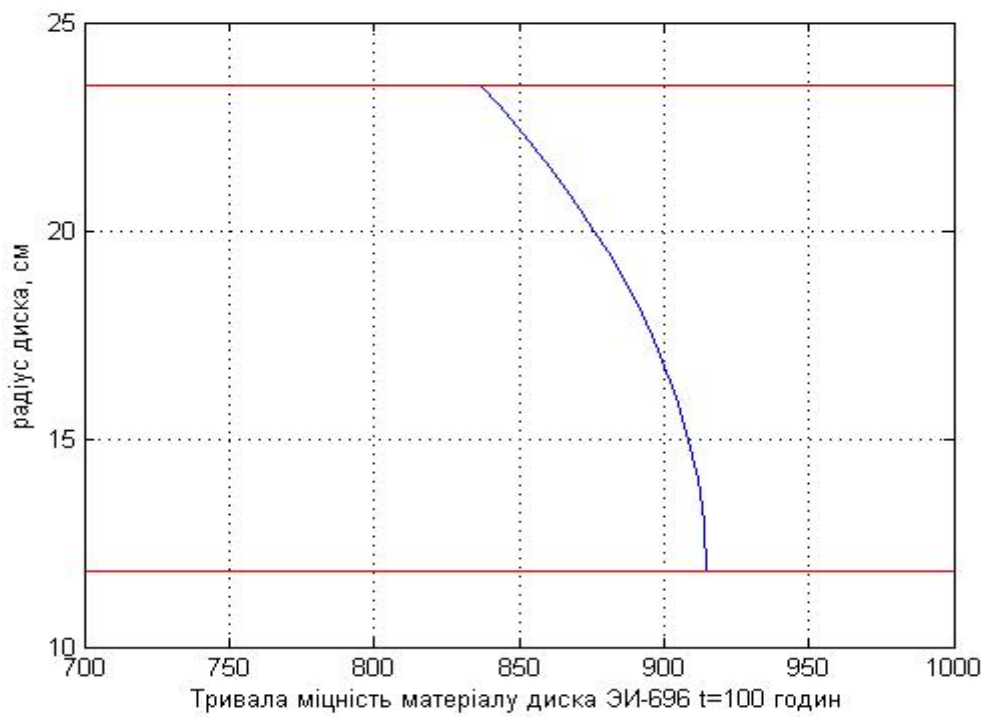


Рис.2.11 - Довготривала міцність матеріалу диска эи-696 на: а) $t=100$ годин; б) $t=1000$ годин

Розраховуємо коефіцієнт запасу статичної міцності диска К. Дані заносимо у таблицю 2.5, та показуємо на рис.2.12.

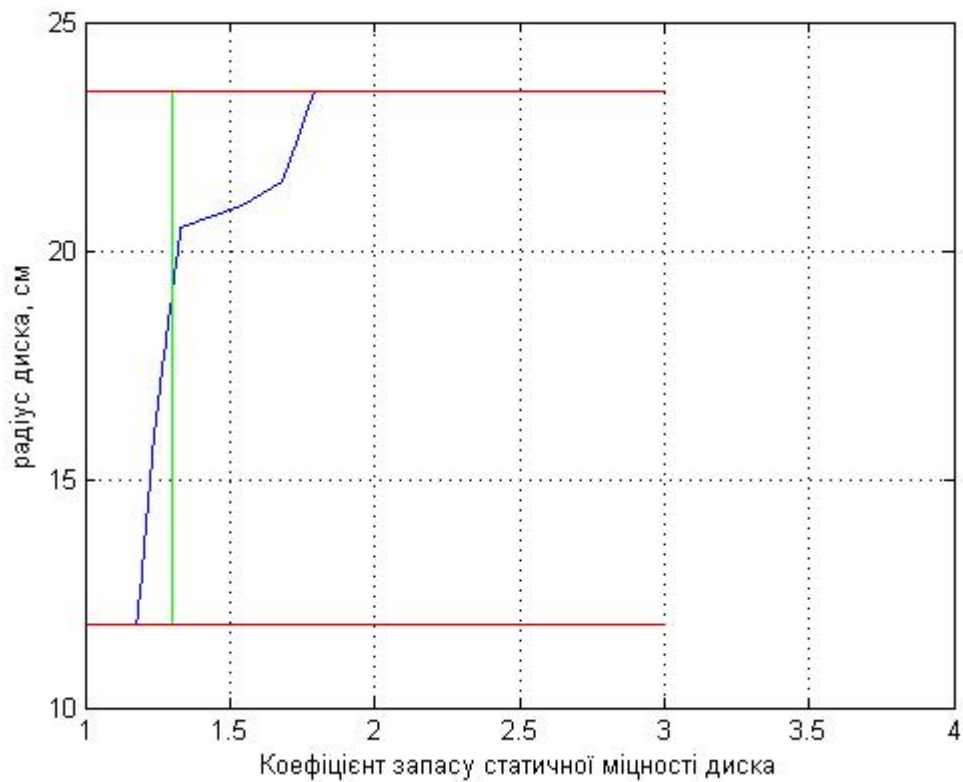


Рис. 2.12 -Графік залежності коефіцієнта запасу міцності статичної міцності диска від радіуса. Результати розрахунку міцності диска

Таблиця 2.5

R (м)	B (м)	T (°C)	G _R (МПа)	G _T (МПа)	G _э (МПа)	K
11,8	1	250	775,5511	772,1293	868,0331	1,1806
11,9	1	250	774,3419	772,1293	867,9441	1,1842
12	1	251	773,0139	769,6411	867,7867	1,1878
12,25	1	252	770,0807	764,5086	867,2665	1,195
12,5	1	254	763,143	753,6085	865,4046	1,2098
13	1	255	754,5636	741,5802	862,4475	1,2253
14	1	257	744,4755	728,4153	858,3953	1,2416
15	1	259	732,971	714,1116	853,2478	1,259
16	1	265	726,6394	706,4371	850,2634	1,2683
17	1	271	719,9785	698,4795	847,0052	1,2779
17,5	1	276	712,9937	690,2392	843,4731	1,2878
18	1	281	705,6898	681,7171	839,6673	1,2982
18,5	1	286	698,071	672,9139	835,5876	1,3088

Продовження таблиці 2.5						
R (м)	B (м)	T (°C)	G _R (МПа)	G _T (МПа)	G _Э (МПа)	K
19	1,25	291	690,1413	663,8309	831,2342	1,3199
19,5	1,5	295	681,9042	654,469	826,6096	1,3315
20	1,5	300	626,6336	561,1575	821,7059	1,5438
20,5	1,5	307	587,8279	512,8526	816,5311	1,6788
21	1,5	315	574,7966	501,4917	811,0824	1,7055
21,5	1,5	322	561,75	490,0522	805,36	1,7332
22	1,5	329	548,6674	478,522	799,3637	1,7619
22,5	1,5	337	535,5311	466,8922	793,0937	1,7919
23	2,2	343	490,5135	431,1535	793,0937	1,9404
23,5	2,4	350	485,8363	429,6499	793,0937	1,9472

2.5 Розробка систем проектного ТРДД

2.5.1 Масляна система проектного ТРДД

У системі короткого замикання більша частина масла циркулює по двигуну, не повертаючись в масляний бак.

Після прокачування масла через об'єкти і відновлення його властивостей масло надходить в напірний насос НН (див. рис. 2.13), з якого подається в двигун. Безповоротні втрати масла в двигуні компенсуються з масляного бака шляхом автоматичної підживлення КЗ маслом за допомогою спеціального підкачувального насоса, встановленого перед напірним насосом.

У чистому вигляді короткозамкнені системи для висотних двигунів не застосовуються, оскільки резервне масло в баку замерзає на великих висотах при низьких температурах, що унеможливує його подачу в систему. Для підтримки необхідного теплового режиму частина гарячого масла (10 ... 15%), що відкачується з двигуна, подається по спеціальному трубопроводу в бак. При такому виконанні короткозамкнені системи називаються двоконтурними. Циркуляційний контур, по якому прокачується основна частина масла без повернення в бак, називається головним. Другий контур,

Важливими перевагами короткозамкнених систем у порівнянні з нормально закритими є велика висотність системи і менша тривалість циклу перекачування масла (приблизно в два-три рази), що дозволяє швидко прогріти її після пуску газотурбінного двигуна.

Найчастіше системи з короткозамкненими циліндрами застосовуються в двигунах з відносно великою ємністю масляної системи. До таких двигунів відносяться ТВД з вбудованими редукторами.

Циркуляційні масляні системи будь-якого типу складаються з двох функціональних підсистем: мастильної і дихальної.

Система змащення забезпечує вирішення всіх завдань, покладених на масляні системи. Вона складається з трьох магістралей: підживлення, впорскування і перекачування.

Система вентиляції забезпечує надійну роботу системи змащення і високу ефективність роботи сальникових ущільнень підшипників. За допомогою системи вентиляції підтримується заданий надлишковий тиск в оливних порожнинах об'єктів, що змащуються і в повітряній порожнині бака. Крім того, система вентиляції забезпечує оптимальний позитивний перепад тиску між масляною і передмасляною порожнинами підшипників.

Масляні порожнини змащуваних предметів і повітряна порожнина бака в масляних системах будь-якого типу сполучаються з атмосферою через сапун СБ або відцентровий сапун ЦС.

2.5.1.1 Визначення необхідної циркуляції масла через двигун

Для спроектованого двигуна потрібно вибрати короткозамкнуту систему мащення, перекреслити її схему в умовних позначеннях і дати коротку характеристику.

Система змащення для подачі масла до об'єктів в необхідній кількості і заданих параметрах тиску і температури.

Система змащення для: зменшення тертя і зносу деталей; охолодження деталей; видалення продуктів зносу із зони тертя.

Розраховані значення параметрів системи змащування необхідно порівняти з параметрами системи змащування двигуна-прототипу.

Прокачування масла через двигун (л / хв)

$$W = \frac{Q_m}{C_m \cdot \rho_m \cdot \Delta T}$$

C_m - Питома теплоємність масла ($C_m = 2,1$ кДж / кг); ρ_m - щільність масла ($= 0,9$ [кг / л]);

ΔT - Підвищення температури масла в двигуні ($\Delta T = 30 \dots 60$ 0 С)

значення Q_m визначається по статичних даних для ТРДД:

$$Q_m = 1764 \dots 2646 \text{ [кДж / хв]}$$

Приймаємо $Q_m = 2000$ [кДж / хв].

Поставивши дані значення отримаємо:

$$W = \frac{2000}{2.1 \cdot 0.9 \cdot 50} = 21 \text{ л/хв.}$$

2.5.1.2 Визначення величини маслобака і маслосистеми

Низька витрата масла в системах циркуляції масла дозволяє використовувати масляний бак невеликого об'єму. Аналіз статистичних даних показує, що середній питомий об'єм масляних баків для ТРДД становить 1...4 л на 10 кН максимальної тяги на 1 МВт максимальної еквівалентної потужності.

Об'єм для ТРДД і вертолітних газотурбінних двигунів визначається об'ємом масла, що витрачається за політ V_v , циркуляційним об'ємом $V_{ц}$ і невикористаним об'ємом V_n , то є

$$V_o = (1,2 \dots 1,3)(V_v + V_{ц} + V_n)$$

Під час польоту витрачається певна кількість масла, обсяг якого залежить від витрати масла за годину q (л / год) і максимально можливої t_n тривалості польоту t_n (ч):

Погодинна витрата оливи залежить від типу двигуна і його тяги або потужності [л / ч] - для ТРДД:

$$q = 0,021 \cdot R - 0,56 \cdot 10^{-4} \cdot R^2 = 0,021 \cdot 27 - 0,56 \cdot 10^{-4} \cdot 27^2 = 0,53 \text{ [л / ч]}$$

Тривалість польоту залежить від типу повітряного судна, на якому встановлений двигун - для середньомагістральних літаків: $t_{\text{п}} = 8$ [ч].

$$V_B = q \cdot t_{\text{п}} = 0.52 \cdot 8 = 4.2 \text{ [л]}.$$

Циркуляційний обсяг масла визначається за формулою:

$$V_{\text{ц}} = W \cdot t_{\text{ц}}$$

де W - подача масла через двигун, л/хв; $t_{\text{ц}}$ - тривалість одного циклу прокачування масла через двигун ($t_{\text{ц}} = 0,25 \dots 1$ хв - менше з цих значень відноситься до короткозамкнених масляних систем, а більше - до нормально замкнених систем високофорсованих двигунів).

$$V_{\text{ц}} = W \cdot t_{\text{ц}} = 21 \cdot 1 = 21 \text{ [л]}$$

Таким чином, обсяг маслобака V_3 :

$$V_3 = V_B + V_{\text{ц}} = 4.2 + 21 = 25.2 \text{ [л]}$$

є основним. Мастило з цього обсягу використовується для змащування.

Обсяг невиробленого мастила становить не більше 5% від основного мастила. Тому можна писати:

$$V_H = 0,05 V_3 = 0,05 \cdot 25.2 = 1,26 \text{ [л]}.$$

$$\text{а тому, } V_{\text{с}} = (1,2 \dots 1,3)(V_B + V_{\text{ц}} + V_H) = 1,2 \cdot (4.2 + 21 + 1.26) = 31.8 \text{ [л]}$$

Загальний об'єм масляної системи двигуна враховує, крім масла в масляному баку, ще й те, що заповнює мастилопроводи, радіатор, повітровіддільник, порожнини насосів, включаючи лопатевий і моментний, регулятор частоти обертання ротора. Цей об'єм $V_{\text{п}}$ за статистичними даними становить - для проектного турбореактивного двоконтурного двигуна:

$$V_{\text{п}} = (1,20 \dots 1,25) (V_B + V_{\text{ц}}) = 1,2 \cdot (4.2 + 21) = 30,24 \text{ [л]}$$

Тому, повна заправка двигуна мастилом V_{Σ} дорівнює:

$$V_{\Sigma} = V_{\text{п}} + V_H = 30,24 + 1,26 = 31,5 \text{ [л]}$$

2.5.1.3 Підбір параметрів качає вузла нагнітаючого маслососа

У системах змащення ГТД найбільш широке застосування отримали шестеренні насоси. Ці насоси складаються з двох шестерень, які знаходяться в зачепленні і розташовані з мінімальними зазорами в отворах корпусу.

Необхідна продуктивність шестеренчастого насоса нагнітання масла W_H повинна перевищувати необхідну прокачку масла через двигун W

$$W_H = (1,5 \dots 2,5) W = 2,1 \cdot 21 = 44,1 \text{ [л / хв]}$$

Продуктивність шестеренного насоса W'_H визначається геометричними характеристиками насосного агрегату, частотою обертання шестерень насоса n і об'ємною подачею насоса η_H :

$$W'_H = 2\pi d_{ш} l m n h_H 10^6$$

де $d_{ш}$ - діаметр ділильного кола шестерні, мм ($d_{ш} = mz$ або $d_{ш} = 60u/(n)$); z - кількість зубів шестерні ($z = 7 \dots 17$); u - кругова швидкість на радіусі ділильної окружності (при поперечному підводі масла $u = 8 \dots 10$ м/с, при торцевому- $u = 10 \dots 30$ м/с); l - довжина зуба шестерні, мм [$l = (0,5 \dots 2,5) d_{ш}$]; m -модуль зачеплення ($m = 2,5 \dots 6,0$ мм); n - частота обертання шестерень ($n = 3000 \dots 4000$ об / хв); h_H - коефіцієнт об'ємної подачі ($h_H = 0,85 \dots 0,92$ у шестеренних насосів з крильчаткою).

$d_{ш}$ - діаметр ділильного кола шестерні, що визначається за формулою (мм)

$$d_{ш} = \frac{60 \cdot u}{\pi \cdot n} \cdot 10^3 = \frac{60 \cdot 10}{3,14 \cdot 4000} \cdot 10^3 = 48 \text{ [мм]}$$

де u - окружна швидкість шестерень на діаметрі делітьної окружності,

$L_{ш}$ - довжина зуба шестерні ($L_{ш} = (0,5 \dots 2,5) \cdot d_{ш} = 0,5 \cdot 48 = 24$ [мм])

$$W'_H = 2 \cdot 3,14 \cdot 48 \cdot 1 \cdot 4 \cdot 4000 \cdot 0,9 \cdot 10^{-6} = 43,4 \text{ [л/хв]}$$

$$W'_H \approx W_H$$

2.5.1.4 Підбір параметрів качає вузла відкачує маслонасоса

Параметри шестеренних масляних насосів визначаються за тією ж методикою, що і для нагнітальних насосів, але з урахуванням двох обставин.

