

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

д-р техн. наук, проф.

_____М.С. Кулик

«___» _____2019 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

ОРЛА МИРОСЛАВА ОЛЕКСАНДРОВИЧА

1. Тема роботи: «Дослідження методів удосконалення конвективно-плівкового охолодження лопатки соплового апарату високотемпературній турбіні високого тиску двоконтурного ГТД для дальномагістрального літака»

затверджено наказом ректора від 02 листопада 2019 року № 2676/ст.

2. Термін виконання роботи: з 14 жовтня 2019 р. по 9 лютого 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: тяга двигуна: 145 кН, Температура газу перед турбіною 1640 К, Ступінь підвищення тиску 34 .

4. Зміст пояснювальної записки: аналітична частина, проектна частина, аналіз отриманих даних, розробка заходів з охорони праці та охорони навколишнього середовища

5. Ілюстративний матеріал:

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Літературний огляд матеріалів за науковим напрямом дипломної роботи		
Аналіз зібраних даних		
Розрахунок основних параметрів двигуна		
Аналіз розрахункових даних		
Розробка та оформлення ілюстративного матеріалу		
Виконання окремих розділів: охорона праці охорона навколишнього середовища		
Попередній захист дипломної роботи		

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (науковий ступень, посада П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	канд. техн. наук, доц. В.І. Казанець		
Охорона навколишнього середовища	канд. біолог. наук, доц. В.Д. Савицький		

8. Дата видачі завдання: " ____ " _____ 2019 р.

Керівник дипломної роботи

(підпис)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

(підпис)

(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Дослідження методів удосконалення конвективно-плівкового охолодження лопатки соплового апарату високотемпературній турбіні високого тиску двоконтурного ГТД для дальномагістрального літака»:

сторінок 108; рисунків 20; таблиць 5, використаних джерел 18.

Об'єкт дослідження – соплова лопатка турбіни високого тиску .

Предмет дослідження – процес охолодження лопатки соплового апарату газової турбіни.

Мета дипломної роботи: удосконалення конвективно-плівкового охолодження лопаток соплового апарату турбін високого тиску.

Метод дослідження, у роботі застосовується метод аналізу ефективності охолодження лопаток соплового апарату турбіни високого тиску та результатів, термогазодинамічних і міцностних розрахунків.

Практичне значення результатів магістерської роботи визначається обґрунтуванням можливостей підвищенням теплоперепаду на турбіні високого тиску, що в свою чергу підвищує основні показники ефективності двигуна.

Матеріали магістерської роботи рекомендується використовувати навчальному процесі і практичній діяльності фахівців конструкторських бюро.

Зміст

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ.....	7
ВСТУП.....	8
1. СУЧАСТНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ	10
1.1 Тенденції вдосконалення параметрів роботи авіаційних ГТД.....	10
1.2 Перспективи вдосконалення компресорів	12
1.3 Перспективи вдосконалення камери згоряння	14
1.4 Турбіна та її призначення	16
1.4.1 Вимоги, що пред'являються до конструкції турбін	16
Висновок до розділу.....	20
2. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ДВИГУНА	21
2.1 Термодинамічний розрахунок ГТД.....	21
2.2 Газодинамічний розрахунок ТРДД	26
2.3 Розрахунок експлуатаційних характеристик двигуна	44
2.4 Розрахунки на міцність основних елементів ТРДД.....	55
Висновок до розділу.....	67
3. АНАЛІЗ ШЛЯХІВ ВДОСКОНАЛЕННЯ ОХОЛОДЖЕННЯ ЛОПАТКИ СОПЛОВОГО АППАРАТА ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИЙ ГАЗОВІЙ ТУРБІНІ.....	68
3.1 Схильність до зростання температури газу перед турбіною ГТД	68
3.2 Розвиток системи охолодження лопаток соплового апарату.....	69
3.3 Конвективно-плівкове охолодження лопаток соплового апарату.....	73
3.3.1 Удосконалення конвективно-плівкового охолодження соплового апарату.....	74
Висновок до розділу.....	79
4. ОХОРОНА ПРАЦІ.....	80
4.1 Небезпечні і шкідливі виробничі фактори при технічному обслуговуванні планера літака (ГОСТ 12.1.003-74).....	80
4.1.1 Небезпечні фактори що виникають при технічному обслуговуванні планера літака (ДНАОП 5.1.30-1.06-98)	82
4.2 Конструктивні та організаційно-технічні заходи щодо зниження впливу факторів	85

4.2.1 Розрахунок необхідного рівня штучного освітлення для забезпечення безпечного та ефективного процесу технічного обслуговування планера літака	86
4.3 Пожежна та вибухова безпека (ГОСТ 12.1.004-91, ГОСТ 12.1.010-76).	89
4.4 Інструкція з технічної безпеки при перевірці фюзеляжу літака на герметичність	91
Висновки до розділу	93
5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	94
5.1 Загальні положення	94
5.2 Забруднення аеропорту при обслуговуванні літаків і їх систем	96
5.3 Вимоги до організацій з обслуговування авіаційної техніки (авіаційно-технічні бази).....	98
5.4 Вплив шуму двигуна	100
5.5 Вплив шкідливих викидів з авіаційних двигунів.....	101
Висновки до розділу	104
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	105
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	106

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ

АП – авіаційні правила

ВНА – вхідний направляючий апарат;

ГТД – газотурбінний двигун;

КВТ – комперор високого тиску;

ККД – коефіцієнт корисної дії

КНТ – компресор низького тиску;

ПС – повітряне судно

СА – сопловий апарат;

ТВТ – турбіна високого тиску;

ТНТ – турбіна низького тиску;

ТРД – турбореактивний двигун;

ТРДД – турбореактивний двухконтурний двигун;

ГТ – газова турбіна;

h – глибина траншеї, полусферического поглиблення, м; L – довжина отвору вдуву, м; m – параметр вдуву;

c_p – питома теплоємність при постійному тиску, Дж/(кг К);

D – діаметр напівсферичних поглиблень, м;

d – діаметр отвору вдуву, м;

F – площа поперечного перерізу отвору вдуву, м² ;

G – масова витрата, кг/с;

t – крок розташування отворів, м;

x – поздовжня координата, м;

$y +$ – безрозмірне відстань від першого внестеночного вузла до стінки;

$y z$ – поперечна координата, м.

$y n$ – кількість отворів плівкового охолодження;

P – тиск, Па;

s – ширина траншеї, м;

T – температура

ВСТУП

На даний час в загальному обсязі світового виробництва ГТД, в вартісному вираженні, авіаційні двигуни становлять близько 70 %, наземні і морські - близько 30 %.

У сучасної цивільної та військової авіації ГТД практично повністю витіснили поршневі двигуни і зайняли домінуюче становище. Їх широке застосування в енергетиці, промисловості та транспорті стало можливим завдяки більш високій енерговіддачі, компактності та малій вазі в порівнянні з іншими типами силових установок.

Високі питомі параметри ГТД забезпечуються особливостями конструкції і термодинамічного циклу. Цикл ГТД, хоча і складається з тих же основних процесів, що і цикл поршневих двигунів внутрішнього згорання, але має істотну відмінність. У поршневих двигунах процеси відбуваються послідовно, один за іншим, в одному і тому ж елементі двигуна - циліндрі. У ГТД ці ж процеси відбуваються одночасно і безперервно в різних елементах двигуна. Завдяки цьому в ГТД немає такої нерівномірності умов роботи елементів двигуна, як в поршневому, а середня швидкість та масові витрати робочого тіла в 50 ... 100 разів вищі, ніж в поршневих двигунах. Це дозволяє зосередити в малогабаритних ГТД великі потужності.

ГТД знайшли широке використання на теренах України. Зважаючи на той факт, що газотурбінні двигуни виготовляються на території нашої країни і є об'єктом успішного експорту, а ремонтуються ще й ГТД закордонного виробництва (наприклад, авіаційні, які застосовуються у літаках, які експлуатуються на авіалініях України), існує необхідність у вивченні нових способів покращення характеристик ГТД, які можуть використовуватись як при проектуванні та виробництві, так і при ремонті.

На сьогоднішній день газотурбінні двигуни, є невід'ємною частиною життя майже всього населення Землі. Вони широко застосовуються на енергетичних станціях різного типу, в авіації (цивільній та військовій), у

суднобудуванні і т.д. По вдосконаленню газотурбінних двигунів постійно ведуться роботи в різних наукових сферах, зокрема і в розробці нових металів.

Одним із головних напрямків дослідження металознавства та металофізики стосовно газотурбінних двигунів є розробка матеріалів, що мають менші вагові показники, або жароміцних сплавів, котрі працюють при критичних температурах для металу, тобто вище 1050 °С.

Питання жаровитривалості вузлів (жароміцності матеріалів деталей), що працюють в умовах, котрі майже постійно наближені до критичних, стоїть особливо гостро. Причиною цього є те, що за можливості підвищення температури, при котрій працюють компоненти ГТД, також підвищуються його КПД та характеристики потужності.

Саме тому той факт, що пошук способів покращення параметрів ГТД є незаперечно важливим, і підтверджує актуальність теми.

Дослідження лопаток соплового апарату показують, що при раціональному розташуванні отворів в шарах матеріалу можна підвищити ефективність охолодження в 1,5 ... 1,6 рази в порівнянні з лопатками каналної конструкції; практично зберегти аеродинамічний досконалість профілів на рівні сучасних охолоджуваних турбін і усунути недолік пористих оболонок полягає у швидкій забрудненість пор пилом і окалиною. Це досягається виконанням в листовому матеріалі отворів діаметром 100 ... 200 мкм, тоді як граничні розміри частинок пилу в очищеному повітрі складають 15 ... 30 мкм.

Отже, згідно зі статистичними даними (рисунок), наведеними в основному для турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД), досягнуто порівняно високі основні параметри робочого процесу π_{Σ}^* і T_{Γ}^* ($\pi_{\Sigma}^* \approx 50$ і $T_{\Gamma}^* \approx 1800$ К), що визначають власне рівень термодинамічної досконалості газогенераторної частини двигуна, вихідною характеристикою якої є вільна робота $L_{\text{віль}} = f(\pi_{\Sigma}^*, T_{\Gamma}^*)$.

В сучасних ГТД ККД компресорів і турбін відповідно складає 0,88-0,9 і 0,9-0,92. температура газу перед турбіною в транспортних і стаціонарних ГТД складає 1100-1200 К, а в авіаційних сягає 1600 К. Досягнення таких температур стало можливим завдяки виготовленню деталей ГТД з жароміцних матеріалів і застосування охолодження його елементів. При досягнутому досконало проточної частини і температурі газів 1000 К ККД двигуна, що працює за найпростішою схемою, не перевищує 25 %. Для підвищення ККД тепло, що міститься у вихідному з турбіни газі, використовується в робочому циклі ГТД для підігріву стиснутого повітря, що надходить в камеру згорання. Теплообмін між газами і стисненим повітрям, що поступає в камеру згорання, відбувається в регенеративних теплообмінниках, а робочий процес ГТД, в якому утилізується тепло виходять з турбіни газів, називається регенеративним. Підвищенню ККД сприяють також підігрів газу в процесі його розширення в турбіні, спільно з використанням тепла вихідних газів, і охолодження повітря в процесі його стиснення в компресорі. При цьому корисна робота зростає завдяки збільшенню роботи L_m турбіною, що розвивається, і зменшенню роботи L_k , споживаної компресором. Схема такого ГТД в 30-і рр. була запропонована радянським ученим Г. І. Зотикова. Компресор і турбіна низького тиску знаходяться на одному валу, який не пов'язаний з валом приводу, наприклад, генератора, гребного гвинта. Їх частота обертання може змінюватися в залежності від режиму роботи, що істотно покращує економічність ГТД при часткових навантаженнях

Розвиток ГТД йде по шляху вдосконалення його елементів (компресора, турбіни, камери згоряння, теплообмінників та ін.), Підвищення температури і тиску газу перед турбіною, а також застосування комбінованих силових установок з паровими турбінами і вільно поршневими генераторами газу. Експлуатація таких установок в стаціонарній енергетиці і на транспорті показала, що при утилізації тепла відхідних газів і високому досконало основних елементів їх ефективний ККД досягає 42-45 % [1].