По-перше, сумарна продуктивність всіх перекачувальних насосів W_0 повинна бути в 2...3 рази більшою за продуктивність напірного насоса, тобто

$$W_{0\Sigma} = (2 \dots 3) W'_H = 2,7 \cdot 43,4 = 117,18 \text{ [л/хв]}$$

По-друге, кількість витяжних насосів повинна дорівнювати кількості корінних підшипників роторів двигуна.

2.5.2 Система автоматичного управління ГТД

З удосконаленням авіаційної техніки все більш актуальними стають питання оптимального управління режимами польоту ПС і розширення сфери експлуатації силової установки. Виходячи з цього, якщо раніше основним завданням, яке ставилося перед системою управління силовою установкою, було завдання підтримки заданих екіпажем режимів роботи ВМД, то зараз це завдання значно ускладнюється. Необхідно управляти великою кількістю параметрів, що характеризують робочий процес двигуна, таким чином, щоб забезпечити найкращі льотно-технічні та економічні показники ЗС в різноманітних умовах польоту.

Для вирішення цих завдань потрібна висока точність підтримки необхідної витрати палива і положення елементів управління двигуном. У зв'язку з цим екіпаж повинен стежити за зміною великої кількості факторів, що впливають на протікання робочого процесу в двигуні.

Враховуючи широкий діапазон і динамічність зміни зовнішніх збурюючих впливів, обумовлених швидкою зміною висоти і швидкості польоту, температури навколишнього середовища, обмеженість фізіологічних можливостей пілота щодо обсягу інформації, яку він може утримати в пам'яті і переробити, швидкості його реакції на зміну зовнішніх збурюючих впливів і стомлюваності, слід визнати практично неможливим і неприпустимим ручне керування двигуном в польоті. Льотчик не встигає переробити великий обсяг швидкоплинної інформації і не в змозі прийняти правильне рішення по управлінню двигуном в складній ситуації.

Виходячи з цього, доцільно використовувати самоналагоджувальну систему автоматичного керування газотурбінними двигунами. Така система керування створюється на базі бортової цифрової обчислювальної машини (БЦВМ) з високими характеристиками по надійності, швидкодії та об'єму пам'яті. Запропонована система може бути створена з використанням методів та засобів. При цьому для управління двигунами на бортовий комп'ютер надходить інформація від великої кількості датчиків. Ці датчики дають

можливість вимірювати і перетворювати сигнали в коди, зручні для аналізу бортовим комп'ютером. До переліку параметрів, необхідних для оптимального управління двигуном, входять:

- Частота обертання ротора турбокомпресора: $n_{вт}$;
- Частота обертання ротора вентилятора: $n_{вт}$;
- Температура повітря на вході в двигун: $T^*_{в}$;
- Температура газів на виході з турбіни: $T^*_{т}$;
- Температура робочих лопаток першого ступеня турбіни ВТ: $T_{л}$;
- Тиск зовнішнього повітря: $p_{н}$;
- Повний тиск повітря на вході в двигун: $p^*_{в}$;
- Тиск повітря за компресором: $p_{к}$;
- Витрата палива: $G_{т}$;
- Витрата повітря на літакові потреби: $G_{отб}$;
- Положення клапанів перепуску повітря: $F_{кпв}$;
- Положення лопаток напрямних апаратів: $\phi_{на}$;
- Число M польоту;
- Кут атаки літака: α ;
- Кут ковзання літака: β ;
- Положення важеля керування двигуном: $\alpha_{г}$.

Крім того, в пам'ять бортового комп'ютера з пульта управління системою вносяться наступні дані:

- Вибраний режим зльоту літака;
- Вибрана режим польоту літака;
- Передбачувана дальність польоту.

Вхідні сигнали системи автоматичного управління газотурбінного двигуна подаються на електричні та гідромеханічні виконавчі механізми, які впливають на органи управління.

САУ ГТД забезпечує повну автоматизацію наступних процесів:

- запуск двигуна на землі і в польоті;

- підтримка заданого режиму роботи двигуна при зміні висоти і швидкості польоту;
- переналаштування двигуна з режиму на режим при зміні положення дросельної заслінки;
- управління витратою палива за певним законом при розгоні і скиданні газу;
- управління повітряними перепускними клапанами;
- управління поворотом лопаток направляючих апаратів;
- обмеження максимальної температури газів;
- обмеження максимальної потужності двигуна;
- обмеження максимальної частоти обертання ротора ТНД;
- обмеження максимальної частоти обертання ротора НН;
- обмеження максимальної зниженої частоти обертання ротора ВН;
- обмеження максимальної температури робочих лопаток першого ступеня турбіни ГТУ.

АСУ ГТД забезпечує реалізацію наступних алгоритмів управління двигуном:

- зліт ПС з двигунами, що працюють на максимальному режимі (несприятливі умови зльоту: максимальна злітна маса ПС, низький тиск і висока температура навколишнього середовища);
- зліт повітряного судна з двигунами, що працюють на зменшеному режимі (за сприятливих умов зльоту);
 - відхід повітряного судна на друге коло;
 - крейсерський політ на максимальній крейсерській швидкості;
 - крейсерський політ з оптимальною тягою (політ з мінімальною кілометровою витратою палива);
 - розгін літака після зльоту та набору висоти.

При відмові системи самонастроювання пілот може керувати двигунами в ручному режимі за допомогою важелів управління двигунами.

В автоматичному режимі важелі управління двигунами переміщуються автодроселем за сигналом бортового комп'ютера.

Основними перевагами самоналагоджувальної САУ є значне спрощення управління силовою установкою під час польотів зі зменшеним екіпажем та можливість економії палива за рахунок оптимізації умов польоту та режимів роботи двигунів.

2.5.2.1 Закони управління двигуном

Закони керування - це прийняті залежності, які пов'язують значення керованих параметрів та/або факторів керування з параметрами, що характеризують умови польоту, положенням дросельної заслінки та додатковими органами керування двигуном.

Закони управління вибираються виходячи із завдань, що вирішуються двигунами в польоті. Розрізняють закони керування в усталених і перехідних режимах роботи газотурбінного двигуна. До перших відносяться закони управління:

- на максимальному режимі;
- на дросельних режимах;
- на режимі холостого ходу.

До других відносяться закони управління

- при пуску двигуна;
- при прийомі;
- при відпусканні газу.

Виходячи з прийнятих висотно-швидкісних і дросельних характеристик та вибраних обмежувачів, закон керування проектного двигуна записується у вигляді: $\pi_{k\Sigma}^* = f(\alpha_{руДmax}, p_{в}^*)$; $T_{Г}^* \leq T_{Гmax}^*$; $n_{Вл} \leq n_{Влmax}$; $n_{ВД} \leq n_{ВДmax}$; $n_{СД} \leq n_{СДmax}$;

Управління двигуном по $\pi_{k\Sigma}^*$ має деякі переваги перед системами, в яких керованим параметром є частота обертання ротора високого тиску $n_{вт}$ і

вона повинна підтримуватися з точністю $\pm 0,2\%$, а значення $\pi_{k\Sigma}^*$ - з точністю $\pm 1\%$. Це фактично і реалізується розглянутою системою керування.

Двоконтурні двигуни зі змішаним потоком завжди мають три фактори регулювання: $G_T, G_{T,\phi}, F_{кр}$. Тому контрольованими параметрами є три параметри, які характеризують робочий процес двигуна: $n_{вт}$ або $n_{нт}$, T_2^* або T_T^*, T_ϕ^* .

2.6 Висновок до розділу 2

У розділі проведено термодинамічний, газодинамічний розрахунки, а також розрахунок на міцність основних елементів проектного двигуна, зокрема розрахунок на міцність робочих лопаток турбіни і диска першого ступеня. Також відведені підрозділи для розробки систем проектного ТРДД: масляна система з визначенням неюхідної циркуляції масла через двигуна і відповідно величина маслобака і маслосистеми взагалом. Крім того роздивилися необхідну для двигуна систему автоматичного управління і відповідні закони управління.

3 Науково-дослідна частина

3.1 Забруднення шумом

Шумове забруднення - це перевищення природного рівня шуму, викликане механічними коливаннями пружних тіл.

Гамір - це комплекс звуків, що викликає неприємні відчуття органу слуху, тобто це практично будь-який звук, що виходить за межі звукового комфорту. Шум буває:

а) авіаційний - створюється роботою двигуна та аеродинамічними характеристиками повітряного судна;

б) білий - шум з рівномірним спектром;

в) побутовий - виникає в житлових приміщеннях внаслідок роботи радіоапаратури, побутових приладів та поведінки людей;

г) інформаційний(і) шум(и) - надлишкова інформація, що дублюється або інформація, яка не несе корисного навантаження;

д) виробничий шум - створюється у виробничих приміщеннях працюючими механізмами та машинами;

е) транспортний шум - створюється двигунами, гальмами та аеродинамічними особливостями транспортних засобів;

ж) вуличний шум - сукупність шуму руху транспорту та всіх вуличних звуків;

з) широкопasmовий шум - шум з неперервним спектром шириною більше однієї октави.

Шум є унікальним забруднювачем. Як правило, він нестійкий, не накопичується і не транспортується на великі відстані. Водночас, шум знижує якість життя та шкодить здоров'ю.

Шум пошкоджує нервову систему. У Стародавньому Римі законодавець передбачав місце для руху колісниць, щоб не порушувати спокій громадян. У Великобританії кожен четвертий чоловік і кожна третя жінка страждають на невроз, викликаний шумом. Кожен п'ятий пацієнт французьких психіатричних лікарень збожеволів через шум. Австралійські

вчені дійшли висновку, що шум є причиною 30% передчасного старіння цивільного населення, скорочує тривалість життя на 8-12 років і штовхає людей до насильства, самогубств і навіть вбивств.

Всі шуми можна розділити на два акустичних фони: природний і техногенний. У природі - це приємний шум хвиль, стрімких річок, пташиний спів і грім. Антропогенні акустичні фони створюються в результаті господарської, технологічної та культурної діяльності людини.

Кількісна міра шуму - його потужність вимірюється в децибелах, логарифмічна шкала рівнів шуму. Подвоєння інтенсивності відповідає збільшенню на 3 дБ.

Шум вимірюється за шкалою інтенсивності звуку.

(а) припустимий - шум зимового лісу в помірну погоду (0-5 дБ); шепіт на відстані 1 м (10-20 дБ). За містом (20-30 дБ); в читальному залі (40-50 дБ); в машбюро (60-70 дБ); в автомобілі (80 дБ);

б) максимально допустимий - відбійні молотки (80-90 дБ). Великовантажні автомобілі (90-100 дБ).

в) неприпустимі - оркестр естрадної музики (110-120 дБ); гроза (120-130 дБ); зліт реактивного літака, 25 м (130-140 дБ); запуск космічної ракети (150 дБ); постріл з гвинтівки (160-170 дБ); гарматний постріл (170 дБ).

Звуки одного рівня, але різної частоти сприймаються людиною по-різному. Для порівняння подразнюючої дії звукових хвиль різних рівнів і частот введено поняття рівня шуму НЛП (perceived noise level), що вимірюється в PNdB. На рисунку 3.1. показана крива рівної гучності. Вона відображає рівень, що сприймається людиною для звуків різної частоти з однаковою гучністю.

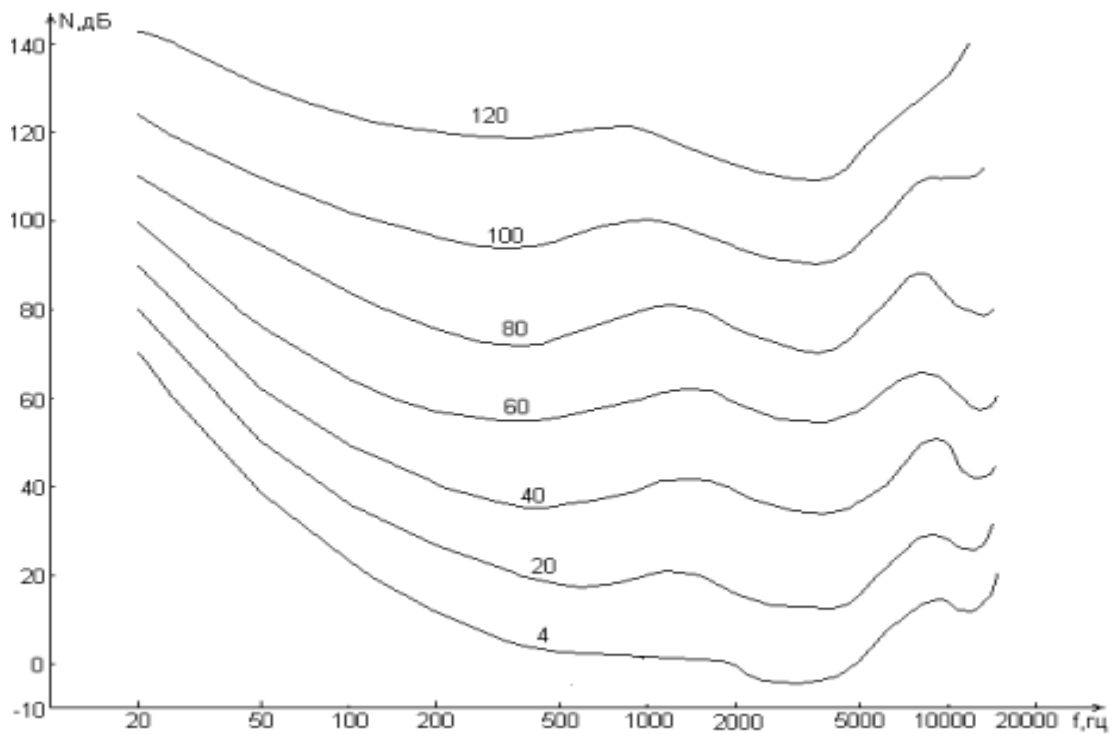


Рис.3.1 - Криві рівної гучності.

Відомо, що чутливість слухових апаратів, особливо до високочастотних звуків, з віком знижується, що призводить до старечої втрати слуху. Люди, які живуть далеко від шумового забруднення, мають набагато кращий слух, ніж ті, що живуть у містах. Таким чином, наявність звукових подразників є важливим фактором, що передуює виникненню старечої приглухуватості.

"Агресивність" шуму не тільки негативно впливає на слухові апарати, але і викликає серйозні зміни в діяльності різних органів і систем. До них відносяться підвищення артеріального тиску, зниження частоти серцевих скорочень, порушення функції щитовидної залози, зміна мозкової активності та зниження сексуальної активності.

Шумове забруднення в міському середовищі найбільш відчутне в нічний час. Постійне пробудження вночі через гучний шум знижує ефективність відпочинку. Як і хімічне забруднення, шум має властивість накопичуватися в організмі. Дослідження показали, що 55 дБ шуму вночі викликає фізіологічні ефекти при тій же інтенсивності 65 дБ, що і вдень.

Слід зазначити, що інтенсивність шумової "агресії" постійно зростає в усьому світі. За даними вчених Чиказького університету, збільшення фонового шуму спостерігається як у великих, так і в малих містах. За прогнозами, до 2010 року рівень шуму в містах США збільшиться на 50% у порівнянні з рівнем 1970 року. Загальною закономірністю є те, що чим більше місто, тим вище шумове забруднення.

Викликає занепокоєння шумове забруднення в рекреаційних зонах, таких як державні парки, лісопарки та туристичні об'єкти. Стан культурного шумового забруднення, як зовнішнього, так і внутрішнього, потребує серйозного дослідження. Використання потужних звукопідсилювачів, які збільшують інтенсивність звукових хвиль до понад 100 децибел, негативно впливає на психіку молоді та забруднює шумом міське середовище.

Фізіологічна і біохімічна адаптація до шуму неможлива, тим більше, що організм людини переносить випадкові, різкі високочастотні звуки. Цей імунітет не захищає нервову систему від шуму, хоча у деяких людей сприйняття шуму притупляється.

У боротьбі з шумом застосовуються архітектурно-планувальні та технічні заходи. Перший передбачає екранування певних ділянок вздовж автомобільних доріг, залізниць та поблизу промислових підприємств. Важливо розташувати будинок так, щоб вікна кухні і сходи виходили на вулицю, а кімнати - у двір. Зниженню шуму сприяє ущільнення вікон, збільшення товщини скла та використання різної товщини скла всередині та зовні.

Дуже важливе значення в зниженні рівня вуличного шуму має ширина вулиці. Збільшення ширини з 20 метрів до 40 метрів може зменшити шум на 4-6 дБ за тих самих умов. Житло на краю автомагістралі зменшує шумове забруднення. Цьому також сприяє ліквідація дорожніх дефектів та зменшення кількості розв'язок і примикань, що дозволяє транспорту рухатися без зайвих зупинок.

Діапазон рівнів шуму, що сприймаються людським вухом, дуже широкий, $L = 0 \dots 140$ ПЕД дБ, що відповідає 1014-кратній зміні інтенсивності шуму. Відповідний діапазон частот становить 20 - 20 000 Гц (близько 10 октав). У практичному аналізі використовується більш вузький частотний діапазон $f=45 \dots 11000$ Гц (8 октав). Зауважимо, що не всі сприйняті шуми є стомлюючими. Шум вище 80 EPNdB дратує і втомлює. Особливо сильний вплив на людину має шум з $L > 110$ EPNdB на частотах $f=2000 \dots 5000$ Гц (більш високі або більш низькі частоти діють менш дратівливо).

Збільшення площі зелених насаджень сприяє зниженню рівня шуму.

3.2 Стан шумового забруднення у авіації

3.2.1 Авіація вітчизни

З метою захисту навколишнього середовища Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) запровадила нормативи щодо шуму повітряних суден та викидів шкідливих речовин з двигунів повітряних суден (емісії). Міжнародні екологічні стандарти цивільної авіації існують у вигляді Програми 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію, Том 1 "Шум повітряного судна" і, відповідно, Том 2 "Викиди від авіаційних двигунів".

В рамках СНД рівні шуму повітряних суден регламентуються Авіаційними правилами цивільної авіації АП-36, а рівні викидів авіаційних двигунів - Авіаційними правилами цивільної авіації АП-34 (до цього було розроблено Авіаційні правила цивільної авіації АП-34 відповідно до директивного листа МАК від 15.03). 95 № 5-93 (Авіаційний реєстр МАК від 15.03.95 № 5-93) стандартизовані згідно з томом II Додатку 16.

Нормованим параметром шуму повітряного судна є максимальна ЕРФ. Це ефективний рівень сприйманого шуму в дБ (децибелах), визначений за результатами вимірювань шуму під час зльоту, набору висоти та посадки повітряного судна. Граничні рівні шуму для дозвукових реактивних літаків, заявки на сертифікацію яких були отримані до 6 жовтня 1977 року (за деякими винятками), наведені в Розділі 2, а більш суворі граничні рівні шуму

- в Розділі 3, Том 1, Додаток 16 (якщо заявка була схвалена). (Сертифікат прийнято). (з 6 жовтня 1977 року).

Понад 80% вітчизняних пасажирських літаків відповідають вимогам Глави 2 стандартів ІКАО. Станом на 1 липня 1997 року з 23 реактивних літаків та їх модифікацій, сертифікованих за рівнем шуму, лише дев'ять відповідали вимогам глави 3.

Відповідно до Резолюції А28-3 Генеральної Асамблеї ІКАО 1995 року "Можливі обмеження на експлуатацію дозвукових реактивних літаків, рівні шуму яких перевищують вимоги Глави 3 Додатку 16", обмеження на експлуатацію пасажирських повітряних суден у вигляді штрафів та заборон на посадку повинні вводитися окремо. Експлуатація літаків Іл-86 та Іл-76ТД дозволялася без обмежень до 2002 року.

США забороняють літаки, які не відповідають вимогам Глави III щодо шуму, у 2000 році, а європейські країни, Канада, Австралія, Нова Зеландія та Японія - у 2002 році. По-перше, це стосується літаків Ту-154 з двигунами НК-8 2У, Іл-76 з двигунами Д-30КП та Іл-86 з двигунами НК-86; ці літаки, які експлуатуються у великій кількості, не мають сертифікатів на відповідність вимогам Глави 3 (рис. 3.2).

З введенням запланованих посиленних стандартів у Главі 3, "м'який" варіант передбачає виведення з них літаків Ту-154М, Іл-62М та Іл-96 з двигунами PW 2337, а "середній" та "жорсткий" варіанти - з двигунами ПС-90А та Як-42. З 23 літаків лише Ту-204 та Як-40 відповідають міжнародним нормам шуму.

Наразі ІКАО регулює викиди незгорілих вуглеводнів (НС), оксиду вуглецю (СО), оксидів азоту (NO_x) та диму з турбореактивних та турбовентиляторних двигунів цивільних повітряних суден в районі аеропорту, а також забороняє навмисний викид палива після зупинки двигуна. . Вимоги Міжнародного стандарту дозвукової авіації поширюються на дим і газоподібні речовини двигунів, виготовлених після 1982 року, та двигунів, виготовлених після 1985 року, з тягою понад 26,7 кН.

Двигуни сімейства Д-30 та двигун НК-8-2У значно перевищують стандарти ІКАО за рівнем викидів вуглеводнів та СО. Ці перевищення норм на фоні іноземних двигунів дуже погано відображаються на вітчизняних двигунах.

ІКАО почала розробку штрафних санкцій за викиди авіаційних двигунів після багатьох років авіаційного шуму. Найближчим часом, за аналогією з системою шуму, буде створена система обмеження і заборони експлуатації авіаційних двигунів, які перевищують норми викидів. При цьому найбільші вітчизняні двигуни для цивільної авіації з існуючими характеристиками викидів більше не будуть експлуатуватися міжнародними авіакомпаніями. З вітчизняних двигунів лише двигун ПС-90А відповідає стандарту ІКАО щодо викидів оксидів азоту NO_x, який діє з 1996 року (79,2 г/кН проти нормованого рівня 80,6 г/кН), і з тих пір в основному відповідає цьому стандарту.

32-а сесія Генеральної Асамблеї ІКАО у 1998 році у своїй Резолюції А32-11 підтвердила своє прагнення до подальшого зміцнення політики в галузі охорони навколишнього середовища від впливу авіації. Рада ІКАО схвалила пропозицію Комісії щодо подальшого підвищення норм викидів NO_x приблизно на 16% для двигунів та модифікацій двигунів, виготовлених після 2003 року. За новими стандартами.

Прогнозоване збільшення пасажиропотоку та обсягів спалювання авіаційного палива в період 2000-2015 років має супроводжуватися загальним скороченням викидів оксидів азоту NO_x. Цього можна досягти в першу чергу за рахунок розробки камер згоряння зі значно зниженими викидами оксидів азоту NO_x 2:3.

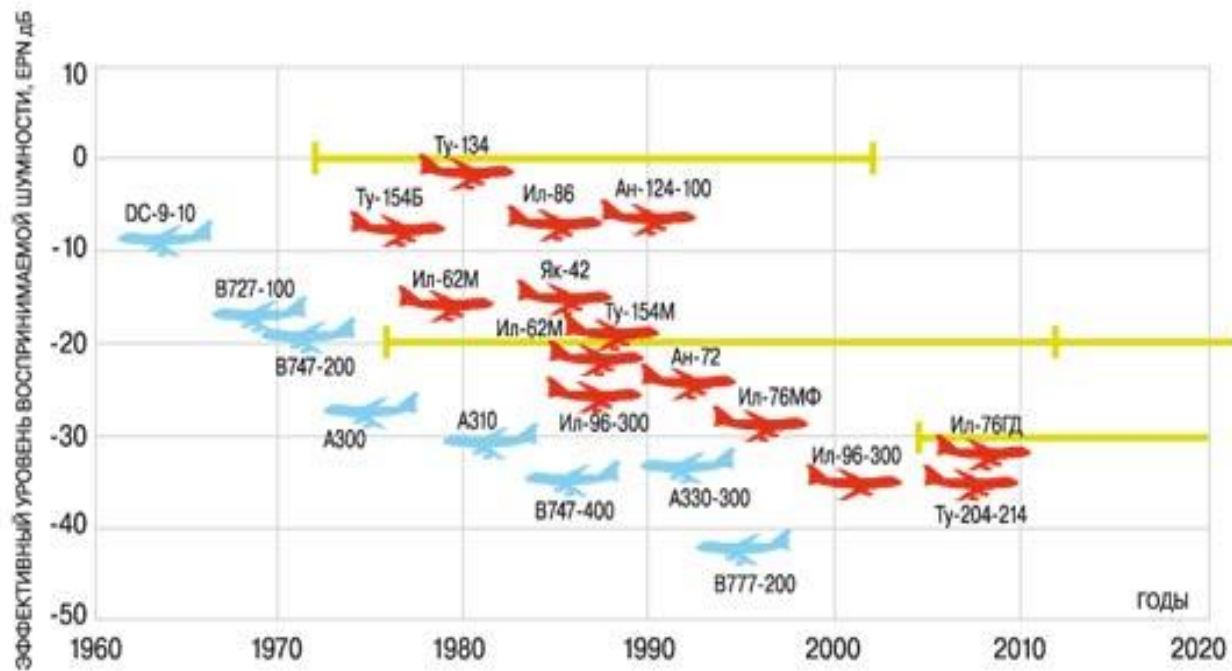


Рис. 3.2 - Рівні шуму вітчизняного парку на фоні світового.

Якщо не вжити термінових заходів щодо приведення екологічних характеристик російських літаків та їх двигунів у відповідність до вимог міжнародних стандартів, неминуче настане час, коли літаки перестануть приймати в іноземних аеропортах, а купувати їх не будуть ще раніше.

3.2.2 Закордонна авіація

Допустимі рівні шуму визначені в ГОСТ 17228-78. Аналогічні стандарти встановлені у США, Великій Британії та багатьох інших країнах. Всі вони наближені до стандартів ІКАО, а шум, що створюється пасажирськими літаками, вимірюється в трьох контрольних точках:

- позиція 1 (під час зльоту) - 450 м від центру ЗПС (ЗПС);
- позиція 2 (підйом 500 м) - відстань 6500 м від початку ЗПС;
- позиція 3 (захід на посадку) - дистанція 2000 м до початку ЗПС.

Допустимий рівень шуму залежить від злітної маси літака, кількості двигунів і траєкторії польоту. На рисунку 3.2 показані контрольні точки для вимірювання шуму. Максимальне значення EPNL не перевищує 108 EPNdB. Стандарти ІКАО враховують, що літаки з двома і трьома двигунами мають більш високе співвідношення тяги до ваги, ніж літаки з чотирма двигунами, і

можуть підніматися на більш круті траєкторії. У зв'язку з цим знижено допустимі рівні шуму для цих літаків.

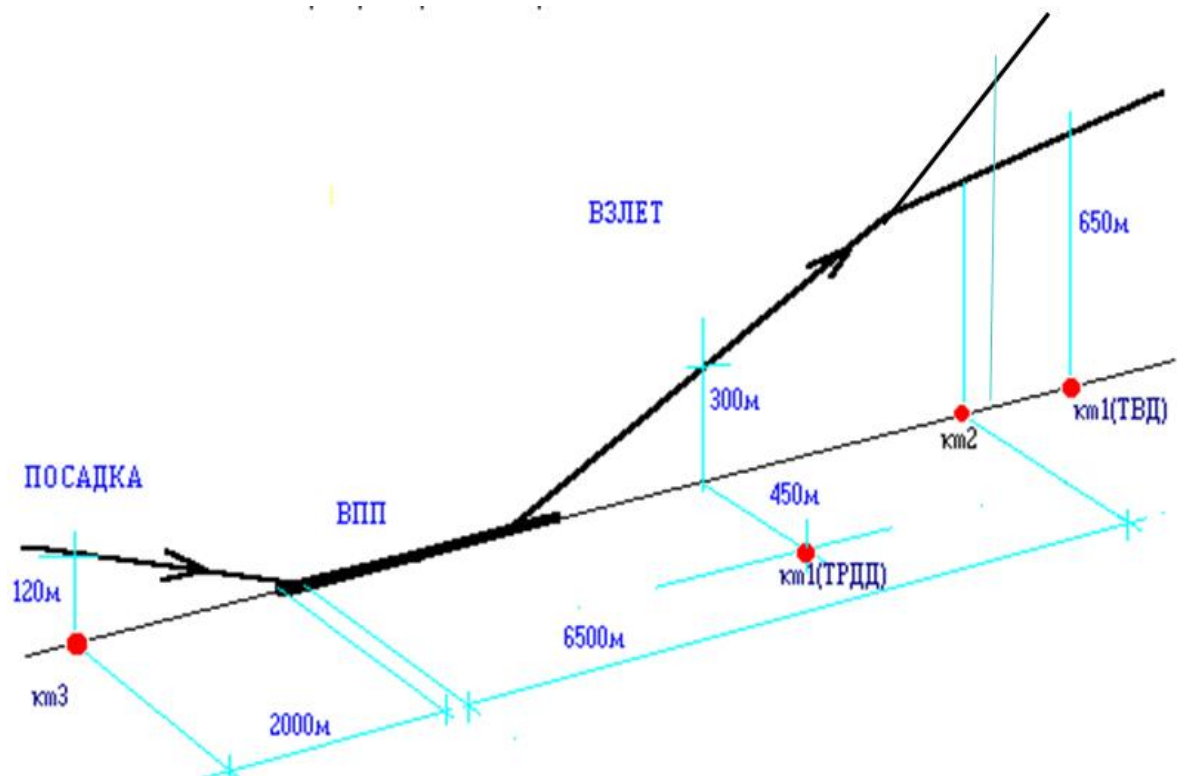


Рис.3.3 - Контрольні точки вимірювання шуму

Основна світова тенденція щодо зниження шуму в авіації відображена на рис. 3.4, де показані літаки, що випускалися світовою промисловістю в різні роки.

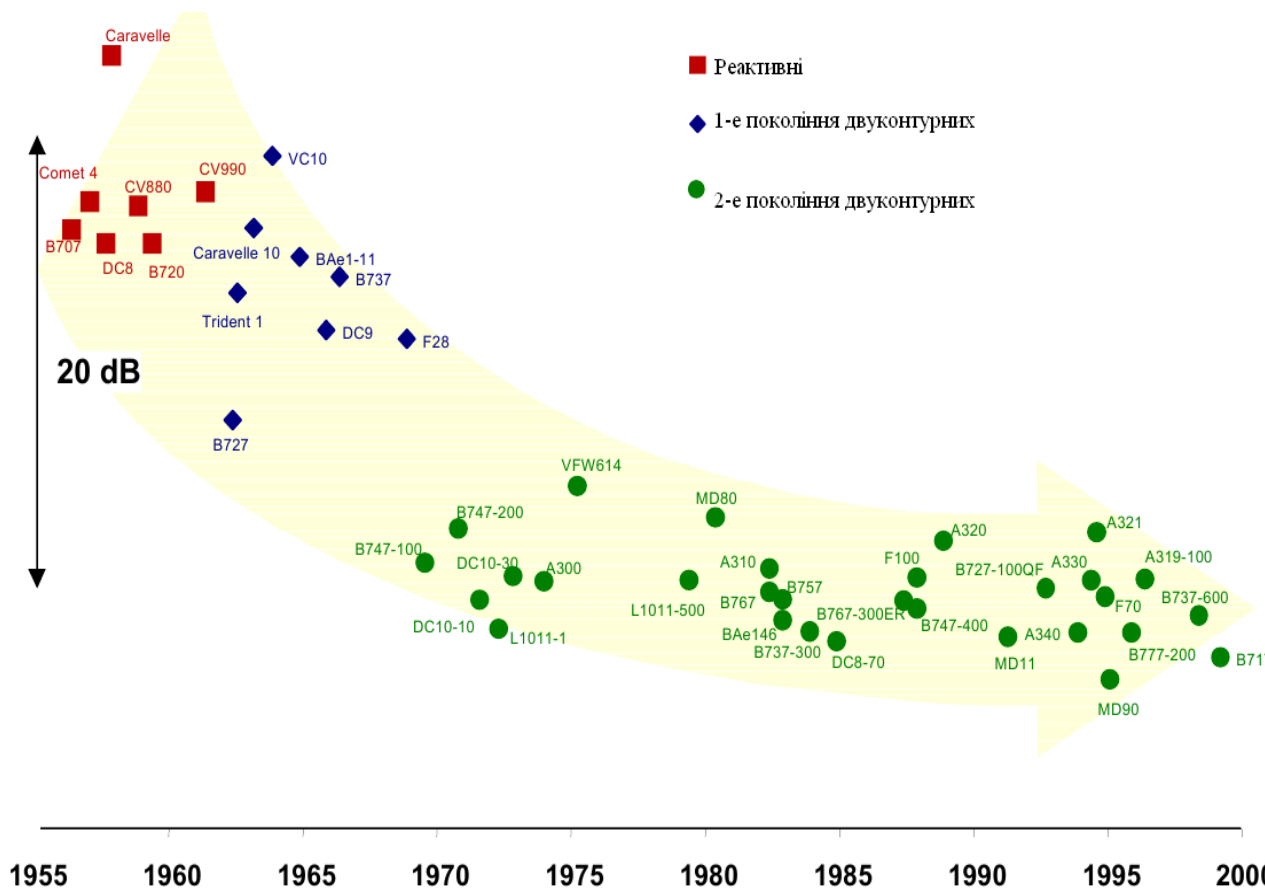


Рис.3.4 - Рівні шуму світового парку літаків.