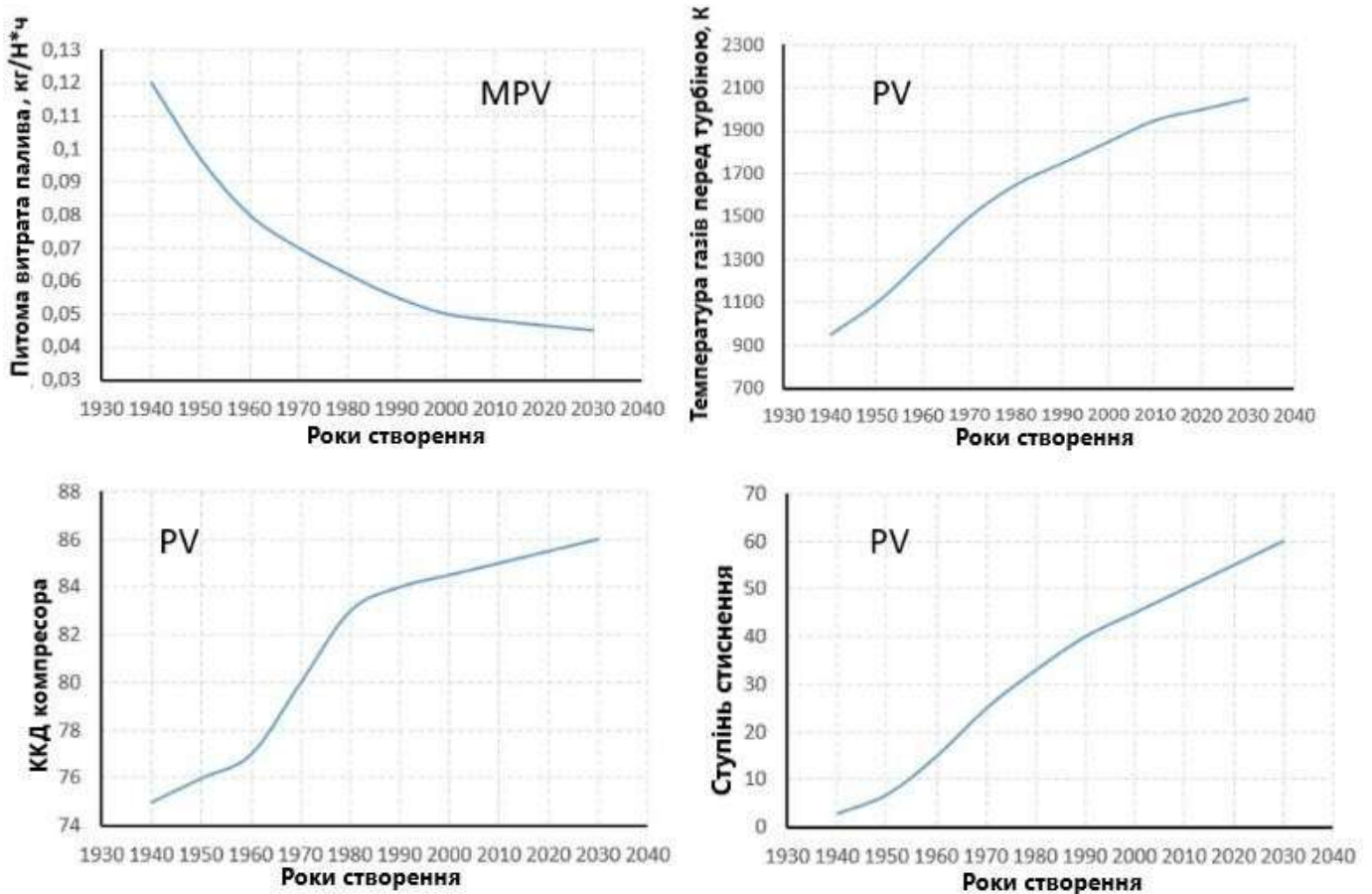


Рисунок 1.2 - Розвиток ГТД з часом

1.2 Перспективи вдосконалення компресорів

Компресор призначається для стиснення (підвищення тиску) повітря, що надходить з повітрозбірника, (що необхідно для здійснення циклу Брайтона) і прокачування його далі по тракту двигуна [7].

Компресор, що подає повітря в зовнішній контур ТРДД (або одночасно в зовнішній і внутрішній контури), зазвичай називають вентилятором ТРДД.

Основними типами компресорів сучасних авіаційних газотурбінних двигунів є одно або багатоступінчасті осьові компресори [1].

Інші типи компресорів застосовуються рідше. У потужних ГТД застосовуються виключно осьові компресори, так як вони дозволяють забезпечити велику витрату повітря, необхідний потужним двигунам, при мінімальних габаритах. У двигунах порівняно невеликих розмірів може застосовуватися поєднання декількох осьових і зазвичай однієї (останньої) відцентрової ступені. Такий компресор називається осьоцентричним. Його основною перевагою є можливість обійтися (при необхідній мірі підвищення тиску) меншим числом ступенів, оскільки в відцентрової ступені можна забезпечити істотно більш високе підвищення тиску, ніж в осьовій. Але габарити компресора при цьому збільшуються, що для потужних двигунів може виявитися неприйнятним [1].

Основними вимогами до компресорів ГТД є:

1. Мінімально можливі габарити і маса при цьому витрату повітря і ступеня підвищення тиску;
2. Мінімальні гідравлічні втрати;
3. Стійка робота на всіх експлуатаційних режимах;
4. Висока надійність конструкції;
5. Мінімальне число ступенів, (число ступенів в значній мірі визначає вартість компресора).

Процес стиснення повітря в багатоступінчастому компресорі складається з ряду послідовно протікаючих процесів стиснення в окремих його щаблях. Незважаючи на істотні відмінності в формах проточної частини і характер перебігу повітря в ступенях компресорів різних типів, робочий процес в них має багато спільного, а їх досконалість оцінюється однотипними коефіцієнтами. Тому нижче виклад теорії компресорів буде вестися, в основному, стосовно осьовим компресорів, що має найбільше поширення в

авіаційних ГТД, а особливо компресорів (ступенів) інших типів будуть відзначатися в міру необхідності [7].

1.3 Перспективи вдосконалення камери згоряння

Камера згоряння (КЗ) ГТД призначається для підведення теплоти до робочого тіла в двигуні за рахунок перетворення хімічної енергії палива, запасеного на борту літального апарату, в теплову при його згоранні за участю кисню, що міститься в повітрі. Двигуни для надзвукових літаків мають зазвичай дві камери згоряння: основну (перед турбіною) і форсажну (перед соплом), що включається для збільшення тяги [10].

Паливом для сучасних авіаційних ГТД служить гас. Існує багато марок авіаційних гасу, але всі вони, будучи продуктами переробки нафти, представляють собою суміш вуглеводнів, в якій міститься 84 ... 86 % (по масі) вуглецю (С), 14 ... 16 % водню (Н) і дуже мала кількість інших речовин [7].

Розвіданих запасів нафти вистачить, за орієнтовними оцінками на 40 ... 80 років. Тому в даний час ведуться інтенсивні дослідження по застосуванню в якості палива для авіації так званих криогенних (скраплених при низьких температурах) палив - рідкого метану (СН₄), зрідженого природного газу (СПГ), що складається приблизно на 90 % з метану і навіть рідкого водню (Н₂) [7].

Камера згоряння - один з найважливіших елементів ГТД, від досконалості якого в значній мірі залежать надійність двигуна і його економічність. Відповідно до камер згоряння пред'являються нижченаведені основні вимоги [10].

1. Висока повнота згоряння палива. Втрати теплоти в процесі горіння пов'язані, в основному, з неповним згоранням. Тепловіддача через стінки камери згоряння в навколишнє по відношенню до двигуна середу зазвичай дуже мала.

2. Можливо малі втрати повного тиску. Зниження повного тиску потоку, що проходить через камеру, через наявність гідравлічних та інших втрат негативно позначається як на тязі, так і на економічності двигуна.

3. Мінімально можливі габарити при даній кількості виділяється при згорянні палива теплоти, оскільки вони пов'язані з загальними габаритами і масою двигуна.

4. Устойчивий процес горіння в широкому діапазоні режимів роботи і умов польоту. Інакше можливо самовимкнення двигуна або його форсажній камери через «зриву» полум'я. Неприпустимим є також наявність сильних коливань тиску в камерах згорання, які можуть бути викликані виникненням так званого вібраційного горіння.

5. Забезпечення необхідного і стабільного поля температур на вході в турбіну. Нестабільність і окружна нерівномірність температурного поля негативно позначаються на тепловому режимі соплових і робочих лопаток турбіни і, отже, на їх надійності і ресурсі. Радіальна нерівномірність поля температур вводиться навмисно з метою зниження температури найбільш навантажених перетинів робочих лопаток турбіни.

6. Нізкій рівень викиду твердих частинок (сажі) та шкідливих (токсичних) речовин в продуктах згорання. «Димлення» двигунів призводить до забруднення атмосфери, до порушення нормального теплового режиму деталей газового тракту (при відкладенні сажі на їх поверхні) і т. Д.

7. Надійний запуск («розпалювання») на землі і в повітрі. Важливість цієї вимоги очевидна. Основні камери згорання ТРД повинні забезпечувати надійне запалення палива в них на висотах принаймні до 6 ... 10 км, а форсажні камери - до висот, близьких до стелі літака [10].

Крім того, до камер згорання пред'являються загальні для всіх елементів двигуна вимоги високої надійності, великого ресурсу, простоти виготовлення, експлуатаційної та ремонтної технологічності (т. Е. Простоти контролю, малого обсягу регламентних робіт і т.д.).

1.4 Турбіна та її призначення

1.4.1 Вимоги, що пред'являються до конструкції турбін

Турбіна - лопаткова машина, в якій відбувається перетворення кінетичної енергії та/або внутрішньої енергії робочого тіла (пари, газу, води) в механічну роботу на валу. Струмінь робочого тіла впливає на лопатки, закріплені по колу ротора, і приводить їх в рух. Таким чином турбіни дають можливість перетворити енергію текучого середовища, в нашому випадку газу, в корисну роботу.

У авіадвигунів, турбіна безпосередньо пов'язана валом з компресором. Отже, турбіна передає по валу свій крутний момент, тим самим віддаючи його компресору та не дозволяючи зупинитися процесу роботи двигуна [3].

Сама авіаційна турбіна, спрощено кажучи, являє собою конструкцію, що складається з ротора, статора і різних допоміжних елементів конструкції. Статор складається з зовнішнього корпусу, корпусів соплових апаратів і корпусів підшипників ротора. Ротор зазвичай представляє з себе дискову конструкцію в якому диски з'єднані з ротором і між собою з використанням різних додаткових елементів і способів кріплення.

Іноді двигун виконується багатовальним. В цьому випадку є кілька послідовно розташованих турбін, кожна з яких приводить у рух свій вал. Турбіна високого тиску (перша після камери згоряння) завжди приводить в рух компресор двигуна, а наступні можуть приводити як зовнішнє навантаження (гвинти вертольота або корабля, потужні електрогенератори і так далі), так і додаткові каскади компресора самого двигуна, розташовані перед основним. Розбиття компресора на каскади (каскad низького тиску, каскад високого тиску - КНТ і КВТ відповідно, іноді між ними поміщається каскад середнього тиску, КСТ, як, наприклад, в двигуні НК-32 літака Ту-160) дозволяє уникнути помпажа на часткових режимах.



а - частки ТВД і ТНТ в вартості обслуговування на прикладі двигуна CFM56-3; б - складові вартості обслуговування вузлів типового авіаційного двигуна.