3.3 Джерела шуму ТРДД

Для розуміння проблеми зменшення шуму двигуна необхідно знати природу джерел і їх відносний внесок в загальний рівень шуму двигуна. Найважливішими джерелами є реактивні двигуни, вентилятори, компресори, турбіни та камери згоряння. Ці джерела підпорядковуються різним законам і мають різні механізми створення, але певною мірою пов'язані з витратою повітря. Рис. 3.5. показані основні джерела шуму сучасних реактивних двигунів.

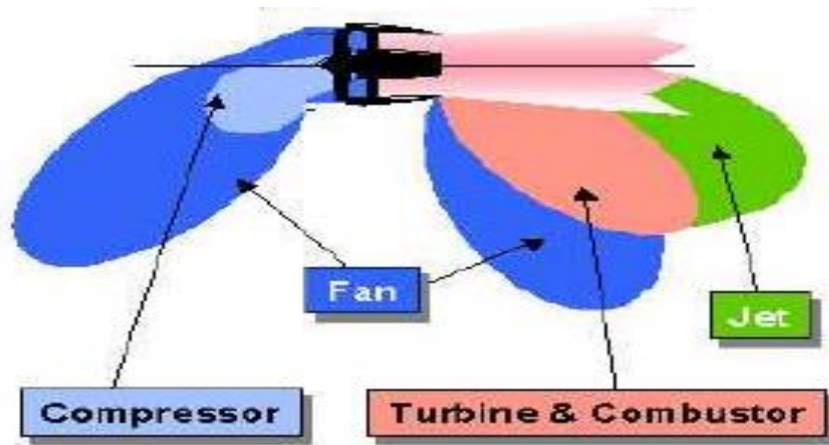


Рис.3.5 - Джерела шуму сучасних реактивних двигунів.

Оскільки шум вихлопного струменя більше залежить від швидкості, ніж шум компресора або турбіни, зменшення швидкості струменя має більший ефект, ніж зменшення периферійної швидкості компресора або турбіни на еквівалентну величину. Шум вихлопного струменя викликаний високотурбулентним змішуванням потужних вихлопних газів з атмосферою і є результатом зсувних ефектів, викликаних відносною швидкістю між вихлопним струменем і атмосферою. Невеликі вихори біля виходу створюють високочастотний шум, тоді як великі вихори нижче за течією створюють низькочастотний шум. Крім того, коли швидкість струменя перевищує місцеву швидкість звуку, в ядрі струменя утворюються регулярні ударні хвилі.

Цей процес створює індивідуальні тони шуму змішування і вибіркового посилення спектру. Зниження шуму відбувається при прискоренні процесу змішування, зменшенні зони змішування і зниженні швидкості струменя відносно атмосфери. Шум компресора і турбіни є результатом взаємодії поля тиску і турбулентного сліду від лопатей ротора і статора і може бути визначений як два різних типи шуму: дискретні тони (на одиничній частоті) і широкосмуговий шум.

Дискретні тони створюються турбулентним слідом, що проходить через ступінь нижче потоку (так звана взаємодія сліду), викликаючи серію тонів і гармонік кожного порядку.

Інтенсивність слідової взаємодії в значній мірі залежить від відстані між решітками ротора і статора. Якщо відстань відносно невелика, створюється сильне поле тиску взаємодії, що породжує сильні тони.

У двигунах з високим коефіцієнтом байпасу сліди від лопатей вентилятора рухаються вниз за течією через статор і створюють ці тони, але при менших швидкостях і при більших відстанях між ротором і статором інтенсивність нижча. Широкосмуговий шум є результатом взаємодії кожної лопаті ротора з потоком, навіть якщо потік є гладким.

Турбулентність потоку над лопатками збільшує інтенсивність широкосмугового шуму, а також може викликати тональний шум. В одноконтурних двигунах відносний внесок компресора і турбіни в загальний рівень шуму незначний на всіх режимах, крім посадки, через дуже високий рівень шуму струменя. На двоконтурних двигунах реактивний шум зменшується зі зменшенням швидкості, але збільшується з вентилятором і турбіною.

Впровадження одноступеневого КНТ (вентилятора) значно знижує шум компресора, оскільки зменшується загальний рівень взаємодії і турбулентності. При швидкості проходження ~ 5 реактивний шум знижується до рівня, коли шум від внутрішніх джерел стає домінуючим. Серед інших джерел шуму в двигуні є шум камери згоряння. Це важливо, але не домінуюче, оскільки це приховано газогенератором двигуна. Однак є частка широкосмугового і тонального шуму в результаті сильної акустичної активності в камері згоряння. Рисунок 3.6. показана схема генерації шуму в струмені.

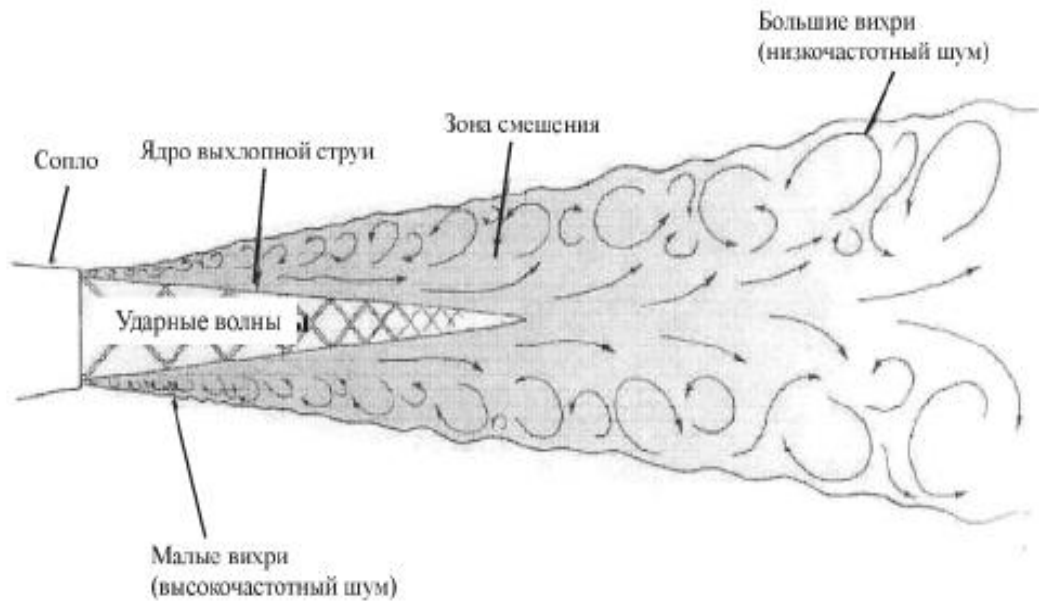


Рис 3.6 - Схема виникнення шуму в струмені.

3.4 Методи боротьби з шумом

Ефективність шумозаглушення вентилятора залежить від площі звукопоглинальної поверхні зовнішнього контурного каналу (за інших рівних умов). Тут звук поширюється в передню півсферу (від повітрозабірника) і задню півсферу (від сопла). Тому основним завданням проектування звукопоглинання двигуна (при вибраних геометричних параметрах звукопоглинання) є максимізація площі зовнішнього контурного каналу.

При проектуванні вузлів із звукопоглинальних конструкцій необхідно забезпечити, щоб вони, крім своєї звукопоглинальної функції, виконували одночасно інші функції. Розпізнавати сторону потоку і діючі навантаження від сусідніх вузлів. При цьому він є оптимальним з точки зору конструктивної маси. По суті, всі вузли звукопоглинальної конструкції двигуна виконують одночасно як звукопоглинальні, так і силові функції. У рідкісних випадках ці функції неможливо поєднати в одному вузлі. Наприклад, в корпус вентилятора, який є складним, високонавантаженим агрегатом, вставляються окремі звукопоглинаючі панелі. Залежно від вимог

до гучності в даний час застосовуються наступні типи звукопоглинальних конструкцій:

- одношарові звукопоглинальні панелі (звукопоглинальні конструкції першого покоління), що складаються з перфорованих обшивок, стільникових або коробчастих сердечників і суцільних обшивок.

- двошарові звукопоглинаючі панелі (звукопоглинаюча конструкція другого покоління), що складаються з двох шарів стільникового або коробчатого наповнювача. З боку потоку і між шарами наповнювача є перфорована обшивка, а з протилежного боку потоку - суцільна обшивка. Двошарова звукопоглинальна структура розширює смугу поглинання і підвищує ефективність звукопоглинання.

- в даний час розробляються інші системи звукопоглинальних конструкцій, що використовують в якості широкосмугових звукопоглиначів сітчасті шари і пористі однорідні заповнювачі.

Номенклатура матеріалів, що використовуються при виготовленні звукопоглинальних блоків, визначається умовами експлуатації (наприклад, робочою температурою, робочим навантаженням). Для агрегатів, що працюють в зонах з відносно низькими робочими температурами (зовнішній канал контуру), в основному застосовуються титанові сплави або нержавіючі сталі. Для агрегатів, що працюють при температурі вище 400°C, слід використовувати нержавіючу сталь (наприклад, 12X18H10T). В даний час для агрегатів, що працюють при температурі до 100-150°C.

Застосування полімерних композиційних матеріалів дозволяє знизити вагу агрегатів в середньому на 30% в порівнянні з аналогами з титанового сплаву і полегшити технологію виготовлення.

Звукопоглинаючі конструкції зручно встановлювати на готовий двигун. Але існують і конструктивні засоби зниження шуму, такі як: вдосконалені лопатки вентилятора; похилий сопловий апарат зі скошеними лопатками; сопло вентилятора "ялинка"; шевронне сопло внутрішнього контуру; вхід

типу "шарф"; мікроперфорована кромка; S-подібний канал вентилятора, зниження швидкості повітря і частоти обертання компресора і турбін.



Рис. 3.7 - Експериментальне сопло, з приглушенням шуму.

3.5 Використання конструкцій, що поглинають звук.

3.5.1 Різновиди звукопоглинаючих конструкцій

Серед різних конструкцій звукопоглинальних облицювань, що застосовуються в даний час, можна виділити три основні групи, що охоплюють практично всі види виробів, що випускаються і відрізняються своїми специфічними функціями, як конструктивного, так і акустичного характеру.

До першої групи звукопоглинальних елементів, найбільш поширених і званих плоскими, відносяться елементи, виготовлені з заводських повністю підготовлених матеріалів (плити типу "Акмігран", "Екофон" і "Акусто") і елементи у вигляді знімних касет. перфоровані (металеві, азбестоцементні, гіпсові) покриття з ультратонкими звукопоглинальними шарами зі скла та базальтового волокна або мінераловатних плит різних модифікацій. Акустична ефективність цієї групи конструктивних елементів відносно невисока, їх коефіцієнт звукопоглинання, як правило, не перевищує 0,8 - 0,9, а з урахуванням обмеженого простору, який вони займають в приміщенні, їх середній коефіцієнт звукопоглинання в більшості випадків не перевищує 0,5.

До другої групи звукопоглинальних елементів відносяться так звані об'ємні звукопоглинаючі елементи. Їх відмінною рисою слід назвати, перш за все, збільшення в 50-70 разів коефіцієнта звукопоглинання (у порівнянні з плоскими елементами). % за рахунок дифракції звукових хвиль та додаткового поглинання за рахунок більш розвинених поверхонь.

До третьої групи відносяться звукопоглинаючі елементи, які по суті є об'ємними елементами, два з яких значно більші за третій. Ці елементи виділені в окрему групу завдяки винятковій простоті виготовлення і монтажу, економічності, задовільному зовнішньому вигляду і високій вогнестійкості, і відносяться до елементів коромислового типу. Умовний коефіцієнт звукопоглинання звукопоглинальних систем коромислового типу (приведений до 1 м поверхні огорожі) досягає від 2 до 2,5. Це означає, що даний тип елементів значно перевершує першу групу елементів за ефективністю.

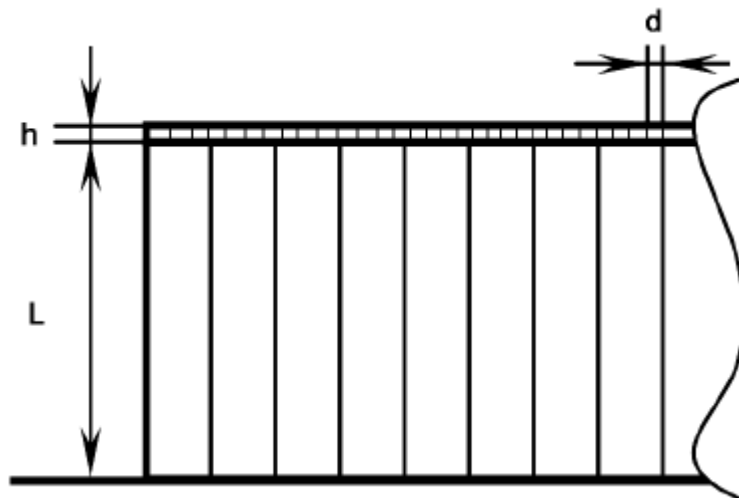


Рис.3.8 - Схема фрагмента одношарової звукопоглинаючої конструкції

3.5.2 Методика розрахунку звукопоглинаючих конструкцій

Під час розрахунку за стандартною методикою для одно- і двошарових ЗПК із прямокутним профілем коефіцієнт поглинання й ефективна ширина смуги поглинання зростають у міру збільшення відсотка перфорації.

$$Z_l = 1 + i \left\{ \frac{2\pi}{c} f \frac{h_l}{n_l} \left[1 + \frac{\pi d_l}{4 h_l F(\sqrt{n_l})} \right] - \operatorname{ctg} \left(\frac{2\pi}{c} f L_l \right) \right\},$$

де l - номер шару ($l = 1, 2, 3, \dots$)

Така поведінка коефіцієнта поглинання в залежності від відсотка перфорації не відповідає експериментальним даним та загальним фізичним уявленням. Тому цей метод потребує пояснення.

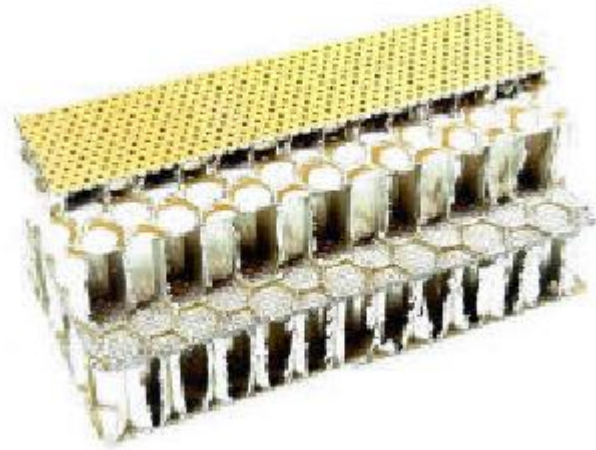


Рис.3.9 - Двошарові звукопоглинаючі конструкції

Перш ніж пояснити складну методику розрахунку, слід навести ще один факт, який необхідно враховувати - кут падіння звукових хвиль на поверхню повітрязабірника.

Для протидії шуму вентилятора в передній півсфері по внутрішній поверхні повітрязабірників встановлені звукопоглинаючі панелі. Вентилятор (рис. 3.10) в процесі обертання "модулює" повітряний потік, тим самим створюючи випромінювання з частотою $N \cdot fF$ - число лопатей, fF - частота обертання вентилятора. Це випромінювання не є ні плоскою, ні сферичною хвилею. Це пов'язано з дуже складною геометрією лопатей, розміри яких можна порівняти з розмірами повітрязабірника. Тому неможливо точно описати картину поширення хвильового фронту від лопаток вентилятора, але можна вибрати зручну фізичну модель: два джерела сферичних хвиль вище і нижче осі вентилятора (рис. 3.10).

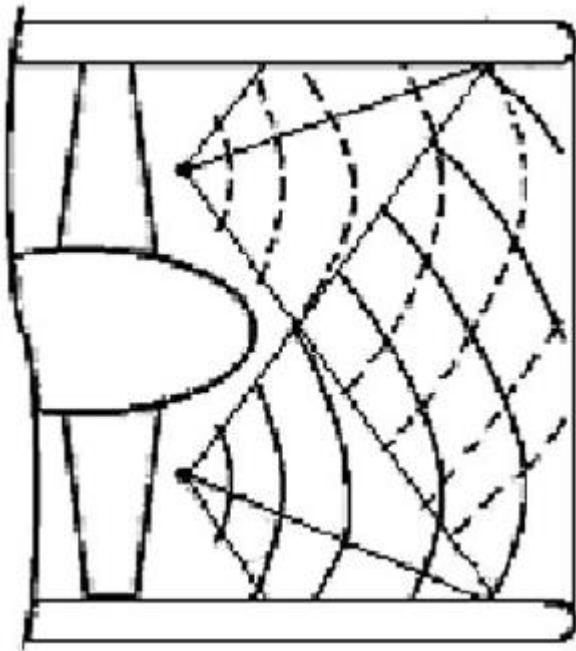


Рис.3.10 - Розповсюдження хвильового фронту від лопатки вентилятора (θ – кут падіння звукової хвилі).

Оскільки необхідно враховувати кут θ , під яким хвилі досягають конкретної точки повітрязабірника, рівняння коефіцієнта поглинання можна змінювати наступним простим способом

$$t = 1 - \left| \frac{Z \cdot \cos \theta - 1}{Z \cdot \cos \theta + 1} \right|^2$$

У зв'язку з цим рекомендується оцінити, наскільки сильно впливає фактор косоного падіння звукових хвиль (під різними кутами в різних точках) на ефективність ЗПК. Це можна зробити, наприклад, у випадку двошарового склопластика з прямокутним профілем.

При побудові залежності коефіцієнта поглинання від частоти з урахуванням кута падіння звукової хвилі були використані наступні параметри ЗПК.

3.5.3 Результати розрахунків резонансних звукопоглинаючих конструкцій

Для проведення чисельних розрахунків були обрані наступні значення параметрів звукопоглинальних панелей (обрані на основі реальних даних по сучасним ЗПК) (табл. 3.1).

Дані для розрахунку звукопоглинаючих панелей Таблиця 3.1

Параметр	Значення	Назва параметру
c	340 м/с	Швидкість звуку
d	2 мм	Діаметр отворів
h	1.2 мм	Товщина перфорованої панелі
a	4.5 мм, 8 мм, 20 мм	Сторона резонаторної комірки
n	1, 3, 5, 8, 10, 15 %	Процент перфорації
f	От 0 до 5000 Гц	Частота звукової хвилі
L	8 мм, 15 мм, 22 мм	Висота ЗПК

На рисунках 3.11 - 3.13 наведено графіки частотної залежності коефіцієнта поглинання для одношарового, двошарового, тришарового та трапецієподібного ЗПК. Значення використаних параметрів вказані окремо для кожного графіка. З наведених вище графіків видно, що 2-шарові ЗПК мають велику смугу пропускання ($>0,8$ рівня) в діапазоні частот 500-5000 Гц при заданій висоті шару і швидкості перфорації.

Як показують розрахунки, тришарові ЗПК виявляються менш ефективними, ніж двошарові структури (рис. 3.9). Ефективність звукопоглинання (ширина ліній звукопоглинання та значення коефіцієнта звукопоглинання) зростає зі зменшенням частоти перфорації (що добре видно на рисунку 3.13). Це відповідає фізичному стану процесу. Це пов'язано з тим, що перфоровані панелі практично прозорі для потоку і не можуть сприяти ефективному поглинанню енергії, якщо вони можуть викликати турбулентність потоку.

Крім того, дуже погано перфоровані панелі не можуть розсіювати енергію ідеально, але можуть досягати великих коефіцієнтів поглинання у

вузьких смугах пропускання. Це означає, що залежність ефективності звукопоглинання від коефіцієнта перфорації є екстремальною, але може бути апроксимована оберненою залежністю для поточного діапазону значень. Крім того, дуже важливим є розмір резонаторної комірки. При менших висотах внутрішнього шару можна показати (як детальним, так і стандартним методами), що двошаровий ЗПК з прямокутним поперечним перерізом при більшій висоті поводить себе як одношаровий (лінії поглинання зміщуються в область нижчих частот).

Такий висновок узгоджується з результатами проведеної роботи. Разом з тим, в даній роботі досліджувались лише двошарові ЗПК з рівними частотами перфорації шарів, але низька ефективність є підставою для висновку про недоцільність використання ЗПК з перфорованими панелями в сучасних системах шумозаглушення. В даній роботі та в даній роботі досліджувались двошарові ЗПК з рівними швидкостями перфорації шарів. Отримані дані показують, що вибір швидкості перфорації пласта послаблює властивості ЗПК і може суттєво підвищити його ефективність. При цьому фізичні міркування та розрахункові дані свідчать про те, що зовнішній шар повинен бути перфорований більше, ніж внутрішній. Це забезпечує покращене розсіювання енергії всередині резонатора.

Крім того, розрахунки показують, що для трапецієподібних ЗПК, що розширюються догори (широкі горловини), ЗПК звужується догори і з'являється випромінююча зона. Взагалі, трапецієподібні склопластикові елементи дуже чутливі до розмірів і взаємного співвідношення нижніх кутів.

Тому результати дослідження представлені нижче у вигляді графіка залежності коефіцієнта поглинання від частоти для одношарових, двошарових, тришарових та трапецієподібних ЗПК.

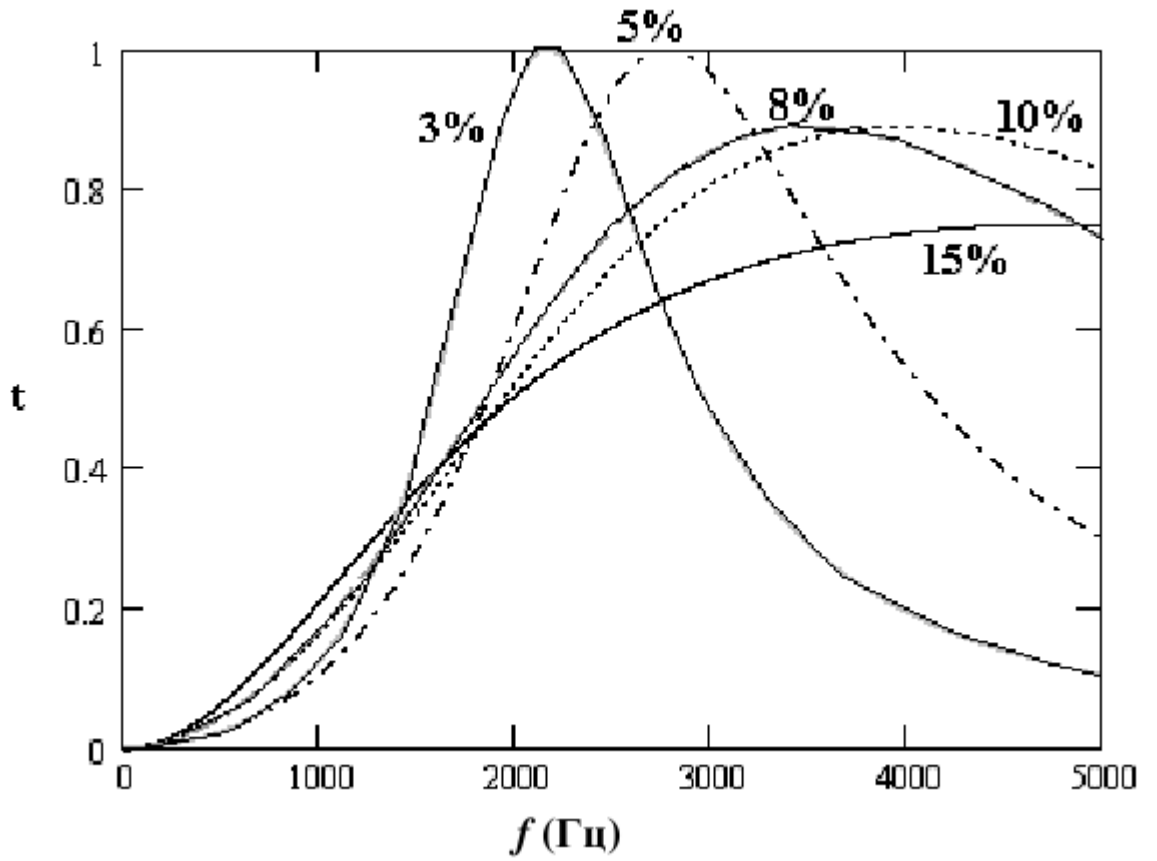


Рис.3.11 - Одношарова ЗПК; висота $L = 8$ мм; відсоток перфорації: $n = 3\%$, 5% , 8% , 10% , 15% ; $a = 8$ мм

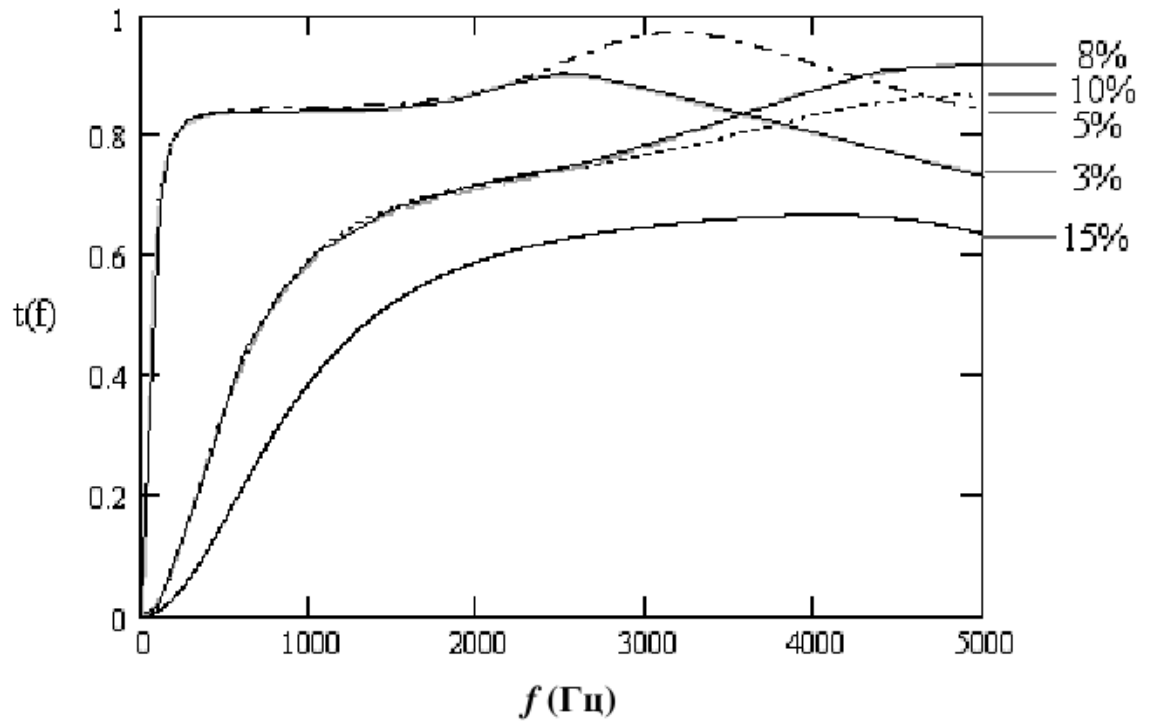


Рис.3.12 - Двошарова ЗПК; висоти $L_1 = 22$ мм; $L_2 = 8$ мм; відсоток перфорації: $n_1 = 15\%$, $n_2 = 3\%$, 5% , 8% , 10% , 15% ; $a = 8$ мм

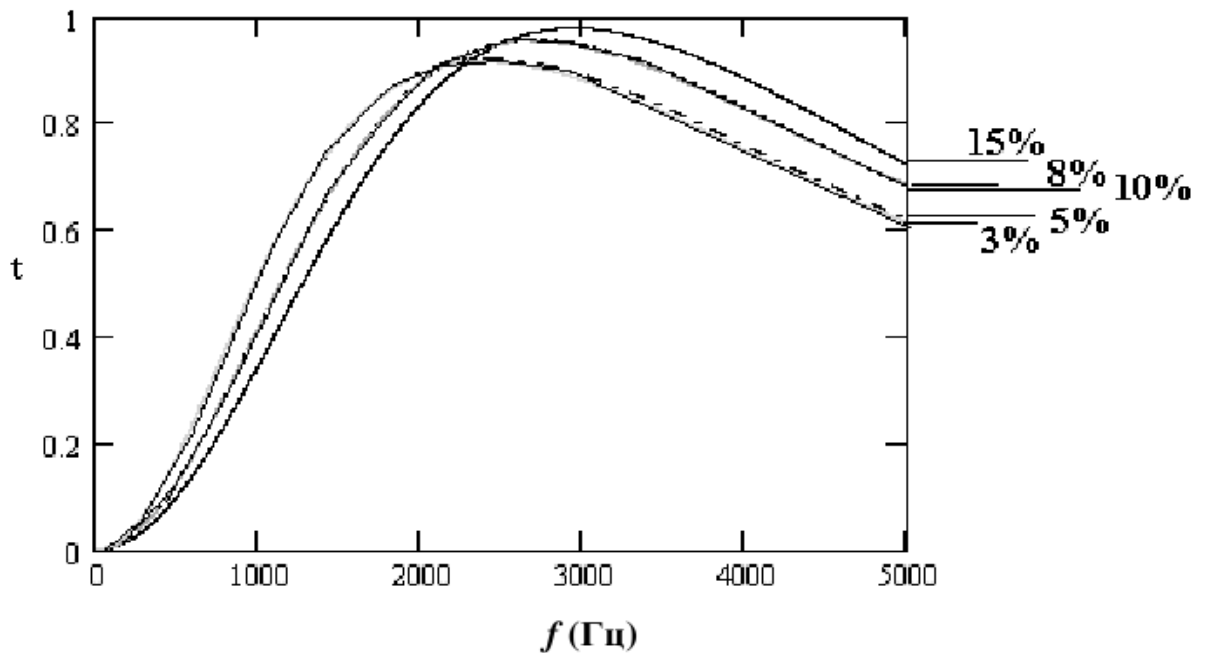


Рис.3.13 - Тришарова ЗПК; висота $L_1 = 22$ мм; $L_2 = 8$ мм; $L_3 = 5$ мм; відсоток перфорації: $n_1 = 10\%$, $n_2 = 1\%$, 3% , 5% , 8% , 10% , 15% ; $n_3 = 10\%$, $a = 8$ мм

3.5.4 Трапецієподібні ЗПК

Перевагою трапецієподібних ЗПК є те, що коефіцієнт поглинання може бути оптимізований по відношенню до кута основи трапеції. На рисунку 3.8. наведено приклад трапецієподібної ЗПК та її основні параметри.

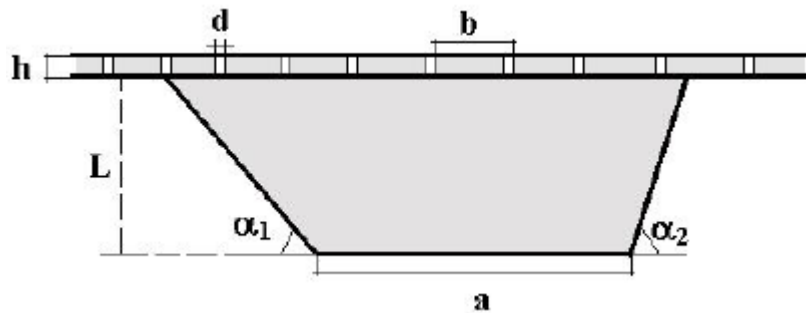


Рис.3.14 - Трапецієподібна ЗПК – вид збоку.