Рисунок 1.3 - Вартість технічного обслуговування турбіни

Конкретні вимоги до конструкції турбіни можна сформулювати наступним чином:

1. Максимальний ККД.
2. Мінімальний витрата охолоджуючого повітря.

Витрата охолоджуючого повітря має фактично настільки ж важливе значення для питомих параметрів двигуна, як і ККД турбіни. Крім того, збільшення витрат на охолодження погіршує ККД турбіни і ускладнює отримання таких екологічних характеристик двигуна, як низька емісія в КС. В сучасних авіаційних турбінах витрата охолоджуючого повітря може досягти 30 % від витрати повітря через КВТ. Слід розрізняти витрати охолоджуючого повітря на СА турбіни і витрата повітря, що надходить в проточну частину за перетином, тобто на ротор турбіни, з якого і відбувається безпосередній відбір потужності. Витрата на СА (10 ... 12 % від витрат через КВТ) в термодинамічній сенсі може вважатися частиною КС і безпосередньо впливає не на питомі параметри двигуна, а на рівень температури газу за і втрати енергії в СА [17]. Різниця температур становить від 80 до 120 К.

3. Мінімальна виробнича собівартість. Частка турбін (ТВТ і ТНТ) в собівартості двигуна середньої тяги (типу CFM56 і V2500) становить близько 30 %. Для промислових наземних двигунів, створених на базі газогенератора авіаційного прототипу, в яких прибрані вентилятор і КНТ, а ТНТ замінена на СТ (типу ПС-90ГП-1, -2, -3), частка турбін становить близько 40 %.

4. Мінімальна вартість ТО. Частка вартості ТО турбіни в вартості обслуговування двигуна (основну частину якого становлять витрати на запчастини і цехові ремонти) становить близько 60 %. Для турбін двигунів близько- і середньомаягістральних літаків, а також турбін так званих «авіапроіздних» наземних двигунів (потужністю до 50 МВт) повна вартість обслуговування складає від 50 до 150 доларів за льотну годину. Для турбін двигунів великий (понад 40 тон) тяги вартість обслуговування значно вище. Самостійне і найважливіше значення вартість обслуговування придбала в 1990-х рр. після повсюдного поширення системи обслуговування двигунів виробником на основі фіксованої оплати за льотну годину [17].

5. Забезпечення необхідного для конкурентоспроможності двигуна ресурсу (терміну служби) основних деталей. Саме ресурс основних деталей турбіни визначає напрацювання на ремонт всього двигуна. Ресурс лопаток найчастіше вимірюється в годинах (рідше - в циклах). Ресурс роторних деталей (дисків, дефлекторів і валів) вимірюється в циклах. У кращих сучасних авіаційних конструкціях турбін ресурс лопаток ТВД досягає 15000 годин, а ресурс роторних деталей ТВД - 20000 циклів [17].

Наявність запасу по температурі газу перед турбіною. Проектний запас по температурі перед турбіною - це обрана при проектуванні величина, на яку збільшуються розрахункові температури газу перед турбіною (перед ротором турбіни) при теплових і міцності розрахунках. Матеріали основних деталей турбіни Конструкції сучасних турбін базуються на самих високих технологіях в галузі матеріалознавства. Прогрес в області жароміцних сплавів в значній мірі визначає параметри газових турбін. Типові матеріали для турбіни

авіаційного двигуна характеризуються високою питомою міцністю при високих температурах і задовільною відтворюваністю механічних властивостей у виробництві [17]. Всі ці матеріали повинні бути схвалені державними сертифікують організаціями.

Висновок до розділу

Параметрами робочого циклу, що визначають рівень його показників, є температура газу перед турбіною (як правило, використовується температура перед першим робочим колесом - $T * CA$), сумарна ступінь стиснення ($\pi * \Sigma$), рівень аеродинамічної досконалості лопаткових машин і гідравлічних втрат по тракту, а також витрата циклового повітря на охолодження турбіни. Найважливішим параметром, що визначає досконалість циклу і ВМД в цілому як теплового двигуна, є температура газу перед турбіною.

Зі збільшенням температури пропорційно збільшується питома робота циклу, а також підвищується ефективний ККД.

Невід'ємну роль у ГТД має система охолодження газової турбіни. Можливе покращення ККД двигуна, якщо зможемо ефективніше охолоджувати лопатки газової турбіни. Тому задача вдосконалювати методи плівкового охолодження.

2. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ДВИГУНА

2.1 Термодинамічний розрахунок ГТД

2.1.1 Вихідні дані:

$$P=145 \text{ кН}; T_{\Gamma}^*=1640 \text{ К}; \pi_{\text{вл2}}^*=1,7; \pi_{\text{к}\Sigma}^*=34; H=0; V=0.$$

P - тяга двигуна, кН

T_{Γ}^* - температура газу перед турбіною, К

$\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ - ступінь підвищення тиску

H – висота польоту, м

V – швидкість польоту, м/с

2.1.2 Параметри робочого тіла перед двигуном

Температура повітря перед двигуном, К

$$T_{\text{H}}=15+273=288.$$

Тиск повітря перед двигуном, Па

$$P_{\text{H}}=101300=101300.$$

2.1.3 Параметри загальмованого потоку

Температура повітря загальмованого потоку, К

$$T_{\text{H}}^* = T_{\text{H}} + \frac{V_2^2}{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R} = 288.$$

Тиск повітря загальмованого потоку, Па

$$P_{\text{H}}^* = P_{\text{H}} \cdot \left(\frac{T_{\text{H}}^*}{T_{\text{H}}} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 101300.$$

2.1.4 Параметри робочого тіла на вході у вентилятор

Коефіцієнт відновлення повного тиску у вхідному пристрої $\sigma_{\text{вх}}=0.995$.

Тиск повітря на вході у вентилятор, Па

$$P_{\text{в}}^* = P_{\text{H}}^* \cdot \sigma_{\text{вх}} = 101300 \cdot 0.995 = 100793.5.$$

Температура повітря на вході у вентилятор, К

$$T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}}^* = 288.$$

2.1.5 Параметри робочого тіла за вентилятором у зовнішньому контурі

ККД вентилятора $\eta_{\text{вл2}}^* = 0.89$.

Робота стискання повітря в зовнішньому контурі, Дж/кг

$$L_{\text{вл2}} = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{\text{в}}^* \cdot \left(\pi_{\text{вл2}}^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_{\text{вл2}}^* = \frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287.3 \cdot 288 \cdot \left(1.7^{1.4} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.89} = 53267.9.$$

Тиск повітря за вентилятором, Па

$$P_{\text{вл2}}^* = P_{\text{в}}^* \cdot \pi_{\text{вл2}}^* = 100793.5 \cdot 1.7 = 171349.$$

Температура повітря за вентилятором, К

$$T_{\text{вл2}}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\text{вл2}}}{\frac{k}{k-1} \cdot R} = 288 + \frac{53267.9}{\frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287.3} = 341.$$

2.1.6 Параметри робочого тіла за компресором

ККД ступеня $\eta_{\text{ст}}^* = 0.91$.

ККД компресора

$$\eta_{\text{к}} = \frac{\pi_{\text{к}\Sigma}^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_{\text{к}\Sigma}^{* \frac{k-1}{k-\eta_{\text{ст}}^*}} - 1} = \frac{34^{1.4-1} - 1}{34^{1.4-0.91} - 1} = 0.858.$$

Ефективна робота стискання повітря в компресорі, Дж/кг

$$L_{\text{к}} = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{\text{в}}^* \cdot \left(\pi_{\text{к}\Sigma}^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_{\text{к}} = \frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287.3 \cdot 288 \cdot \left(34^{1.4} - 1 \right) \cdot \frac{1}{0.858} = 586670.2.$$

Тиск повітря за компресором, Па

$$P_{\text{к}}^* = P_{\text{в}}^* \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^* = 100793.5 \cdot 34 = 3426979.$$

Температура повітря за компресором, К

$$T_{\kappa}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\kappa}}{\frac{k}{k-1} \cdot R} = 288 + \frac{586670.2}{\frac{1.4}{1.4-1} \cdot 287.3} = 871.4.$$

2.1.7 Параметри робочого тіла на виході з камери згоряння

Коефіцієнт відновлення повного тиску в камері згоряння $\sigma_{\kappa 3} = 0.98$.

Тиск газу перед турбіною, Па

$$P_{\Gamma}^* = P_{\kappa}^* \cdot \sigma_{\kappa 3} = 3426979 \cdot 0.98 = 3358439.$$

Середня теплоємність газу в камері згоряння, Дж/(кг·К)

$$c_{p \text{ сєр}} = 878 + 0.208 \cdot (T_{\Gamma}^* + 0.48 T_{\kappa}^*) = 878 + 0.208 \cdot (1640 + 0.48 \cdot 871.4) = 1306.12.$$

Коефіцієнт повноти згоряння $\eta_{\Gamma} = 0.995$.

Нижча теплотворність палива $H_u = 43000000$ Дж/кг.

Відносна витрата палива

$$g_{\text{п}} = c_{p \text{ сєр}} \cdot (T_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*) / (\eta_{\Gamma} \cdot H_u) = 1306.12 (1640 - 871.4) / (0.995 \cdot 43000000) = 0.02346.$$

Середній коефіцієнт надлишку повітря в камері згоряння

$$\alpha = 1 / (g_{\text{п}} \cdot 14.9) = 1 / (0.02346 \cdot 14.9) = 2.86.$$

2.1.8 Параметри газу за турбіною

Відносна кількість повітря на охолодження деталей турбіни $q_0 = 0.07$.

Механічний ККД $\eta_m = 0.995$.

ККД турбіни $\eta_{\Gamma} = 0.92$.

Коефіцієнт відновлення повного тиску в зовнішньому контурі $\sigma_2 = 0.98$.

Тиск газу за турбіною, Па

$$P_{\Gamma}^* = P_{\text{вл2}}^* \cdot \sigma_2 = 171349 \cdot 0.98 = 167921.97.$$

Робота розширення газу в турбіні, Дж/кг

$$L_{\Gamma} = \frac{k}{k-1} \cdot R_{\Gamma} \cdot T_{\Gamma}^* \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{\Gamma}^*}{P_{\text{вл2}}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \cdot \eta_{\Gamma} = 4 \cdot 288 \cdot 1640 \cdot \left[1 - \left(\frac{167921.97}{3358439} \right)^{\frac{1}{4}} \right] \cdot 0.92 = 918487.68.$$

Ступінь двоконтурності

$$m = \frac{1}{L_{\text{вЛ2}}} \cdot [L_{\text{T}} \cdot (1 + g_{\text{T}}) \cdot (1 - q_0) \cdot \eta_m - L_{\text{к}}] = (918487.68(1+0.02346) \cdot (1-0.07)0.995 - 586670.2)/53267.9 = 5.32.$$

Температура газу за турбіною, К

$$T_{\text{T}}^* = T_{\text{Г}}^* - \frac{L_{\text{T}}}{\frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}} - 1} \cdot R_{\text{Г}}} = 1640 - 918487.68/(4 \cdot 288) = 848.7.$$

2.1.9 Параметри робочого тіла на виході з камери змішування

Тиск повітря на виході з зовнішнього контуру, Па

$$P_{\text{вЗМ}}^* = P_{\text{вЛ2}}^* \cdot \sigma = 171349 \cdot 0.98 = 167921.97.$$

Температура повітря на виході з зовнішнього контуру, К

$$T_{\text{вЗМ}}^* = T_{\text{вЛ2}}^* = 341.$$

Середня теплоємність газу за турбіною $c_{p\text{Г}} = 1150$ Дж/(кг·К).

Середня теплоємність повітря $c_{p\text{П}} = 1070$ Дж/(кг·К).