Чисельні розрахунки розділили площу такого резонатора на три зони. Два з різною висотою і два з постійними зонами. Імпеданс визначався інтегруванням по всій зоні, а сумарний імпеданс розраховувався з наступної залежності:

$$\frac{1}{Z(f)} = \frac{1}{Z1(f)} + \frac{1}{Z2(f)} + \frac{1}{Z3(f)}$$

Було виявлено, що трапецієподібні ЗПК мають нижчу швидкість перфорації і ширшу смугу пропускання. При цьому різні кути трапецієподібної основи значно збільшують імпеданс конструкції.

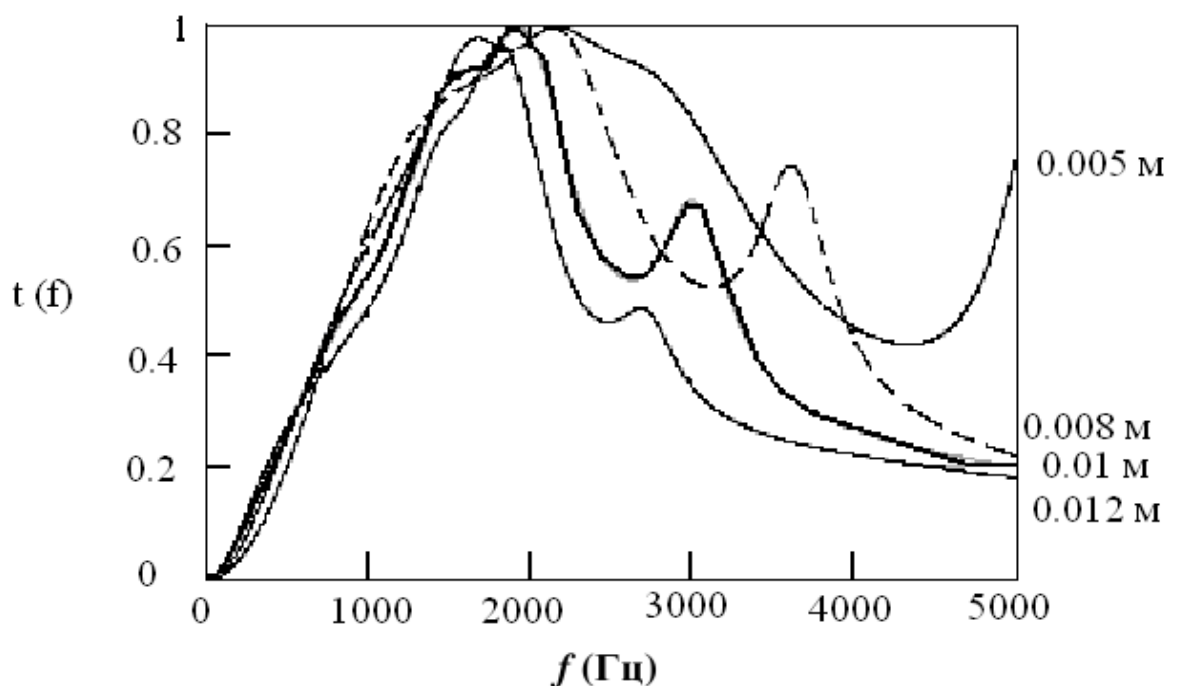


Рис.3.15 - Трапецієвидна ЗПК (з широким горлом); висота 22 мм; кути при підставі: по 65 °; відсоток перфорації: 2%, нижнє підстава: 5 мм, 8 мм, 10 мм, 12 мм

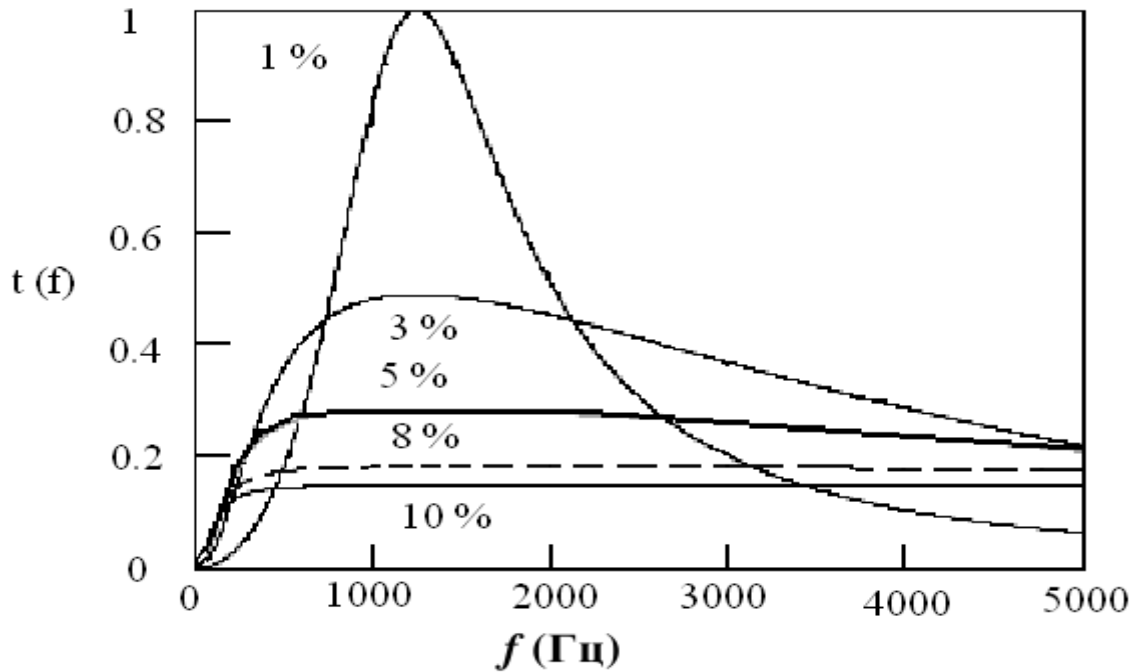


Рис.3.16 - Трапецієвидна ЗПК (з вузьким горлом), висота: 22 мм, кути при основі: по 55 °, відсоток перфорації: 1%, 3%, 5%, 8%, 10%; нижня основа: 60 мм

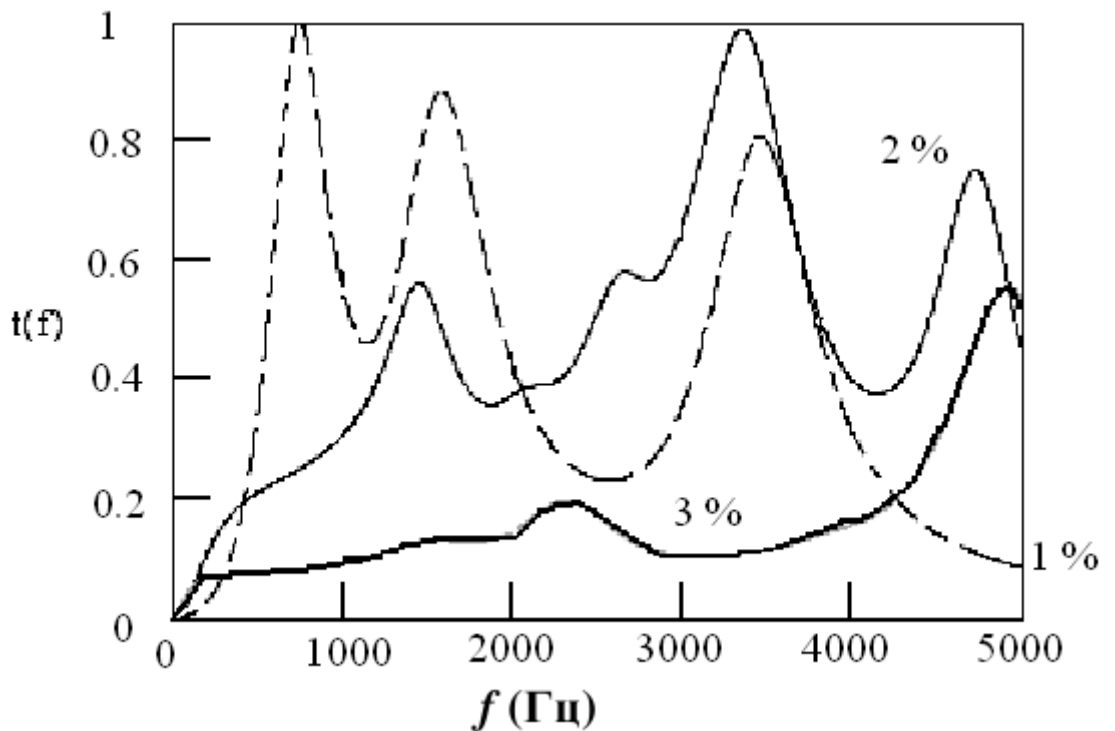


Рис3.17 - Паралельне з'єднання трапецієподібних ЗПК, висота: 22 мм, кути при основі: по 55° , відсоток перфорації: 1%, 2%, 3%; нижня основа: 60 мм (вузька), 8 мм (широка).

3.6 Висновок до розділу 3

Розглянувши проблему забруднення шумом і її джерела, було розглянуто і проаналізовано використання різних звукопоглинаючих конструкцій. Після розрахунку резонансних ЗПК і трапецієподібних ЗПК було виявлено, що найбільш ефективними, на відміну від тришарових, двошарові звукопоглинаючі конструкції, окрім цього виявлено, що ЗПК повинні звужуватися догори, а паралельні з'єднання комірок мають звужуватися і розширюватися догори для усунення проблеми випромінюючої області.

4 Охорона праці.

4.1 Небезпечні та шкідливі виробничі фактори під час технічного обслуговування

Якісний і своєчасний аналіз причин травматизму та професійних захворювань дає можливість усунути небезпечні та шкідливі фактори в технологічних процесах і вжити ефективних заходів безпеки згідно з ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ, небезпечні та шкідливі виробничі фактори можна розділити на фізичні, хімічні, біологічні та психологічні групи.

При виконанні ремонтних робіт силової установки на обслуговуючий персонал можуть впливати наступні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- незахищені рухомі частини повітряного судна та силової установки, підвішених механізмів та виробничого обладнання;
- транспортні засоби, що використовуються для завантаження та розвантаження двигунів, агрегатів та обладнання на повітряні судна та з них.
- розлітаються осколки, елементи, деталі СУ;
- падіння двигунів та інших частин, інструментів і матеріалів авіаційної техніки під час технічного обслуговування високорозташованих систем і агрегатів управління;
- струмені вихлопних газів, предмети, що потрапили в ці струмені;
- повітрязабірні потоки;
- повітряні течії в атмосфері;
- шум, вібрація і підвищені рівні ультразвукових хвиль при запуску і випробуваннях авіаційних двигунів і при ультразвуковому контролі систем управління;
- фізичні перевантаження під час обслуговування підрозділів ЦЗ у важкодоступних місцях;
- розташування робочої зони до неогороджених ділянок на висоті 1,3 м і більше;

- підвищений рівень інфрачервоного випромінювання від нагрітих частин АТ;
- підвищений рівень ультрафіолетового та теплового випромінювання під час зварювання;
- хімічні речовини у використовуваних матеріалах (наприклад, ґрунтовки, герметики, клеї).

4.2 Організаційні та проектно-технічні заходи щодо зменшення шкідливих виробничих факторів.

Ці заходи включають в себе:

- технічне обслуговування високорозміщених агрегатів повинно проводитися з використанням спеціальних драбин, трапів і пересувного обладнання;
- агрегати вагою більше 10 кг не можна піднімати за допомогою бічних або приставних драбин;
- у разі якщо ротори двигуна обертаються, обслуговуючий персонал повинен знаходитися поза зоною їх обертання;
- перед виконанням будь-якого технічного обслуговування переконайтеся, що кришка капота надійно закріплена;
- при виконанні робіт на високорозташованих частинах СУ інструменти та обладнання слід розташовувати в сортовіках;
- при роботі в канавах проточної частини переконайтеся, що працюючий оснащений спеціальним фалом.
- запуск і випробування ІМ слід проводити після припинення інших робіт і тільки якщо є засоби пожежогасіння,
- забороняється перебувати в зоні закінчення газового струменя;
- персонал, які здійснюють нагляд за запуском двигуна на землі, повинні бути забезпечені засобами зв'язку з кабіною екіпажу та засобами захисту органів слуху.
- забороняється проводити регулювання двигуна під час його роботи;

- при нанесенні мастил, герметиків, фарб, лаків і т.п. на компоненти агрегату або СУ матеріал не повинен потрапляти на відкриті ділянки тіла людини.

- роботи необхідно проводити з використанням засобів індивідуального захисту.

- паливні та масляні фільтри на агрегатах СУ повинні очищатися тільки в зоні промивання.

- перевірка форсунок і турбін на двигунах з реверсними форсунками повинна проводитися при повністю знятому тиску.

- У разі нагрівання агрегатів СУ необхідно дотримуватися температурного режиму.

- для роботи з освітлювальними приладами необхідно використовувати переносні світильники $U = 12 \text{ В}$ і $U = 24 \text{ В}$.

- при роботі у важкодоступних місцях СУ вимагається максимально раціональне положення працівника.

4.2.1 Вплив шкідливих та небезпечних факторів на людину

Конструктивні заходи щодо забезпечення безпечної експлуатації та технічного обслуговування розроблених двигунів

Під час експлуатації авіаційних двигунів на людей впливають небезпечні та шкідливі виробничі фактори. У розробленому двигуні передбачено низку заходів для зниження рівня їх впливу на людину.

Одним з основних напрямків є робота по зниженню рівня шуму: основними джерелами шуму в АТ є реактивні струмені вентилятора, компресора, турбіни і камера згоряння. Звукопоглинаючі панелі також встановлені в корпусі внутрішнього контуру двигуна і призначені для зниження шуму від роботи компресора, камери згоряння і турбіни.

Лопаті вентилятора спроектованого двигуна мають широку хорду і тому мають досить велику масу. При обертанні на них діють великі відцентрові сили, які можуть зруйнувати кріплення між лопатями і корпусом вентилятора, потенційно завдаючи шкоди людям, що знаходяться поблизу

працюючого двигуна. Для запобігання цього в зоні обертових мас вентилятора передбачено стопорне кільце. Конструктивно двигун побудований за модульною системою, що означає, що окремі модулі можуть бути відремонтовані та замінені без зняття двигуна з літака, таким чином зменшуючи трудовитрати та потенційний негативний вплив на обслуговуючий персонал у порівнянні зі зняттям та встановленням всього двигуна.

4.2.2 Розрахунок вентиляції

Під вентиляцією розуміють комплекс заходів і засобів, призначених для забезпечення метеорологічних умов і чистоти повітря, що відповідають гігієнічним і технічним вимогам, в зонах обслуговування постійних цехів і промислових підприємств. Основне призначення вентиляції - видалення з приміщення забрудненого або нагрітого повітря і подача свіжого.

Вентиляція класифікується за наступними ознаками:

- за способами переміщення повітря - природна, штучна (механічна) та комбінована (природна та штучна одночасно).
- за напрямком потоку повітря: припливна, витяжна, припливно-витяжна;
- за місцем дії — загальнообмінна, місцева, комбінована.

У виробничих приміщеннях виділяються пари небезпечних рідин - бензину та гасу. Технологічні операції відбуваються як всередині, так і зовні витяжної шафи.

Сумарна площа всіх входних отворів у витяжній шафі $F = 5,0 \text{ м}^2$, а швидкість руху повітря в цих отворах $U = 0,4 \text{ м/с}$.

Розраховуємо об'єм повітря, необхідний для створення безпечного стану в приміщенні.

Вихідні дані, необхідні для розв'язання задачі, наведені нижче.

Гранично допустимі концентрації шкідливих речовин у повітрі робочої зони (ГОСТ 12.1.005-88): бензин і гас відповідно.

$$m_{\text{ГДК б.}} = 100 \frac{\text{мг}}{\text{м}^3};$$

$$m_{\text{ГДК Г.}} = 300 \frac{\text{мг}}{\text{м}^3};$$

швидкість виділення парів бензину та гасу:

$$G_{\text{б}} = 1,5 \frac{\text{кг}}{\text{год}};$$

$$G_{\text{Г}} = 4,0 \frac{\text{кг}}{\text{год}}.$$

Вважаємо, що припливне повітря не містить домішок, тобто береться з атмосфери поза виробничим приміщенням:

$$m_{\text{пр}} = 0 \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}.$$

Визначаємо витрату повітря через місцеву вентиляцію:

$$Q_M = FV 3600 = 5,0 * 0,4 * 3600 = 7200 \text{ м}^3/\text{год}.$$

Визначаємо кількість парів бензину, яка видаляється місцевою вентиляцією до граничної концентрації $m_{\text{ГДК}}$:

$$G_{\text{б.м.}} = m_{\text{ГДК}} * 10^{-3} = 0,1 * 7200 * 10^{-3} = 0,72 \text{ кг/год}.$$

Залишкова кількість нерозчинених парів бензину:

$$G_{\text{б.з.}} = G_{\text{б}} - G_{\text{б.м.}} = 1,5 - 0,72 = 0,78 \text{ кг / год}.$$

Розраховуємо необхідну витрату повітря загальнообмінної вентиляції:

$$Q_{\text{б}} = \frac{Q_{\text{б.з.}} * 1000}{m_{\text{ГДК б.}} - m_{\text{пр}}} = \frac{0,78 * 1000}{0,1 - 0} = 7,8 * 10^3 \text{ м}^3/\text{год}.$$

Повторюємо розрахунок, але вже для випадку парів гасу в повітрі робочої зони. Визначаємо кількість парів гасу, яка видаляється місцевою вентиляцією до граничної концентрації $m_{\text{ГДК}}$:

$$G_{\text{Г.м.}} = m_{\text{ГДК}} * 10^{-3} = 0,3 * 7200 * 10^{-3} = 2,16 \text{ м}^3/\text{год}.$$

Залишкова кількість нерозчинених парів гасу:

$$G_{\text{Г.з.}} = G_{\text{Г}} - G_{\text{Г.м.}} = 4,0 - 2,16 = 1,84 \text{ кг / год}.$$

Розраховуємо необхідну витрату повітря загальнообмінної вентиляції:

$$Q_{\text{Г}} = \frac{Q_{\text{Г.з.}} * 1000}{m_{\text{ГДК Г.}} - m_{\text{пр}}} = \frac{1,84 * 1000}{0,3 - 0} = 6,1 * 10^3 \text{ м}^3/\text{год}.$$

Для випадку одночасного виділення парів бензину і гасу витрата повітря загальнообмінної вентиляції приймається як для парів бензину.

4.3 Пожежо- та вибухобезпека при обслуговуванні авіаційних газотурбінних двигунів.

(ГОСТ 12.1.004-91 ССБТ, ГОСТ 12.1.010-76 ССБТ)

4.3.1 Різновиди вогнегасників

Вогнегасник - це технічний пристрій, призначений для припинення горіння шляхом подачі вогнегасної речовини, що міститься в ньому, під дією надлишкового тиску, і придатний для транспортування та застосування однією людиною завдяки своїй масі та конструкції.

Вогнегасники розрізняються за принципом дії:

- вуглекислотні (гасіння за рахунок підвищення вуглекислого газу);
- пінні (гасять пожежу шляхом утворення піни та запобігання доступу атмосферного кисню до вогнища пожежі));
- порошкові (гасить вогонь шляхом обсіпання вогнища пожежі порошком);
- водні (гасіння за допомогою води).

Системи пожежогасіння розрізняють за способом дії:

автоматичні - стаціонарно встановлюються в місцях можливого виникнення пожеж;

ручні (приводяться в дію людиною) - встановлюються на спеціально призначених для цього стендах.

За способом подачі вогнегасного складу:

- під тиском газів, що утворюються в результаті хімічної реакції компонентів вогнегасної речовини;
- під тиском газ подається зі спеціального балона, встановленого в корпусі вогнегасника;
- під тиском газів, що подаються в корпус вогнегасника;
- під власним тиском вогнегасного засобу.

Вогнегасники маркуються літерою, що позначає тип вогнегасника, та цифрою, що вказує на його вогнегасну місткість.

Ручний вогнегасник ОВП-10 гасить пожежі класу А (твердих речовин) та класу В (рідких речовин) і має широке застосування. Крім того, ОВП-50 та ОВП-100 є більшими моделями.

Для гасіння пожеж класу Е (електрообладнання, але напругою до 1000 В) використовуються порошкові вогнегасники марок ОП-50 та ОП-100 або ручні ОП-6.

Вуглекислотні вогнегасники призначені для гасіння пожеж класів В та Е (до 1000 В). Ці вогнегасники мають наступні позначення: ОУ-40, ВВК-28, ОУ-80 та ВВК-56.

Пінні вогнегасники застосовуються для гасіння піною загорянь практично всіх твердих речовин, горючих рідин і деяких легкозаймистих рідин на площі не більше 1 м². Запалене електрообладнання, що знаходяться під напругою, гасити не можна, оскільки піна проводить струм. Лужні метали, такі як натрій і калій, не можна використовувати з пінними вогнегасниками, оскільки вони реагують з водою в піні з утворенням водню, який сприяє горінню, а спирти поглинають і розчиняють воду, що призводить до швидкого руйнування піни при приєднанні.

До недоліків пінних вогнегасників слід віднести вузький температурний діапазон застосування (5-45°C), високу корозійну активність заряду, можливість пошкодження об'єкта гасіння та необхідність щорічної перезарядки.

Порошкові вогнегасники є найбільш універсальними з точки зору застосування та діапазону робочих температур (особливо для зарядів типу АВСЕ) і можуть успішно гасити практично всі класи пожеж, в тому числі електрообладнання під напругою 1000 В. Вогнегасники не призначені для гасіння пожеж лужних і лужноземельних металів. Метали та інші матеріали можуть горіти без доступу повітря.

Особливості застосування порошкових вогнегасників:

- відсутність охолоджуючого ефекту при гасінні пожеж, що може призвести до повторного займання вже погашеного палива від нагрітих елементів будівельних конструкцій та обладнання;

- значне забруднення порошком об'єкта, не дозволяє використати порошкові вогнегасники для захисту обчислювальних залів, електронного устаткування, електричного устаткування з обертовими елементами, музейних експонатів і т.п.;

- Високе пилоутворення під час гасіння пожежі, що веде до погіршення видимості (особливо в невеликих приміщеннях).;

Вогнегасні порошки мають високу дисперсність і можуть легко тверднути при зберіганні, що знижує їх здатність до гасіння пожежі. Тому при використанні порошків у вогнегасниках необхідно суворо дотримуватися рекомендованих способів зберігання.

4.3.2 Авіаційні двигуни як джерела підвищеної пожежної небезпеки

Авіаційні двигуни є пожежонебезпечними об'єктами. Це пов'язано з тим, як влаштований процес згоряння палива, тим, що воно подається під високим тиском, високими температурами корпусу двигуна і суміжних вузлів, можливістю викиду полум'я під час запуску двигуна.

Пожежа двигуна може призвести до займання горючих матеріалів і конструкцій літака, що знаходяться поблизу двигуна.

Згідно ГОСТ 12.1.004-85 - небезпечними факторами пожежі, віздіючими на людей, стосовно до авіаційного двигуна є:

- відкрите полум'я;
- іскри;
- висока температура повітря;
- дим;
- зниження вмісту кисню в повітрі;
- токсичні речовини, що утворюються при горінні.

З метою зменшення можливого впливу пожежо- та вибухонебезпечних факторів на оператора на стадії проектування приймаються наступні конструктивні заходи:

- проектування високонавантажених елементів двигуна з достатнім коефіцієнтом запасу міцності;
- корпус двигуна повинен, по можливості, локалізувати частини, які будуть розлітатися у разі поломки;
- паливопроводи в зонах підвищеної температури повинні бути електроізольовані, а не закриті теплоізольовані;
- вузли та агрегати двигуна повинні мати надійні ущільнення;
- відповідні частини та компоненти двигуна повинні бути металізовані для усунення залишкового статичного заряду;
- повинен бути забезпечений ефективний дренаж моторного палива та пожежонебезпечних зон;
- відсіки двигуна розділені протипожежними перегородками;
- двигун має ефективну систему змащення, що забезпечує надійне охолодження підшипників роторів;
- для оповіщення екіпажу та технічного персоналу про можливе загоряння двигуна та його гасіння були задіяні системи сигналізації та пожежогасіння.

4.4 Інструкція з техніки безпеки

- організація і виконання технологічних процесів підготовки ПС до пуску, випробування двигунів і заключні операції повинні забезпечувати усунення або зменшення небезпечних виробничих факторів і впливу шкідливих виробничих факторів;
- при обертанні роторів двигуна виконавець повинен знаходитися поза зоною обертання роторів.;
- запуск і випробування двигунів повинні проводитися тільки після припинення інших робіт на ПС. На борту літака дозволяється перебувати тільки особовому складу, який безпосередньо бере участь у підготовці та

виконанні пуску. Під час роботи двигуна технічний персонал/інженери не повинні потрапляти в зони обертання його роторів;

- під час роботи двигуна не допускати потрапляння людей, обладнання та конструкцій під газовий струмень и зону всмоктування. Небезпечна відстань - менше 50 м у напрямку вихлопних газів двигуна і менше 10 м перед повітрозабірником двигуна;

- персонал, який контролює запуск двигуна на землі, повинен бути забезпечений засобами зв'язку з кабіною екіпажу та індивідуальними засобами захисту органів слуху;

- перед випробуванням двигунів та реверсу в літній період полігон повинен бути политий для запобігання пилоутворення;

- запуск і випробування двигунів повинні проводитися тільки за наявності на місці запуску засобів пожежогасіння. Перший запуск двигуна після його встановлення на ПС дозволяється проводити в присутності пожежного автомобіля;

- будь-які регульовальні роботи на двигуні під час експлуатації забороняються. Місце будь-якого витоку палива, масла або гідравлічної рідини з двигуна слід визначити під час роботи двигуна, подбавши про те, щоб люди не потрапляли в зону всмоктування або нагнітання струменя, і використовуючи індивідуальні засоби захисту органів слуху;

- при прогріванні двигунів і агрегатів силової установки необхідно дотримуватися температурного режиму згідно з технічними вимогами кожного типу силової установки, не допускати направлення гарячого повітря на ізоляцію електропроводки, вузли і агрегати паливної і масляної систем, а також на людей.

4.5 Висновок до розділу 4

Розглянуті небезпечні і шкідливі фактори під час технічного обслуговування, заходи для зменшення цих факторів, зокрема вплив шкідливих речовин та зроблено розрахунок вентиляції, також розглянуто пожежно-вибухове питання при обслуговуванні ГТД і нюанси безпеки під

час ТО і роботи з ГТД, і на основі вищесказаного надано інструкцію з техніки безпеки.

5 Охорона навколишнього середовища

5.1 Вплив шумового забруднення на навколишнє середовище та людину

Шумове забруднення може швидко викликати порушення природного балансу екосистем. Таке забруднення може призвести до втрати орієнтації в просторі, комунікації та пошуку їжі для деяких видів диких тварин. У зв'язку з цим тварини починають видавати більш гучні звуки, що, в свою чергу, призводить до того, що вони самі виступають вторинним звуковим забруднювачами, ще більше порушуючи екологічний баланс.

Одним з найбільш відомих прикладів шкоди, завданої шумовим забрудненням природі, є численні випадки викидання на берег китів, дельфінів, напрямку руху яких змінювався за гучним звуком, в основному це стосується військового гідролокатора (сонара).

Вплив шуму на дику природу ще недостатньо вивчений. Встановлено, що під впливом шуму рослини ростуть повільніше, відбувається надмірне і навіть повне виділення води з листя і можливе пошкодження клітин, що призводить до загибелі рослин. Листя і квіти, що знаходяться поруч з джерелом звуку, загинуть.

Від шуму реактивних струменів гинуть бджолині личинки, вони втрачають здатність самостійно пересуватися, а шкаралупа яєць у пташиних гніздах тріскається. Шум знижує молочну продуктивність у корів, приріст ваги у свиней і несучість яєць у курей. Хворобливо переносить високий рівень шуму риба, особливо в період нересту.

Шум за певних умов може мати значний вплив на здоров'я та поведінку людини. Шум може викликати роздратування, агресію, артеріальну гіпертензію (підвищення кров'яного тиску), дзвін у вухах і втрату слуху. Максимальне подразнення викликає шум в діапазоні частот 3000-5000 Гц.

Хронічний вплив рівня шуму, що перевищує 90 дБ, може призвести до втрати слуху. При рівнях шуму вище 110 дБ, за суб'єктивними відчуттями, люди відчувають звукове сп'яніння, подібне до алкогольного або

наркотичного. При рівні шуму 145 дБ у людини можуть розірватися барабанні перетинки.

Жінки мають нижчу толерантність до сильного звукового тиску, ніж чоловіки. У стані здорового дискомфорту вони виявляють ознаки нервового виснаження. Рівень чутливості до шуму також залежить від віку, темпераменту, стану здоров'я та умов навколишнього середовища.

Дискомфорт може викликати не тільки шумове забруднення, а й відсутність шуму взагалі. Крім того, звук певної інтенсивності підвищує працездатність і стимулює розумові процеси, особливо обчислювальні. І навпаки, за відсутності шуму люди втрачають працездатність і відчують стрес. Людське вухо найкраще сприймає природні звуки, такі як шелест листя, шепіт води та щебетання птахів. Виробничий шум будь-якої потужності не сприяє поліпшенню самопочуття.

Шкідлива дія шуму відома здавна. Наприклад, у Середні віки існувало катування «під дзвоном». Звук дзвону поступово вбивав людину.

У містах рівень шумового забруднення в житлових районах може значно зростати через неправильне містобудівне планування (наприклад, розташування аеропортів у межах міста).

Крім транспорту (60÷80% шумового забруднення), іншими важливими джерелами шумового забруднення в містах є промислові підприємства, будівельні та ремонтні роботи, автомобільні сигналізації, лай собак, галасливі люди та інше.

З настанням епохи індустріалізації все більше джерел шумового забруднення (та електромагнітного випромінювання) з'являється в межах житла людини. Такими джерелами шуму є побутова та офісна техніка.

2% всіх смертей припадає на хвороби, пов'язані з надмірним шумом. Такого висновку дійшли експерти Всесвітньої організації охорони здоров'я. Підвищений рівень шуму може викликати у людей стан тривоги, що призводить до інфарктів та інсультів.

2% всіх смертей припадає на хвороби, пов'язані з надмірним шумом. Такого висновку дійшли експерти Всесвітньої організації охорони здоров'я. Підвищений рівень шуму може викликати у людей стан тривоги, що призводить до інфарктів та інсультів.

Для адаптації до сильного шуму організм людини витрачає велику кількість енергії, а нервова система перенапружується, що призводить до втоми, неврологічних розладів і психічних порушень. Раптові, різкі, високочастотні звуки можуть бути особливо нестерпними. Рівень шуму вище 80 дБ викликає втрату слуху, психоневротичні розлади, виразку шлунку, гіпертонію і підвищену агресивність.

Дуже сильний шум (понад 110 дБ) викликає так зване шумове отруєння, яке призводить до руйнування тканин організму, в першу чергу слухового апарату.

Щороку лише у Великій Британії від відсутності миру та спокою помирають тисячі людей. Органи чуття людини сприймають навколишні звуки, навіть коли вона спить. Це порушує гормональний баланс в організмі і змушує багато органів працювати в напрузі.

Крім того, якщо людина проживає в місці з підвищеним рівнем шуму і тривалий час слухає гучну музику, наприклад, рок-музику, це може викликати не тільки психологічні зміни, а й фізіологічні зміни, які становлять пряму загрозу для життя людини.

На сьогоднішній день 2% європейців піддаються впливу підвищеного рівня шуму під час сну. Нормальне людське вухо може чути 25 дБ (децибел), тоді як звичайний побутовий шум в середньому становить близько 70 дБ і не становить небезпеки для людини. Люди можуть переносити рівень звуку 120 дБ без проблем для здоров'я.

У країнах ЄС діють закони, що регулюють рівень шуму в межах 85 децибел протягом восьми годин на добу, але не вище. При цьому максимальні рівні шуму в громадських установах, медичних закладах,

школах, дитячих садках та офісах не повинні перевищувати 30-35 дБ, а рівень шуму в житлових кварталах вдень - 40 дБ, вночі - 30 дБ.

Однак у багатьох житлових районах Європи рівень шуму становить від 50 до 60 децибел, що приблизно еквівалентно звуку працюючої посудомийної машини. Більше половини населення Західної Європи проживає в районах з рівнем шуму 55-70 дБ.