Середня теплоємність суміші, Дж/(кг·К)

$$c_{p\text{ЗМ}} = \frac{m \cdot c_{p\text{П}} + c_{p\text{Г}}}{1 + m} = (5.32 \cdot 1070 + 1150)/(1 + 5.32) = 1082.67.$$

Температура робочого тіла на виході з камери змішування, К

$$T_{\text{ЗМ}}^* = \frac{m \cdot c_{p\text{П}} \cdot T_{\text{вЛ2}}^* + c_{p\text{Г}} \cdot T_{\text{T}}^*}{(1 + m) \cdot c_{p\text{ЗМ}}} = \frac{5.32 \cdot 1070 \cdot 341 + 1150 \cdot 848.7}{(1 + 5.32) \cdot 1082.67} = 426.4.$$

Газова стала суміші, Дж/(кг·К)

$$R_{\text{ЗМ}} = \frac{m \cdot R_{\text{П}} + R_{\text{Г}}}{1 + m} = (5.32 \cdot 287.3 + 288)/(1 + 5.32) = 287.41.$$

Показник адіабати

$$k_{\text{ЗМ}} = c_{p\text{ЗМ}}/(c_{p\text{ЗМ}} - R_{\text{ЗМ}}) = 1082.67/(1082.67 - 287.41) = 1.36.$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску при змішуванні потоків

$$\sigma_{\text{ЗМ}} = 0.985.$$

Тиск робочого тіла на виході з камери змішання, Па

$$P_{3M}^* = \sigma_{3M} \cdot (P_T^* \cdot (P_{ВЛ}^*)^m)^{1/(1+m)} = 0.985 \cdot (167921.97 \cdot (171349)^{5.32})^{1/(1+5.32)} = 165403.14.$$

Критичний перепад тисків

$$\pi_{с кр} = \left(\frac{k_{3M} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{3M}}{k_{3M} - 1}} = 1.87.$$

Розширення в реактивному соплі $P_{3M}^*/P_H = 1.633$, що менше $\pi_{с кр}$.

Коефіцієнт швидкості сопла $\varphi_c = 0.98$.

Швидкість витікання робочого тіла із сопла, м/с

$$C_c = \varphi_c \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k_{3M}}{k_{3M} - 1} \cdot R_{3M} \cdot T_{3M}^* \cdot \left[1 - \left(\frac{P_H^*}{P_{3M}^*} \right)^{\frac{k_{3M} - 1}{k_{3M}}} \right]} = 328.95.$$

Температура робочого тіла, К

$$T_c = T_{3M}^* - \frac{C_c^2}{2 \cdot \frac{k_{3M}}{k_{3M} - 1} \cdot R_{3M}} = 376.4.$$

2.1.10 Основні питомі параметри турбореактивних двоконтурних двигунів зі змішуванням потоків

Питома тяга, Н·с/кг

$$P_{пит\Sigma} = (1 + g_{п} / (1 + m)) \cdot C_c = 330.17.$$

Питома витрата палива, кг/(Н·ч)

$$c_{пит\Sigma} = 3600 \cdot g_{п} \cdot (1 - q_o) / (P_{пит\Sigma} \cdot (1 + m)) = 0.0377.$$

Витрата повітря, кг/с

$$G_{п} = P / P_{пит\Sigma} = 439.16;$$

$$G_{п1} = G_{п} / (1 + m) = 69.53;$$

$$G_{п2} = m \cdot G_{п} / (1 + m) = 369.64.$$

Внутрішній ККД

$$\eta_e = \frac{(1 + m) P_{пит\Sigma}^2}{2 g_{п} H_u (1 - g_o)} = 0.367.$$

2.2 Газодинамічний розрахунок ТРДД

2.2.1 Розміри на вході у вентилятор

Осьова швидкість повітря $C_{1a}=220$ м/с.

Окружна швидкість лопаток вентилятора в периферійному перерізі $U_{1к}=480$ м/с.

Відносний діаметр втулки першого ступеня вентилятора $\bar{d}_1=0.39$.

Приведена швидкість

$$\lambda_{1a}=C_{1a}/(18.3 \cdot \sqrt{T_B^*})=0.7084.$$

Відносна щільність течії

$$q(\lambda_{1a})=1.577 \cdot \lambda_{1a} \cdot (1-\lambda_{1a}^{2/6})^{2.5}=0.898.$$

$$m_{п}=0.04035.$$

Площа перерізу на вході у вентилятор, м²

$$F_B=G_B \cdot \sqrt{T_B^*} / m \cdot P_B^* \cdot q(\lambda_{1a})=2.041.$$

Зовнішній діаметр вентилятора на вході в перший ступень, м

$$D_{1к} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-\bar{d}_1^2)}} = 1.75.$$

Діаметр втулки, м

$$D_{1вт} = \sqrt{D_{1к}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot F_B} = 0.681.$$

Площа перерізу потоку зовнішнього контуру, м²

$$F_2=F_B \cdot G_{B2}/G_B=1.718.$$

Діаметр умовного перерізу поділяючого потоки 1-го і 2-го контурів, м

$$D_1 = \sqrt{D_{1к}^2 - \frac{4}{\pi} \cdot \frac{G_{п2}}{G_{п}} \cdot F_B} = 0.94.$$

2.2.2 Кількість ступенів вентилятора

Окружна швидкість на діаметрі D_1 , м/с

$$U_1=U_{1к} \cdot D_1/D_{1к}=257.83.$$

Густота решітки біля втулки $\left(\frac{b}{t}\right)_{BT} = 2.75.$

Густота решітки на діаметрі D_1

$$\left(\frac{b}{t}\right)_1 = \left(\frac{b}{t}\right)_{BT} \cdot \frac{D_{1BT}}{D_1} = 1.99.$$

Закручення повітря на діаметрі D_1 , м/с

$$\Delta W_{U1} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \left(\frac{t}{b}\right)_1} = 194.566.$$

Робота, що виконується робочими лопатками вентилятора на D_1 , Дж/кг

$$L_{U1} = U_1 \cdot \Delta W_{U1} = 257.83 \cdot 194.566 = 50164.73.$$

Окружна швидкість біля втулки, м/с

$$U_{1BT} = U_{1BT} \cdot D_{1BT} / D_{1K} = 186.87.$$

Закручення повітря біля втулки, м/с

$$\Delta W_{UBT} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \left(\frac{t}{b}\right)_{BT}} = 220.65.$$

Робота, що виконується лопатками біля втулки, Дж/кг

$$L_{UBT} = U_{1BT} \cdot \Delta W_{UBT} = 41230.06.$$

Середня робота вентилятора в зоні внутрішнього контуру, Дж/кг

$$L_{вл1} = 0.5 \cdot (L_{UBT} + L_{U1}) = 45697.39.$$

Приймаємо одноступінчатий вентилятор.

2.2.3 Розподіл роботи стискання між каскадами компресора і визначення числа ступенів ТВТ

Кількість ступенів турбіни $z_{ТВТ} = 2$.

ККД ТВТ $\eta_{ТВТ}^* = 0.89$.

$$C_{1кр} = 18.15 \sqrt{T_r^*} = 18.15 \sqrt{1640} = 735.02 \text{ м/с}.$$

$$\lambda_1 = C_1 / C_{1кр} = 698 / 735.02 = 0.95.$$

Окружна швидкість ТВТ на середньому радіусі $U_{т\text{ сер}} = 400$ м/с.

Кут виходу потоку з 1-го СА $\alpha_1 = 18^\circ$.

Робота першого ступеня, Дж/кг

$$L_{1ст} = U_{т\text{ сер}} \cdot C_{1кр} \cdot \lambda_1 \cdot \cos \alpha_1 = 268487.32.$$

Робота другого ступеня, Дж/кг

$$L_{2\text{CT}}=0.9 \cdot L_{1\text{CT}}=241638.59.$$

Робота ТВТ, Дж/кг

$$L_{\text{ТВТ}}=L_{1\text{CT}}+L_{2\text{CT}}=510125.92.$$

Робота КВТ, Дж/кг

$$L_{\text{КВТ}}=L_{\text{ТВТ}} \cdot (1+g_{\text{п}}) \cdot (1-q_0) \cdot \eta_m=483120.39.$$

Робота приєднаних до вентилятора ступенів, Дж/кг

$$L_{\text{приєд}}=L_{\text{к}}-L_{\text{вл1}}-L_{\text{КВТ}}=57852.44.$$

Робота КНТ першого і другого ступенів, Дж/кг

$$L_{\text{КНТ1}}=L_{\text{КНТ2}}=L_{\text{приєд}}/2=28926.22.$$

Робота КНТ, Дж/кг

$$L_{\text{КНТ}}=L_{\text{вл1}}+L_{\text{приєд}}=103549.84.$$

Коефіцієнт навантаження турбіни

$$Y^* = U_{\text{Тсер}} \sqrt{\frac{z \cdot \eta_{\text{ТВТ}}^*}{2 \cdot L_{\text{ТВТ}}}} = 0.5283.$$

2.2.4 Параметри повітря і діаметральні розміри перерізу на виході з вентилятора

ККД КНТ $\eta_{\text{КНТ}}^*=0.88$.

Температура повітря на виході з КНТ, К

$$T_{\text{КНТ}}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\text{КНТ}}}{\frac{k}{k-1} \cdot R} = 390.98.$$

Тиск повітря на виході з КНТ, Па

$$P_{\text{КНТ}}^* = P_{\text{в}} \cdot \left[1 + \frac{L_{\text{КНТ}} \cdot \eta_{\text{КНТ}}^*}{\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{\text{в}}^*} \right]^{\frac{k}{k-1}} = 262588.01.$$

Ступінь підвищення тиску повітря в КНТ

$$\pi_{\text{вт}}^* = \left[1 + \frac{L_{\text{КНТ}} \cdot \eta_{\text{КНТ}}^*}{\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{\text{в}}^*} \right]^{\frac{k}{k-1}} = 2.605.$$

Осьова швидкість на виході з вентилятора $C_{a \text{ вл1}} = C_{a \text{ вл2}} = 200$ м/с .

Температура повітря на виході з вентилятора, К

$$T_{\text{вл1}}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\text{вЛ1}}}{\frac{k}{k-1} \cdot R} = 333.45.$$

Приведена швидкість у внутрішньому контурі

$$\lambda_{a \text{ вл1}} = \frac{C_{a \text{ вл1}}}{18.3 \sqrt{T_{\text{вл1}}^*}} = 0.5985.$$

Відносна щільність течії у внутрішньому контурі $q(\lambda_{a \text{ вл1}}) = 0.8092$.

Приведена швидкість у зовнішньому контурі

$$\lambda_{a \text{ вл2}} = \frac{C_{a \text{ вл2}}}{18.3 \sqrt{T_{\text{вл2}}^*}} = 0.59186.$$

Відносна щільність течії в зовнішньому контурі $q(\lambda_{a \text{ вл2}}) = 0.80304$.

ККД вентилятора в зоні внутрішнього контуру $\eta_{\text{вл1}}^* = 0.86$.

Ступінь підвищення тиску повітря в зоні внутрішнього контуру

$$\pi_{\text{вл1}}^* = \left[1 + \frac{L_{\text{вЛ1}} \cdot \eta_{\text{вЛ1}}^*}{\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_{\text{в}}^*} \right]^{\frac{k}{k-1}} = 1.561.$$

Тиск на виході з вентилятора, Па

$$P_{\text{вл1}}^* = P_{\text{в}}^* \cdot \pi_{\text{вл1}}^* = 157347.93.$$

Площа перерізу на виході з вентилятора внутрішнього контуру, м²

$$F_{\text{вл1}} = \frac{G_{\text{п1}} \sqrt{T_{\text{вл1}}^*}}{m_{\text{п}} P_{\text{вл1}}^* q(\lambda_{a \text{ вл1}})} = 0.2471.$$

Площа перерізу на виході з вентилятора зовнішнього контуру, м²

$$F_{\text{вл2}} = \frac{G_{\text{п2}} \sqrt{T_{\text{вл2}}^*}}{m_{\text{п}} P_{\text{вл2}}^* q(\lambda_{a \text{ вл2}})} = 1.2294.$$

Зовнішній діаметр вентилятора $D_{\text{вл}2}=0,95 \cdot D_{1\text{к}}=1.6625$ м.

Діаметр умовного перерізу, розділяючого потоки зовнішнього і внутрішнього контурів на виході з вентилятора, м

$$D_2 = \sqrt{D_{\text{вл}2}^2 - \frac{4}{\pi} F_{\text{вл}2}} = 1.0948.$$

Зовнішній діаметр 1-го контуру $D_{\text{вл}1}=D_2 - 0,02=1.0748$ м.

Діаметр втулки, м

$$D_{\text{вт вл}} = \sqrt{D_{\text{вл}1}^2 - \frac{4}{\pi} F_{\text{вл}1}} = 0.9168.$$

Осьова швидкість на виході з КНТ $C_{a \text{ КНТ}}=180$ м/с.

Приведена швидкість на виході з КНТ

$$\lambda_{a \text{ КНТ}} = \frac{C_{a \text{ КНТ}}}{18.3 \sqrt{T_{\text{КНТ}}^*}} = 0.49745.$$

Відносна щільність течії на виході з КНТ $q(\lambda_{a \text{ КНТ}})=0.70607$.

Площа перерізу на виході з КНТ, м²

$$F_{\text{КНТ}} = \frac{G_{\text{пл}} \sqrt{T_{\text{КНТ}}^*}}{m_{\text{п}} P_{\text{КНТ}}^* q(\lambda_{a \text{ КНТ}})} = 0.18378.$$

Зовнішній діаметр $D_{\text{КНТ}1}=D_2 - 0.1=0.9948$ м.

Діаметр втулки, м

$$D_{\text{вт КНТ}} = \sqrt{D_{\text{КНТ}1}^2 - \frac{4}{\pi} F_{\text{КНТ}}} = 0.8693.$$

2.2.5 Розміри на вході в КВТ

Температура повітря на вході в КВТ, К

$$T_{\text{в КВТ}}^* = T_{\text{КНТ}}^* = 390.98.$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску в перехідному корпусі
 $\sigma_{\text{пер}}=0.99$.

Тиск повітря на вході в КВТ, Па

$$P_{\text{в КВТ}}^* = P_{\text{КНТ}}^* \cdot \sigma_{\text{пер}} = 259962.13.$$

Швидкість повітря на вході в КВТ $C_{a \text{ КВТ}}=185$ м/с.

Приведена швидкість на вході в КВТ

$$\lambda_{в\ КВТ} = \frac{C_{a\ КВТ}}{18.3 \sqrt{T_{в\ КВТ}^*}} = 0.51126.$$

Відносна щільність течії на вході в КВТ $q(\lambda_{в\ КВТ}) = 0.72148$.

Площа перерізу на вході в КВТ, м²

$$F_{в\ КВТ} = \frac{G_{п1} \sqrt{T_{в\ КВТ}^*}}{m_{п1} P_{в\ КВТ}^* q(\lambda_{в\ КВТ})} = 0.1817.$$

Відносний діаметр втулки першого ступеня КВТ $\overline{d_{вТ}} = 0.6$.

Периферійний діаметр робочого колеса першого ступеня, м

$$D_{1\ КВТ} = \sqrt{\frac{4 F_{в\ КВТ}}{\pi (1 - \overline{d_{вТ}}^2)}} = 0.60117863 \approx 0.6.$$

Діаметр втулкового перерізу, м

$$D_{1вТ\ КВТ} = \sqrt{D_{1\ КВТ}^2 \frac{4}{\pi} F_{в\ КВТ}} = 0.36040939 \approx 0.36.$$

Висота лопатки, м

$$h_{л} = (D_{1\ КВТ} - D_{вТ}) / 2 = 0.1205.$$

2.2.6 Розміри на виході з КВТ

Температура повітря на виході з КВТ, К

$$T_{к}^* = T_{кнт}^* + \frac{L_{квт}}{\frac{k}{k-1} \cdot R} = 871.43.$$

Ступінь підвищення тиску повітря в КВТ

$$\pi_{квт} = P_{к}^* / (P_{кнт}^* \cdot \sigma_{пер}) = 13.18.$$

Швидкість на виході $C_{a\ к} = 120$ м/с.

Приведена швидкість на виході з КВТ

$$\lambda_{a\ к} = \frac{C_{a\ к}}{18.3 \sqrt{T_{к}^*}} = 0.22213.$$

Відносна щільність течії на виході з КВТ $q(\lambda_{a\ к}) = 0.34323$.

Площа перерізу на виході з КВТ, м²

$$F_K = \frac{G_{п1} \sqrt{T_K^*}}{m_{п1} P_K^* q(\lambda_{аК})} = 0.0432.$$

Діаметр втулки на виході ($D_{1КВТ}=0,56\text{м}$), м

$$D_{ВТ К} = \sqrt{D_{1КВТ}^2 + \frac{4}{\pi} F_K} = 0.5085.$$

Висота лопатки, м

$$h_{л} = (D_{1КВТ} - D_{ВТ К}) / 2 = 0.0258.$$

Відносний діаметр втулки на виході з КВТ

$$d_{ВТК} = D_{ВТ К} / D_{1КВТ} = 0.908.$$

2.2.7 Розміри на вході у ТВТ

Кут виходу потоку із СА $\alpha_1=18^\circ$.

Швидкість витікання газу з першого СА, м/с

$$C_1 = L_{сг1} / (U_{т сеп} \cdot \cos \alpha_1) = 705.76.$$

Приведена швидкість

$$\lambda_1 = \frac{C_1}{18,15 \sqrt{T_{г}^*}} = 0.96019.$$

Відносна щільність течії $q(\lambda_1)=0.9939$.

Витрата газу через перший СА, кг/с

$$G_{г} = G_{п1} \cdot (1 + g_{п1}) \cdot (1 - q_0) = 66.178.$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску в камері згоряння $\sigma_{кз}=0.98$.

Коефіцієнт відновлення повного тиску в СА $\sigma_{са}=0.98$.

Тиск газу на виході із СА, Па

$$P_{са}^* = P_K^* \cdot \sigma_{кз} \cdot \sigma_{са} = 3291271.$$

$$m_{г} = 0.0396.$$

Площа перерізу на виході із СА, м²

$$F_{1са} = \frac{G_{г} \sqrt{T_{г}^*}}{m_{г} P_{са}^* q(\lambda_1)_{са} \sin \alpha_1} = 0.0669.$$

Середній діаметр на вході в РК ТВТ $D_{т сеп}=0.6\text{м}$.

Висота лопатки СА (по вхідній кромці), м

$$h_{л} = F_{1ca} / (\pi \cdot D_{т\text{ сеп}}) = 0.0355.$$

Зовнішній діаметр РК ТВТ, м

$$D_{т} = D_{т\text{ сеп}} + h_{л} = 0.6355.$$

Діаметр втулки, м

$$D_{вт} = \sqrt{D_{т}^2 - \frac{4}{\pi} F_{1ca}} = 0.5644.$$

Осьова швидкість газу на вході в РК, м/с

$$C_{1a} = C_1 \cdot \sin \alpha_1 = 218.09.$$

Коефіцієнт форми лопаток $K_{\Phi} = 0.5$.

Густина матеріалу лопаток $\rho = 8250 \text{ кг/м}^3$.

Напруження від дії відцентрових сил, МПа

$$\sigma_p = 2 \cdot K_{\Phi} \cdot \rho \cdot U_{т\text{ сеп}}^2 \cdot h_{л} \cdot 10^6 / D_{т\text{ сеп}} = 78.14.$$

Межа тривалої міцності $\sigma_{\tau}^T = 110 \text{ МПа}$ для матеріалу лопатки ЖС6У.

Коефіцієнт запасу міцності

$$n = \sigma_{\tau}^T / \sigma_p = 1.41.$$

2.2.8 Розміри на виході з ТВТ

ККД ТВТ $\eta_{\text{ТВТ}}^* = 0.89$.

Температура на виході з ТВТ, К

$$T_{\text{ТВТ}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{ТВТ}}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 1200.51.$$

Тиск на виході з ТВТ, Па

$$P_{\text{ТВТ}}^* = P_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{ТВТ}}^*}{T_{\Gamma}^* \eta_{\text{ТВТ}}^*} \right) = 792644.57.$$

Приведена швидкість $\lambda_{2a} = 0.52$.

Осьова складова швидкості газу на виході з ТВТ, м/с

$$C_{2a} = \lambda_{2a} \cdot 18.15 \cdot \sqrt{T_{\text{ТВТ}}^*} = 327.01.$$

Відносна щільність течії $q(\lambda_{2a}) = 0.73284$.

Відносна витрата повітря на охолодження $q_o = 0.05$.

Витрата газу на виході з ТВТ, кг/с

$$G_{\Gamma} = G_{\Pi 1} \cdot (1 + g_{\Pi}) \cdot (1 - q_0) = 67.60.$$

Площа перерізу на виході з ТВТ, м²

$$F_{\text{ТВТ}} = \frac{G_{\Gamma}}{m_{\Gamma}} \frac{\sqrt{T_{\text{ТВТ}}^*}}{P_{\text{ТВТ}}^* q(\lambda_{2a})} = 0.1018.$$

Середній діаметр $D_{\text{Т сер}} = 0.65$ м.

Висота лопатки другого ступеня ТВТ, м

$$h_{\text{Л}} = F_{\text{ТВТ}} / (\pi \cdot D_{\text{Т сер}}) = 0.0499.$$

Діаметр перерізу на виході з ТВТ, м

$$D_{\text{ТВТ}} = D_{\text{Т сер}} + h_{\text{Л}} = 0.6999.$$

Діаметр втулки, м

$$D_{\text{ВТ ТВТ}} = \sqrt{D_{\text{ТВТ}}^2 - \frac{4}{\pi} F_{\text{ТВТ}}} = 0.6001.$$

2.2.9 Кількість ступенів КВТ

Густота решітки першого ступеня $\left(\frac{b}{t}\right)_{\text{ВТ}} = 2.2.$

Закручення в РК першого ступеня, м/с

$$\Delta W_{\text{и ВТ}} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \left(\frac{t}{b}\right)_{\text{ВТ}}} = 170.50.$$

Окружна швидкість біля втулки першого ступеня, м/с

$$U_{1\text{ВТ}} = U_{\text{Т сер}} \cdot D_{1\text{ВТ}} / 0.625 = 230.40.$$

Окружна швидкість на периферії першого ступеня, м/с

$$U_{\text{К}} = U_{\text{Т сер}} \cdot D_{\text{К}} / 0.625 = 384.64.$$

Робота в першому ступені, Дж/кг

$$L_{\text{ст1}} = U_{1\text{ВТ}} \cdot \Delta W_{\text{и ВТ}} = 39283.20.$$

Густота решітки останнього ступеня $\left(\frac{b}{t}\right)_{\text{ВТ}} = 1.8.$

Закручення в РК останнього ступеня, м/с

$$\Delta W_{u_{BT}} = c_{1a} \cdot \frac{1.55}{1 + 1.5 \left(\frac{r}{b} \right)_{BT}} = 101.45.$$

Окружна швидкість біля втулки останнього ступеня, м/с

$$U_{BT} = U_{T_{сер}} \cdot D_{BTк} / 0.625 = 325.42.$$

Робота в останньому ступені, Дж/кг

$$L_{ст z} = U_{BT} \cdot \Delta W_{u_{BT}} = 33015.10.$$

Середня робота в ступені, Дж/кг

$$L_{сер} = (L_{ст z} + L_{ст1}) / 2 = 36149.15.$$

Кількість ступенів КВТ

$$z = L_{КВТ} / L_{сер} = 483120.39 / 36149.15 = 13.$$

Таблиця 2.1 Розподіл роботи стискування по ступенях компресора

z	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
$L_{ст.z}$, кДж /кг	39	41	45	41	40	39	38	35	34	33	33	33	33

Потужність КВТ, Вт

$$N_{КВТ} = G_{П1} \cdot L_{КВТ} = 33590220.$$

Потужність ТВТ, Вт

$$N_{ТВТ} = G_{Г} \cdot L_{ТВТ} = 33759020.$$

Механічний ККД

$$\eta_m = N_{КВТ} / N_{ТВТ} = 0.995.$$

Частота обертання ротора високого тиску для КВТ, об/хв

$$n_{КВТ} = 60 \cdot U_{1к} / (\pi \cdot D_{к}) = 12223.1.$$

Частота обертання ротора високого тиску для ТВТ, об/хв

$$n_{ТВТ} = 60 \cdot U_{T_{сер}} / (\pi \cdot 0.625) = 12223.1.$$

2.2.10 Кількість ступенів ТНТ

Механічний ККД $\eta_m=0.99$.