Шумове забруднення завжди вважається менш небезпечним, ніж інші види забруднення навколишнього середовища, і люди мало або зовсім не звертають уваги на те, як шум впливає на їхнє здоров'я. Разом з тим, за даними Управління національної статистики Великої Британії, кількість скарг на шум у цій країні за останні 20 років зросла у п'ять разів. Таким чином, шум стає все більш серйозною загрозою для людей.

5.2 Вплив авіатранспорту на навколишнє середовище

Авіаційний транспорт має негативний вплив на навколишнє середовище у вигляді шкідливих викидів токсичних парникових газів та шумового забруднення. Викиди характеризуються кількістю токсичних речовин (у грамах), що виділяються при згорянні одного кілограма палива (індекс емісії EI).

В авіації ліміти на викиди встановлюються для чотирьох компонентів викидів: оксиду вуглецю (CO), незгорілих вуглеводів (C_nH_m), оксидів азоту (NO) та частинок золи (дим).

Чадний газ і незгорілі вуглеводи утворюються при неповному згорянні палива в камері згорання, що відбувається при знижених режимах роботи двигуна. Оксиди азоту утворюються в більш гарячих областях камери згорання, тому викиди швидко зростають під час зльоту. Максимальна димність двигуна також спостерігається на злітному режимі.

5.3 Розрахунок рівнів шуму прототипу двигуна Д-436

Вихідними даними для розрахунку авіаційного шуму від повітряного судна є таблиця значень коефіцієнтів апроксимації шумових характеристик повітряного судна для різних режимів роботи двигуна. (Таблиця 5.1)

Значення коефіцієнтів апроксимацій характеристик шуму літака Ан-

148

Таблиця 5.1

Тип літака	Злітний режим			Номінальний режим			Дросельний режим			Посадочний режим		
	А	В	С	А	В	С	А	В	С	А	В	С
Ан-148	112,38	3,27	-4,77	113,43	6,05	-4,88	107,33	5,65	-6,28	108,67	7,47	-4,29

Також необхідні параметри траєкторії зльоту літака, що наведені в таблиці 5.2.

Характеристики траєкторій зльоту літаку Ан-148 згідно з методикою посібника з льотної експлуатації:

Таблиця 5.2

Тип Літака	$tg\theta_1$	L_1 , м	Режим роботи двигуна	$tg\theta_2$	L_2 , м	Режим роботи двигуна	$tg\theta_3$	L_3 , м	Режим роботи двигуна
Ан-148	0	1600	злітний	1,48	2700	Злітний	7,72	5500	номін.

Продовження таблиці 5.2

Тип літака	$tg\theta_4$	L_4 , м	Режим роботи двигуна	$tg\theta_5$	L_5 , м	Режим роботи двигуна
Ан-148	7,83	11000	номін.	4,28	90000	номін.

У наших розрахунках необхідно виконати наступні кроки.

1) Побудувати траєкторію зльоту та набору висоти літака, використовуючи характеристики траєкторії зльоту згідно з таблицею 5.2.

побудувати траєкторію зльоту - набір висоти літаком типу Ан-148 показано на рисунку 5.1 нижче.

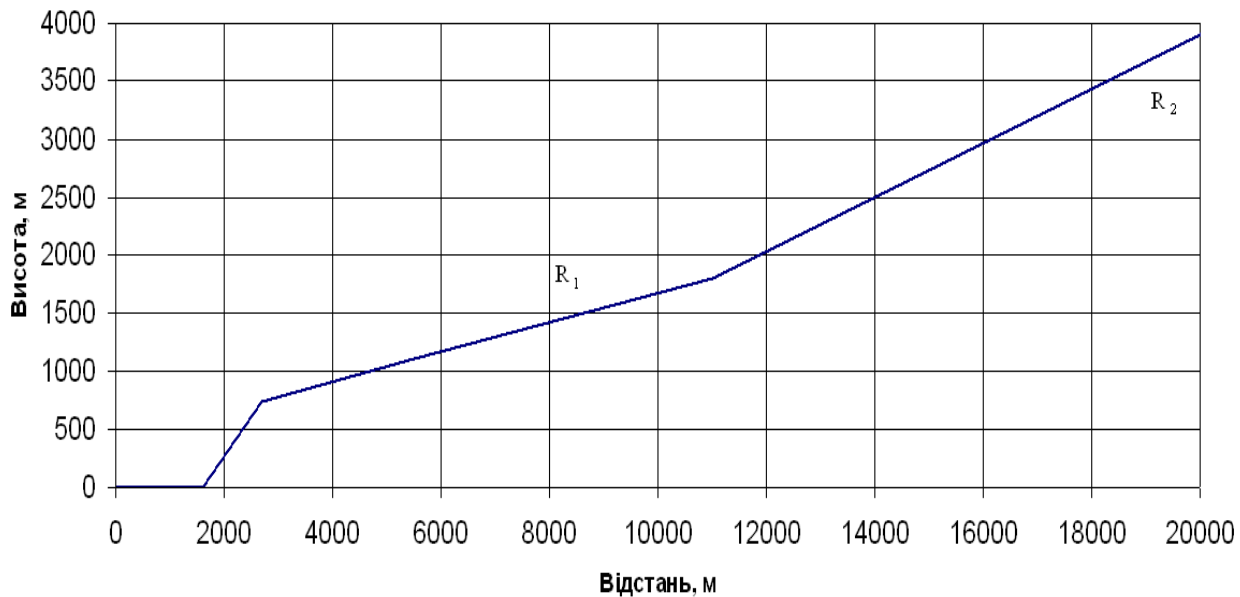


Рис. 5.1. Побудова траєкторії радіусів шуму на відстанях 8 та 20 км від точки початку розбігу літака Ан-148 від ЗПС

2) Визначити радіус шуму між контрольними точками і траєкторією, позначивши на схемі точки контролю шуму на відстані 8 км і 20 км від початку зльоту повітряного судна на ЗПС і провівши перпендикулярну лінію від контрольної точки до повітряного судна. Найближчий відрізок траєкторії: на рис. 5.1, радіус шуму дорівнює $R_1 = 1450$ м (контрольна точка на відстані 8 км) та $R_2 = 3900$ м (точка контролю на відстані 20 км) відповідно.

3) Характеристикою шуму ПС на землі є залежність рівня шуму від відстані між розрахунковою точкою і ПС, визначена для конкретного режиму польоту ПС (режиму роботи двигуна). Ця залежність називається ШРВ-залежністю ("шум - режим польоту - відстань"). Рівень звуку, представлений залежністю ШРВ, є максимальним рівнем звуку за шкалою "А" стандартного шумовимірювача L_{Amax} .

Відстань, залежна від ШРВ, - це найкоротша відстань від контрольної точки до траєкторії польоту ПК, тобто перпендикуляр, опущений з

контрольної (розрахункової) точки на поточну ділянку траєкторії польоту. Найкоротша відстань називається радіусом шуму і $R_{ш}$.

Для розрахунків ШРВ-залежність використовується в такій формі:

$$L_{АШРВ} = A + B \lg R_{ш} + C(\lg R_{ш})^2.$$

Для нашого типу підстанції значення рівня шуму розраховуються з використанням коефіцієнтів А, В і С в таблиці 5.1 для режимів, що проходять вздовж ділянки траєкторії, де перпендикулярна лінія опускається вниз від контрольної точки.

Для першої контрольної точки (режим роботи двигуна — максимальний):

$$L_{АШРВ} = 112,38 + 3,27 * \lg 1400 - 4,77 * (\lg 1400)^2 = 75,5 \text{ (дБА)}.$$

Для другої контрольної точки (режим роботи двигуна — номінальний):

$$L_{АШРВ} = 113,45 + 6,05 * \lg 3800 + 4,88 * (\lg 3800)^2 = 72,6 \text{ (дБА)}.$$

4) Рівень шуму порівняти для кожної контрольної точки з нормативною величиною: 85 дБА — для дня і 75 дБА — для ночі. Якщо рівні шуму перевищують нормативи, слід вжити певних заходів для зменшення шумового впливу.

Рівні шуму в першій контрольній точці перевищують норму для нічного часу доби. Житлові будинки можуть бути заборонені на цій відстані, але адміністративні будівлі можуть бути дозволені. Якщо на такій відстані все ж таки є житлові будинки, цей тип повітряного судна слід замінити на більш "тихий", або заборонити нічні польоти повітряних суден за цим маршрутом, або застосовувати під час польоту номінальний режим роботи двигунів замість режиму зльоту у контрольній точці.

Рівні шуму в другій контрольній точці не перевищують жодного з критеріїв, тому на цій відстані дозволено будівництво як житлових, так і офісних будівель.

5) Створимо шумові контури навколо траєкторії зльоту та посадки літака Ан-148 при типовому рівні шуму 85 дБА. Значення радіусу шуму для

поточної ділянки траєкторії розраховуються для відповідного режиму роботи двигуна:

$$lgR_{ш} = \{-B - [B^2 - 4(A - L_{АШРВ})C]^{1/2}\}/2/C$$

Це рівняння є розв'язком рівняння ШРВ-залежності при відомому значенні L і невідомому радіусі шуму R . для злітного (максимального) режиму роботи двигунів:

$$lgR_{ш} = \{- (3,27) - [(3,27)^2 - 4(112,38 - 85)(-4,77)]^{1/2}\}/2/(-4,77)$$

$$lgR_{ш} = 2,763$$

$$R_{ш} = 580 \text{ м}$$

для номінального режиму роботи двигунів:

$$lgR_{ш} = \{-6,05 - [(6,05)^2 - 4(113,43 - 85)(-4,88)]^{1/2}\}/2/(-4,88)$$

$$lgR_{ш} = 3,111$$

$$R_{ш} = 1294 \text{ м}$$

Координати точки шумового контуру для відповідного значення радіуса шуму визначаються бічним відхиленням на відстані b від проекції траєкторії:

$$b = [R_{ш}^2 - H^2]^{1/2},$$

де H — висота відрізка траєкторії над поверхнею Землі.

Замкнення шумового контуру відбувається в точці, де поточне значення радіуса шуму дорівнює висоті траєкторії над поверхнею Землі:

$$R_{ш} = H.$$

Результати побудови показано в таблиці 5.3 та на рис. 5.2.

Координати точок контуру шуму Таблиця 5.3

Відстань, м	Поперечне відхилення, м
0	6154
Продовження таблиці 5.3	

Відстань, м	Поперечне відхилення, м
1600	6154
2700	6109
5500	6054
5900	672
6000	484
6155	0

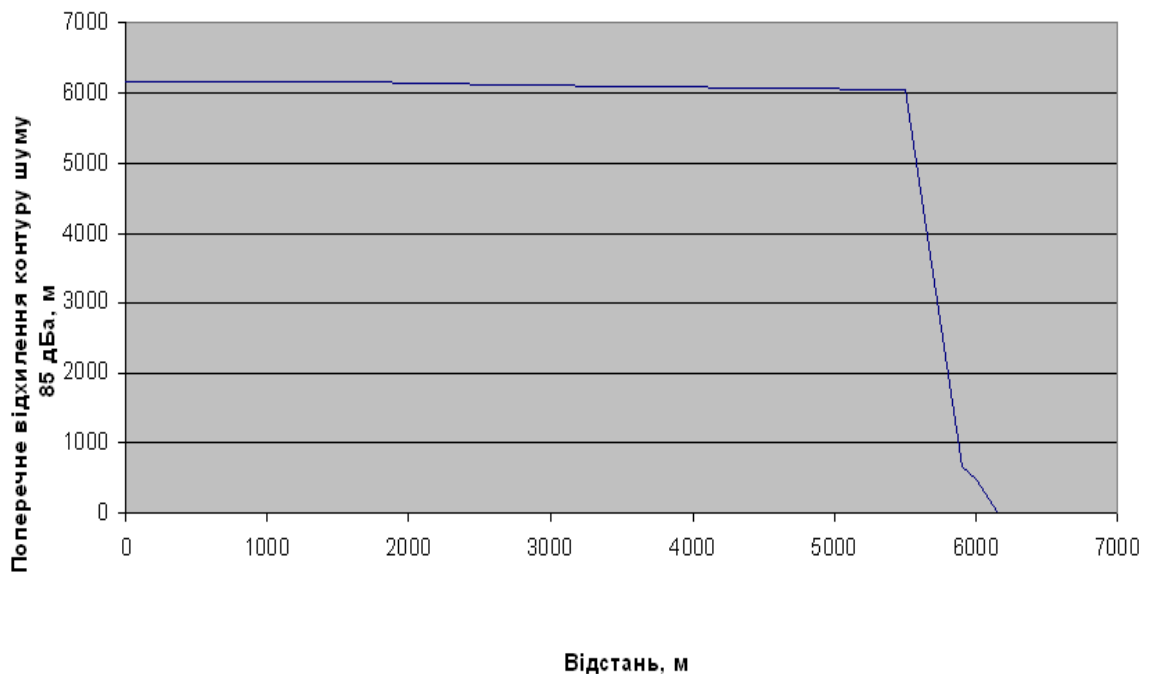


Рис 5.2. Побудова контуру шуму

б) Населені пункти розташовані на відстані 1200 м з боку злітно-посадкової смуги і рівень шуму в безпосередній близькості від будинку не повинен перевищувати 75 дБА. Визначимо параметри екрану для зменшення шуму до нормальних значень.

Для цього визначимо рівень шуму для радіуса 1200 м і злітного (максимального) режиму роботи двигунів:

$$L_{\text{АШРВ}} = 112,38 + 3,27 * \lg 1200 + 4,77 * (\lg 1200)^2 = 77 \text{ (дБА)}.$$

Необхідна ефективність екрану дорівнює:

$$L_A = 77 - 75 = 2 \text{ (дБА)}.$$

Параметр $D = -1$ м, $(a + b) = c + D = 1200 - 1 = 1199$ м, оскільки $C=1200$. Якщо екран розташувати на відстані $a_1 = 50$ м від бокової крайки злітної смуги, $b_1 = 1150$ м, тоді b також $= 1150$ м, $a = 1199 - 1150 = 49$ м, а висота екрана має бути:

$$H = h_{\text{дв}} + h;$$

$$[a^2 - a_1^2]^{1/2} = [50^2 - 49^2]^{1/2} = 10 \text{ (м)}.$$

Висота двигуна над поверхнею землі $h_{\text{дв}} = 1,5$ м, тому

$$H = 1,5 + 10 = 11,5 \text{ м}.$$

5.4 Висновок до розділу 5

Шумове забруднення навколишнього середовища - серйозна проблема сучасності, тому вся зроблена робота була для вирішення цього питання, як результат у цьому розділі був проведений розрахунок рівня шуму спроектованого двигуна на основі даних попередніх розділів і було визначено кінцеві умови безпечної для навколишнього середовища комерційної експлуатації літака.

Висновки по дипломній роботі

Враховуючи необхідність використання при проектуванні двигуна третього покоління (прототип Д-436Т1), основною темою роботи є методи та обладнання для зниження рівня шуму в силових установках.

У підсумку були отримані наступні результати:

1. На основі оброблених статистичних даних для проектного двигуна обрано параметри робочого процесу $m = 4,9$, $\pi = 24$, $T = 1470$ К. Це дещо перевищує відповідні параметри прототипу двигуна. Термодинамічні розрахунки показали, що витрата палива зменшилася з $\zeta = 0,0377$ до $\zeta = 0,037$, а тяга зростає з 75 000 кН до 79 422 кН.

2. У науковій частині представлено новітній досвід двигунобудування з питань шумозаглушення та нові підходи до моделювання і розрахунку рівнів шуму.

3. Як показують розрахунки, тришарові ЗПК виявляються менш ефективними, ніж двошарові конструкції. Ефективність звукопоглинання (ширина смуги поглинання і значення коефіцієнта звукопоглинання) збільшується зі зменшенням частоти перфорації. Це відповідає фізичному стану процесу. Це пов'язано з тим, що перфоровані панелі практично прозорі для потоку і не можуть сприяти ефективному поглинанню енергії, якщо вони мають потенціал викликати турбулентність.

4. Результати розрахунків показують, що випромінююча область існує при розширенні трапецієподібної ЗПК догори (ширша горловина). Цього не відбувається, коли ЗПК звужується догори, а паралельні з'єднання комірок звужуються і розширюються догори. В цілому, трапецієподібний ЗПК виявився дуже чутливим до величини і взаємного співвідношення донних кутів.