Відносна витрата повітря на охолодження $q_o=0.02$.

Витрата газу в ТНТ, кг/с

$$G_{\text{ТНТ}}=G_{\text{п1}} \cdot (1+g_{\text{п}}) \cdot (1-q_o)=69.736.$$

Робота ТНТ, Дж/кг

$$L_{\text{ТНТ}} = \frac{m}{(1+g_{\text{п}})} \frac{L_{\text{вл2}} + L_{\text{кнт}}}{\eta_m} = 399333.266.$$

По виконаному кресленню знаходимо середній діаметр ТНТ

$$D_{\text{ТНТ сер}}=0.7665 \text{ м.}$$

Окружна швидкість на середньому діаметрі ТНТ, м/с

$$U_{\text{ТНТ сер}}=U_{1\text{к}} \cdot D_{\text{ТНТ сер}}/D_{1\text{к}}=210.24.$$

Число ступенів $z=4$.

ККД ТНТ $\eta_{\text{ТНТ}}^*=0.91$.

Коефіцієнт навантаження

$$Y^*=U_{\text{ТНТ сер}} \cdot \sqrt{\frac{z}{2} \frac{\eta_{\text{ТНТ}}^*}{L_{\text{ТНТ}}}} = 0.4488.$$

Розподіл роботи по ступеням:

$$L=L_{\text{ТНТ}}/4.641=86044.66;$$

$$L_{\text{ст1}}=L=86044.66;$$

$$L_{\text{ст2}}=1.1 \cdot L=94649.13;$$

$$L_{\text{ст3}}=1.21 \cdot L=104114.04;$$

$$L_{\text{ст4}}=1.331 \cdot L=114525.44;$$

$$\Sigma=L_{\text{ст1}}+L_{\text{ст2}}+L_{\text{ст3}}+L_{\text{ст4}}=399333.27.$$

2.2.11 Розміри на виході з першого СА турбіни низького тиску

Критична швидкість газу в СА ТНТ, м/с

$$C_{\text{кр}}=18.15 \cdot \sqrt{T_{\text{ТНТ}}^*} = 628.87.$$

Кут виходу потоку з 1-го СА $\alpha_1=35^\circ$.

Швидкість витікання газу із СА, м/с

$$C_1=L_{\text{ст}}/(U_{\text{ТНТ сер}} \cdot \cos(\alpha_1))=665.00.$$

Приведена швидкість на виході із СА

$$\lambda_1 = C_1 / C_{кр} = 1.0575.$$

Зменшена швидкість витікання, м/с

$$C_1 = \left[\frac{L_{ст1}}{U_{ТНТ\text{ сеп}}} - C_{2u} \right] \frac{1}{\cos \alpha_1} = 613.67.$$

Приведена швидкість

$$\lambda_1 = C_1 / C_{кр} = 0.9758.$$

Відносна щільність течії $q(\lambda_1) = 0.99492$.

Коефіцієнт відновлення повного тиску газу в СА ТНТ $\sigma_{са} = 0.98$.

Коефіцієнт відновлення повного тиску газу в перехідному корпусі між ТВТ і ТНТ $\sigma_{пер} = 0.98$.

Площа перерізу на виході з першого СА, м²

$$F_{1са\ ТНТ} = \frac{G_{ТНТ}}{m_{\Gamma} P_{ТВТ}^* \sigma_{пер} \sigma_{са} q(\lambda_1) \sin \alpha_1} \sqrt{T_{ТВТ}^*} = 0.1405.$$

Середній діаметр ТНТ $D_{ТНТ\text{ сеп}} = 0.67$ м.

Висота лопатки РК, м.

$$h_{л} = F_{1са\ ТНТ} / (\pi \cdot D_{ТНТ\text{ сеп}}) = 0.0667.$$

Діаметр на виході із СА ТНТ, м

$$D_{\Gamma} = D_{ТНТ\text{ сеп}} + h_{л} = 0.7367.$$

Діаметр втулки, м

$$D_{ВТ} = \sqrt{D_{\Gamma}^2 - \frac{4}{\pi} F_{1са\ ТНТ}} = 0.6033.$$

2.2.12 Розміри на виході з ТНТ

Температура газу на виході з ТНТ, К

$$T_{\Gamma}^* = T_{ТВТ}^* - \frac{L_{ТНТ}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma}} = 855.64.$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску в перехідному корпусі $\sigma=0.985$.

ККД ТНТ $\eta_{\text{ТНТ}}^*=0.91$.

Тиск газу на виході з ТНТ, Па

$$P_{\text{T}}^* = P_{\text{ТВТ}}^* \cdot \sigma \cdot \left[1 - \frac{T_{\text{ТВТ}}^* - T_{\text{T}}^*}{T_{\text{ТВТ}}^* \eta_{\text{ТНТ}}^*} \right]^{\frac{k_{\text{T}}}{k_{\text{T}}-1}} = 169256.75.$$

Осьова швидкість газу на виході із СА ТНТ, м/с

$$C_{1a} = C_1 \cdot \sin \alpha_1 = 381.43.$$

Критична швидкість газу, м/с

$$C_{\text{кр}} = 18.15 \cdot \sqrt{T_{\text{T}}^*} = 530.91.$$

Приведена швидкість $\lambda_{a\text{T}}=0.69$.

Швидкість газу, м/с

$$C_{a\text{T}} = \lambda_{a\text{T}} \cdot C_{\text{кр}} = 366.33.$$

Відносна щільність течії $q(\lambda_{a\text{T}})=0.8851$.

Площа перерізу на виході з ТНТ, м²

$$F_{\text{T}} = \frac{G_{\text{T}}}{m_{\text{T}} P_{\text{T}} q \lambda_{a\text{T}}} \sqrt{T_{\text{T}}^*} = 0.3424.$$

Діаметр втулки по кресленню $d_{\text{ВТ}}=0.65$ м.

Діаметр на виході ТНТ, м

$$D_{\text{T}} = \sqrt{d_{\text{ВТ}}^2 + \frac{4}{\pi} F_{\text{T}}} = 0.9376.$$

Середній діаметр, м

$$D_{\text{ТНТ сер}} = (d_{\text{ВТ}} + D_{\text{T}}) / 2 = 0.79379970.$$

Висота лопатки, м

$$h_{\text{л}} = (D_{\text{T}} - d_{\text{ВТ}}) / 2 = 0.144.$$

Напруження розтягнення від відцентрових сил, МПа

$$\sigma_{\text{р}} = 2 \cdot K_{\text{Ф}} \cdot \rho \cdot U_{\text{ТНТ сер}}^2 \cdot h_{\text{л}} \cdot 10^{-6} / D_{\text{ТНТ сер}} = 61.9347165.$$

Межа тривалої міцності $\sigma_{\tau}^T=300$ МПа матеріалу лопатки ЖС6К.

Коефіцієнт запасу міцності

$$n=\sigma_{\tau}^T/\sigma_p=4.84.$$

Потужність КНТ і вентилятора, Вт

$$N=G_{п1} \cdot L_{кнт} + G_{п2} \cdot L_{вл2} = 26889370.$$

Потужність ТНТ, Вт

$$N_{тнт} = G_{\Gamma} \cdot L_{тнт} = 27847810.$$

Механічний ККД

$$\eta_m = N/N_{тнт} = 0.9656.$$

Частота обертання ротора низького тиску для вентилятора

$$n_{кнт} = 60 \cdot U_{1к} / (\pi \cdot D_{1к}) = 5238.47.$$

Частота обертання ротора низького тиску для турбіни

$$n_{тнт} = 60 \cdot U_{тнт \text{ сеп}} / (\pi \cdot D_{тнт \text{ сеп}}) = 5238.47.$$

2.2.13 Розміри на виході із сопла

Коефіцієнт відновлення повного тиску в камері змішування $\sigma_{зм} = 0.985$.

Тиск робочого тіла на виході з камери змішування, Па

$$P_{зм}^* = \sigma_{зм} \cdot (P_{\Gamma}^* \cdot (P_{вл2}^* \cdot \sigma_{с})^{1/1+m}) = 165610.60.$$

Ступінь розширення газу в соплі

$$\pi_{с} = P_{зм}^* / P_{H} = 1.635.$$

Критичний ступінь розширення газу в соплі

$$\pi_{кр} = \left(\frac{k_{зм} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{зм}}{k_{зм} - 1}} = 1.870.$$

Температура газу на виході з камери змішування, К

$$T_{зм}^* = \frac{m \cdot 1070 \cdot T_{вл2}^* + 1150 \cdot T_{\Gamma}^*}{(1+m) \cdot 1083.333} = 437.047.$$

Швидкість витікання із сопла, м/с

$$C_c = \varphi_c \cdot \sqrt{2 \frac{k_{3M}}{k_{3M}-1} R_{3M} T_{3M}^* \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_{3M}} \right)^{\frac{k_{3M}-1}{k_{3M}}} \right]} = 335.15.$$

Приведена швидкість

$$\lambda_{c1} = \frac{C_c}{18,15 \sqrt{T_{3M}^*}} = 0.88328; \quad q(\lambda_{c1}) = 0.9805.$$

Витрата газу на виході з камери змішування, кг/с

$$G_{3M} = G_{\Pi} \cdot (1 + g_{\Pi}) = 449.469.$$

$$m_{3M} = \sqrt{\frac{k_{3M}}{R_{3M}} \left(\frac{2}{k_{3M} + 1} \right)^{\frac{k_{3M}+1}{k_{3M}-1}}} = 0.04.$$

Коефіцієнт відновлення повного тиску в соплі $\sigma_c = 0.98$.

Площа перетину сопла, м²

$$F_c = \frac{G_{3M}}{m_{3M} P_{3M}^*} \frac{\sqrt{T_{3M}^*}}{\sigma_c q(\lambda_{c1})} = 1.4762.$$

Діаметр сопла, м

$$D_{c1} = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}} = 1.3710.$$

2.2.14 Уточнення параметрів ($q_o = 0.07$).

Питома тяга, Н·с/кг

$$P_{\text{пит}\Sigma} = (1 + g_{\Pi} / (1 + m)) \cdot C_c = 336.3942.$$

Тяга двигуна, Н

$$P = P_{\text{пит}\Sigma} \cdot G_{\Pi} = 147732.46.$$

Питома витрата палива, кг/(Н·год)

$$c_{\text{пит}} = (3600 \cdot g_{\Pi} \cdot (1 - q_o)) / (P_{\text{пит}\Sigma} \cdot (1 + m)) = 0.03697.$$

Годинна витрата палива, кг/год

$$G_{\Pi \text{ год}} = c_{\text{пит}} \cdot P = 5461.576.$$

Внутрішній ККД двигуна

$$\eta_e = ((1+m) \cdot P_{\text{пит}\Sigma^2}) / (2 \cdot g_{\text{п}} \cdot H_u \cdot (1-q_o)) = 0.39.$$

Результати газодинамічного розрахунку наведені в табл.2.3.

Проточна частина двигуна в масштабі 1:100 і зміна параметрів робочого процесу зображені на рисунок 2.1.

Таблиця.2.2 Результати газодинамічного розрахунку

Елементи ТРДД	Параметри елементів			Переріз	Параметри робочого тіла			Розміри перерізів		
	G , кг/с	n , об/хв	N , кВт		P^* , Па	T^* , К	C_a , м/с	$D_{зовн}$, мм	$D_{вт}$, мм	h , мм
Вентилят.	369,6	5238	19690	Вхід	100793	288	220	1750	940	405
				Вихід	171349	341	200	1663	1095	284
КНТ	69,5	5238	7200	Вхід	100793	288	200	1075	917	79
				Вихід	262588	391	180	995	869	63
КВТ	69,5	12223	33590	Вхід	259962	391	185	600	360	120
				Вихід	3426979	871	120	560	508	26
ТВТ	66,2	12223	33760	Вхід	3291270	1640	218	636	564	36
				Вихід	792644	1200,5	327	700	600	50
ТНТ	69,7	5238	27848	Вхід	765140	1200,5	352	737	603	67
				Вихід	169257	856	366	938	650	144
Сопло	449,5	-	-	Вихід	165343	437	335	1371	-	-

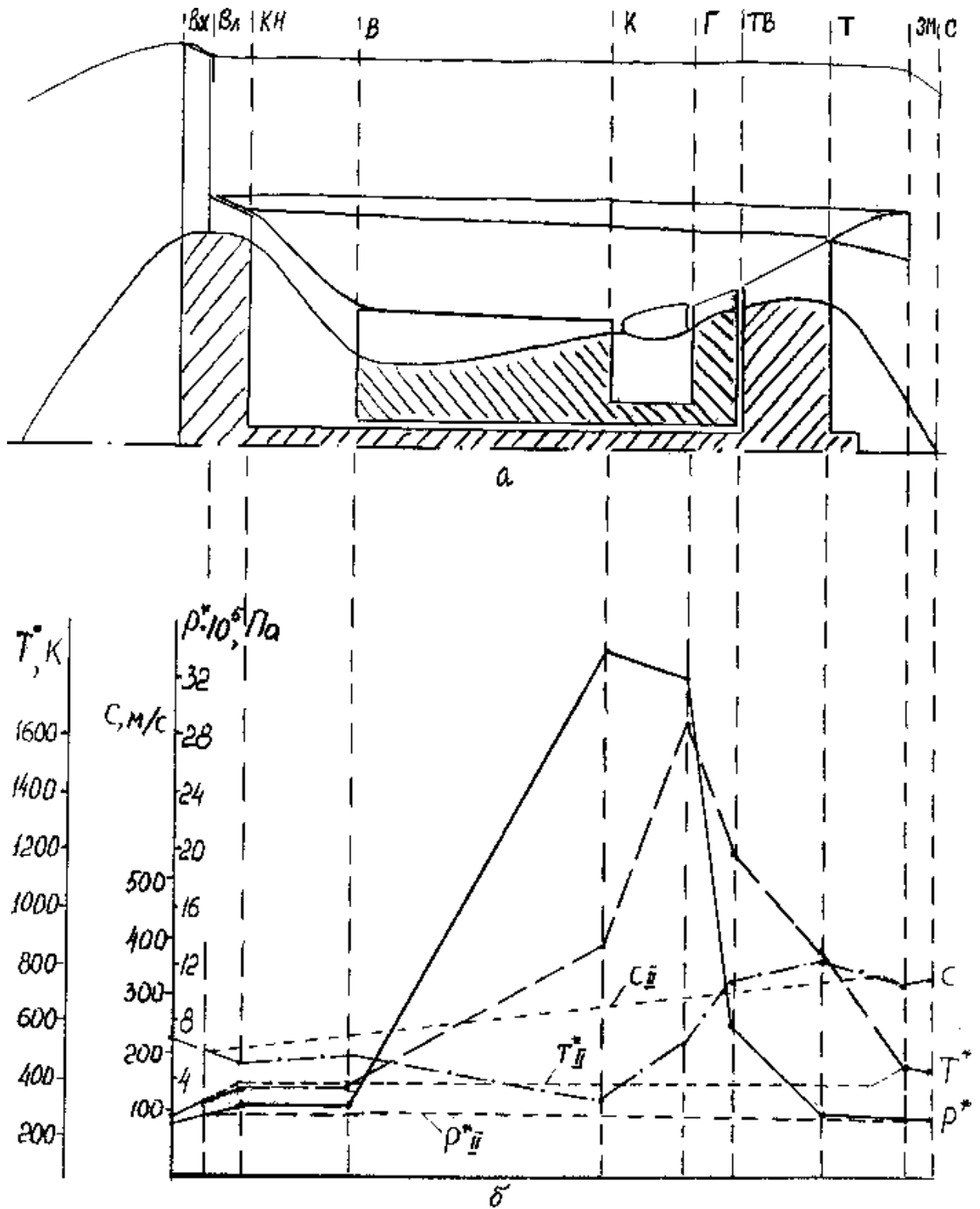


Рисунок 2.1 - Зміна параметрів газу вздовж проточної частини двигуна

2.3 Розрахунок експлуатаційних характеристик двигуна

Розрахунок швидкісної характеристики робимо для висоти $H=0$, $\bar{n} = 1$.

Розрахунок висотної характеристики робимо для $n^- = 1$, $M=0,9$.

Розрахунок дросельної характеристики робимо для $H=0$, $M=0$.

Розрахунок характеристик двигуна проводиться в такій послідовності:

1. З термогазодинамічного розрахунку двигуна виписуємо наступні розрахункові параметри:

$$m_p=5,32$$

$$\pi_{\text{вл } p}^*=1,7$$

$$q(\lambda_{\text{в}})_p=0,8092$$

$$\eta_{\text{кн } p}^*=0,88$$

$$\eta_{\text{кв } p}^*=0,858$$

$$\sigma_{\text{кз } p}=0,98$$

$$g_{\text{п } p}=0,023$$

$$\eta_{\text{тв } p}^*=0,89$$

$$\eta_{\text{тн } p}^*=0,91$$

$$T_{\text{зм } p}^*=437$$

$$\pi_{\text{сер}}=1,64$$

$$g_{\text{охол } p}=0,08$$

$$n_{\text{в } p}=12223$$

$$T_{\text{г } p}^*=1640$$

$$T_{\text{кн } p}^*=391$$

$$T_{\text{к } p}^*=871,4$$

$$F_{\text{сер}}=1,475$$

$$k_{\text{зм } p}=1,36$$

$$\sigma_{\text{вх } p}=0,995$$

$$\eta_{\text{вл } p}^*=0,89$$

$$\pi_{\text{кн } p}^*=2,605$$

$$\pi_{\text{кв } p}^*=13,2$$

$$q(\lambda_{\text{кв}})_p=0,7091$$

$$\eta_{\text{г } p}=0,99$$

$$\pi_{\text{тв } p}^*=4,152$$

$$\pi_{\text{тн } p}^*=4,521$$

$$P_{\text{зм } p}^*=165743,4$$

$$\sigma_{\text{зм } p}=0,985$$

$$\varphi_{\text{сер}}=0,985$$

$$g_{\text{от } p}=0,06$$

$$n_{\text{н } p}=5238,47$$

$$T_{\text{в } p}^*=391$$

$$T_{\text{вл } p}^*=341$$

$$F_{\text{в } p}=0,1817$$

$$F_{\text{кв } p}=0,04325$$

$$R_{\text{зм } p}=287,4$$

2. Відповідно до типу характеристики, що розраховується, будемо табл.1.4., у яку заносимо розрахункові висоти польоту H , числа $M_{\text{н}}$ польоту і частоти обертання n .

3. Визначаємо газодинамічні функції $\tau(\lambda_{\text{н}})$ і $\pi(\lambda_{\text{н}})$ для кожного обраного значення $M_{\text{н}}$ і заносимо їх у таблицю.

4. Температуру $T_{\text{н}}$ і тиск $P_{\text{н}}$ на висоті H визначаємо по таблицях МСА або за формулами:

$$T_{\text{н}}=288-6.5H; \quad P_{\text{н}}=101325(1-H/44.3)^{5.226}.$$

5. Повну температуру і тиск повітря на вході у вентилятор зовнішнього контуру й у КНТ внутрішнього контуру підраховуємо за формулами:

$$T_B^* = T_H(1 + M_H^2(k-1)/2); \quad P_B^* = \sigma_{\text{вх р}} P_H(1 + M_H^2(k-1)/2)^{k/(k-1)}.$$

6. Знаходимо відносні приведені частоти обертання ротора низького тиску:

$$\bar{n}_{\text{н пр}} = \bar{n}_H \sqrt{T_{\text{в р}}^* / T_B^*}.$$

7. Визначаємо відносні параметри вентилятора:

$$\bar{\pi}_{\text{вл}}^* = \bar{\pi}_{\text{кн}}^*; \quad \bar{\eta}_{\text{вл}}^* = \bar{\eta}_{\text{кн}}^*; \quad \bar{q}(\lambda_{\text{в}})$$

8. Підраховуємо параметри вентилятора і КНТ:

$$\pi_{\text{вл}}^* = \pi_{\text{вл р}}^* \pi_{\text{вл}}^*; \quad \eta_{\text{вл}}^* = \eta_{\text{вл р}}^* \eta_{\text{вл}}^*; \quad q(\lambda_{\text{в}}) = q(\lambda_{\text{в р}}) q(\lambda_{\text{в}});$$

$$\pi_{\text{кн}}^* = \pi_{\text{кн р}}^* \pi_{\text{кн}}^*; \quad \eta_{\text{кн}}^* = \eta_{\text{кн р}}^* \eta_{\text{кн}}^*.$$

9. Визначаємо параметри повітря за вентилятором у зовнішньому контурі:

$$P_{\text{вл}}^* = P_{\text{в}}^* \pi_{\text{вл}}^*; \quad T_{\text{вл}}^* = T_{\text{в}}^* \left(1 + \frac{\pi_{\text{вл}}^* k - 1}{\eta_{\text{вл}}^*}\right)$$

і за КНТ у внутрішньому контурі:

$$P_{\text{кн}}^* = P_{\text{в}}^* \pi_{\text{кн}}^*; \quad T_{\text{кн}}^* = T_{\text{в}}^* \left(1 + \frac{\pi_{\text{кн}}^* k - 1}{\eta_{\text{кн}}^*}\right).$$

10. Підраховуємо роботу вентилятора:

$$L_{\text{вл}} = R(T_{\text{вл}}^* - T_{\text{в}}^*)k/(k-1)$$

та роботу КНТ у внутрішньому контурі:

$$L_{\text{кн}} = R(T_{\text{кн}}^* - T_{\text{в}}^*)k/(k-1).$$

11. Знаходимо ступінь двоконтурності двигуна:

$$\text{- приймаємо } \pi_{\text{тв}}^* = \pi_{\text{тв р}}^* = \text{const}; \quad \eta_{\text{тв}}^* = \eta_{\text{тв р}}^* = \text{const}; \quad \pi_{\text{тн}}^* = \pi_{\text{тн р}}^* = \text{const};$$

$$\eta_{\text{тн}}^* = \eta_{\text{тн р}}^* = \text{const}; \quad g_{\text{п}} = g_{\text{п р}} = \text{const};$$

- підраховуємо повну температуру газу за турбіною високого тиску:

$$T_{TB}^* = \frac{m_p L_{ВН2} + L_{KH}}{\frac{k_r}{k_r - 1} R \eta_{твп}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{твп}^{k_r - 1}} \left[(1 + g_{пp}) (1 - g_{охолp} - g_{отp}) + g_{охолвp} \right] \right)}; \quad (2.1)$$

- знаходимо повну температуру газу перед турбіною:

$$T_{Г}^* = \frac{T_{TB}^*}{1 - \eta_{твп}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{твп}^{k_r - 1}} \right)}; \quad (2.2)$$

- підраховуємо роботу ТВТ:

$$L_{TB} = R_{Г} (T_{Г}^* - T_{TB}^*) k_r / (k_r - 1); \quad (2.3)$$

- знаходимо роботу КВТ:

$$L_{KB} = L_{TB} (1 + g_{пp}) (1 - g_{охолp} - g_{отp}); \quad (2.4)$$

- $\bar{\pi}_{KB}^*$, $\bar{\eta}_{KB}^*$, $\bar{q}(\lambda_{KB})$ знаходимо шляхом підбору за формулою

$$L_{KB} = R T_{KH}^* (\pi_{KB}^{*(k-1)/k} - 1) k / (k - 1) \eta_{KB}^* \quad (2.5)$$

з використанням обраної характеристики КВТ;

- підраховуємо витрату повітря через внутрішній контур:

$$G_1 = m \frac{P_{KH}^*}{\sqrt{T_{KH}^*}} F_{KHр} q(\lambda_{KB}), \quad (2.6)$$

де $m=0.404$, через двигун:

$$G = m \frac{P_B^*}{\sqrt{T_B^*}} F_{Bр} q(\lambda_B), \quad (2.7)$$

через зовнішній контур:

$$G_2 = G - G_1; \quad (2.8)$$

- знаходимо уточнене значення ступеня двоконтурності:

$$m' = G_2 / G_1; \quad (2.9)$$

- підставляємо значення m' у формулу (2.1) і робимо точні підрахунки за формулами (2.1)-(2.9);

- повторюємо такі ж розрахунки з використанням m'' , у результаті чого знаходимо нове значення ступеня двоконтурності m''' ;

- підраховуємо різниці ступенів двоконтурності:

$$\Delta m' = m' - m_p; \Delta m'' = m'' - m'; \Delta m''' = m''' - m'';$$

- будемо залежність $\Delta m = m(f)$ і знаходимо шукане значення ступеня двоконтурності m_u ;

- підставляємо значення m_u у формулу (2.1) і робимо остаточні обчислення за формулами (2.1) – (2.8);

- підраховуємо n за формулами:

$$\bar{n}_B^* = \bar{n}_{Bпр} \sqrt{\frac{T_{KH}^*}{T_{KHр}^*}}; \quad n = n_{Bпр} \bar{n}_B^* .$$

12. Знаходимо параметри повітря за КВТ:

$$P_K^* = P_{KH}^* \pi_{KB}^*; \quad T_K^* = T_{KH}^* (1 + (\pi_{KB}^{*(k-1)/k} - 1) / \eta_{KB}^*).$$

13. Підраховуємо умовну теплоємність робочого тіла в камері згоряння:

$$c_{K3} = 848 + 0.208(T_{\Gamma}^* + 0.48T_K^*).$$

Відносна витрата палива

$$g_{\Pi} = c_{K3}(T_{\Gamma}^* - T_K^*) / \eta_{\Gammaр},$$

$$\text{де } H_u = 4.3 \cdot 10^7 \text{ Дж/кг.}$$

14. Підраховуємо повні параметри газу за турбіною:

$$P_{\Gamma}^* = P_K^* \sigma_{K3р} / \pi_{TBр}^* \pi_{THр}^*;$$

$$T_{\Gamma}^* = T_{TB}^* (1 - \eta_{THр}^* (1 - 1 / \pi_{THр}^{*(k\Gamma-1)/k\Gamma})).$$

15. Підраховуємо параметри суміші повітря і газу:

- теплоємність суміші:

$$c_{p3M} = \frac{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} + m \frac{k}{k-1} R}{1+m};$$

- повну температуру суміші:

$$T_{3M}^* = \frac{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* + m \frac{k}{k-1} R T_{BЛ}^*}{c_{p3M}(1+m)};$$

- показник адіабати суміші $k_{3M} = k_{3Mр}$;

- повний тиск суміші:

$$P_{3M}^* = (P_{\Gamma}^* + m P_{\text{ВЛ}}^*) \sigma_{3M p} / (1+m).$$

16. Знаходимо наявний перепад тиску в реактивному соплі:

$$\pi_c = P_{3M}^* \sigma_{\text{сер}} / P_H;$$

Критичний перепад тиску:

$$\pi_{\text{кр}} = ((k_{3M} + 1)/2)^{k_{3M}/k_{3M}-1}.$$

17. Підраховуємо параметри потоку суміші на виході із сопла двигуна.

Якщо $\pi_c \geq \pi_{\text{кр}}$, то швидкість суміші на виході із сопла

$$C_c = \sqrt{\frac{2k_{3M}}{k_{3M} + 1} R_{3M} T_{3M}^*},$$

де $R_{3M} = R_{3M p}$;

тиск:

$$P_c = P_{3M}^* \sigma_{\text{сер}} / \pi_{\text{кр}}.$$

Якщо $\pi_c < \pi_{\text{кр}}$, то

$$C_c = \sqrt{\frac{2k_{3M}}{k_{3M} + 1} R_{3M} T_{3M}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{k_{3M}}} \right)}, \quad P_c = P_H.$$

18. Знаходимо швидкість польоту:

$$V = M_H \sqrt{k R T_H};$$

тягу двигуна:

$$P = G(C_c - V) + F_{\text{сер}}(P_c - P_H);$$

витрату палива:

$$G_{\text{п}} = 3600 G_1 (1 - g_{\text{охол р}} - g_{\text{от р}}) g_{\text{п}};$$

питому витрату палива:

$$c_{\text{пит}} = G_{\text{п}} / P.$$

19. Усі розрахунки зводимо в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3 Експлуатаційні характеристики проектного двигуна

Параметр	Дросельна				Швидкісна			Висотна		
	$H=0, M=0$				$H=0, \bar{n}=1$			$\bar{n}=1, M=0,9$		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
\bar{n}, M, H	0,7	0,85	1	1,05	0,3	0,6	0,9	3000	6000	11000
P_H	101325	101325	101325	101325	101325	101325	101325	70125	47213	22690
T_H	288	288	288	288	288	288	288	268,6	249,1	216,6
$\tau(\lambda_H)$	1	1	1	1	0,985	0,945	0,87	0,87	0,87	0,87
$\pi(\lambda_H)$	1	1	1	1	0,935	0,81	0,61	0,61	0,61	0,61
T_B^*	288	288	288	288	292,38	304,76	331,03	308,73	286,3	248,9
P_B^*	100300	100300	100300	100300	107272,7	123827,1	164426,2	114959,0	77398,4	37196,7
$\bar{n}_{H пр}$	0,7	0,85	1	1,05	0,992	0,972	0,933	0,966	1,003	1,075
$\bar{\pi}_{ВЛ}^* = \bar{\pi}_{KH}^*$	0,8	0,91	1	1,03	0,995	0,98	0,95	0,98	1,001	1,03
$\bar{\eta}_{ВЛ} = \bar{\eta}_{KH}$	1,02	1,03	1	0,96	1,005	1,01	1,02	1,01	0,99	0,94
$\bar{q}(\lambda_B)$	0,72	0,875	1	1,05	0,993	0,975	0,94	0,98	1,0015	1,07
$\pi_{ВЛ}^*$	1,36	1,55	1,7	1,73	1,645	1,62	1,567	1,667	1,701	1,702
$\eta_{ВЛ}^*$	0,908	0,905	0,89	0,855	0,896	0,899	0,908	0,899	0,881	0,827
$q(\lambda_{ВЛ})$	0,5826	0,7462	0,8092	0,8961	0,843	0,827	0,798	0,832	0,85	0,91

Продовження таблиці 2.3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
τ_{KH}^*	2,084	2,47	2,605	2,67	2,615	2,56	2,49	2,56	2,608	2,67
η_{KH}^*	0,898	0,907	0,88	0,844	0,888	0,92	0,90	0,90	0,87	0,83
$P_{ВЛ}^*$	136408	156450	171349	176510	181927	206594,9	263655,8	191888,7	133784,7	68118,5
$T_{ВЛ}^*$	317,2	330,4	341	347,5	346,4	359,8	386,1	364,4	339,8	303,8
P_{KH}^*	209025,2	239651	262588	270735	285415	305517	406603	279854	204362	101131,9
T_{KH}^*	363,8	376,8	391	398,4	402,1	410,3	439,5	435,5	390,8	347,4
$L_{ВЛ}$	29362,1	39604,9	45697,4	50793,8	45084,3	45506,4	45835,5	45958,5	46024,1	46124,1
L_{KH}	75369,9	89214,6	103549,8	11211,7	11043,5	105021,2	105966,4	106257,6	104036,1	98949,8
$T_{ТВ}^*$	685,7	1002,9	1200,5	1318,4	1205,3	1208,7	1219,4	1213,8	1217,3	1201,8
$L_{ТВ}$	292967,7	404617,3	510125,9	565047,2	512095,3	513952,5	518963,6	520396,8	513604,2	510369,1
L_{KB}	278905,4	386877,4	483120,4	541864,9	501083,4	502784,1	504578,3	506473,7	503599,5	488651,3
k	0,83	1,11	1,34	1,45	1,33	1,29	1,22	1,29	1,36	1,52
$\bar{\eta}$	0,6	0,84	1	1,05	0,99	0,98	0,965	0,98	1,005	1,03
G_I	43,6	68,38	87,7	93,9	91,62	101,36	124,3	95,5	69,2	37,02
G	363,2	441,15	504,8	529,7	532,3	589,9	725,5	547,6	391,1	208,3
G_{II}	319,6	372,77	417,06	435,8	440,7	488,6	601,2	452,1	323,3	180,2
m'	7,3	5,45	4,76	4,64	4,81	4,82	4,84	4,73	4,65	4,63
$T_{ТВ}^*$	885,1	998,4	1121,1	1230,5	1150,7	1155,4	1169,4	1154,4	1133,8	1114,5

Продовження таблиці 2.3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
T_{Γ}^*	1240	1399,4	1572,2	1724,7	1612,9	1619,5	1639,1	1618,1	1589,2	1562,2
$L_{\Gamma B}$	411942,11	465451,6	522907,6	573631,4	536478,5	538742,6	545193,6	538232,6	528589,4	519706,7
L_{KB}	392216,9	443164,2	497869	546163,98	515328,7	517503,6	519087,9	517013,6	507750,6	499218,1
k	1,11	1,205	1,307	1,406	1,33	1,295	1,21	1,27	1,336	1,48
\bar{q}	0,76	0,79	0,997	1,03	0,995	0,980	0,92	0,96	1,005	1,035
G_I	55,2	64,31	86,8	92,11	91,5	101,36	118,4	93,5	68,1	36,89
G	363,26	441,15	504,8	529,7	532	590	725,5	547,6	391,1	208,3
G_{II}	308,06	376,84	418	437,6	440,26	488,6	607,1	454,1	323	171,4
m''	5,58	5,86	4,8	4,75	4,81	4,82	5,12	4,85	4,74	4,64
T_{TB}^*	727,7	1053,5	1146	1251,7	1150,7	1155,4	1218,2	1140,3	1149,7	1116,3
T_{Γ}^*	1019,9	1476,6	1606,3	1754,4	1612,9	1619,5	1707,5	1598,3	1611,5	1564,7
$L_{\Gamma B}$	339164,5	491103,7	534282,8	583497,6	536478,5	538742,6	567943,8	531638,4	535996,2	520496,6
L_{KB}	322924,15	467588	508699,5	555557,8	515328,7	517603,6	540748,7	510679,4	514865,4	499976,8
k	0,913	1,27	1,335	1,43	1,33	1,295	1,25	1,26	1,51	1,48
\bar{q}	0,66	0,96	0,995	1,03	0,995	0,98	0,95	0,955	1,06	1,05
G_I	47,9	78,16	87,2	92,1	91,5	101,36	122,3	93	71,2	37,42
G	363,26	441,15	504,8	529,7	532	590	725,5	547,6	391,1	208,3
G_{II}	315,4	363	417,2	437,6	440,26	488,6	603,2	454,6	319,9	170,88

Продовження таблиці 2.3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
m'''	6,58	4,65	4,79	4,75	4,81	4,82	4,93	4,88	4,49	4,56
m_u	6,5	5,5	4,79	4,75	4,81	4,82	4,88	4,81	4,7	4,62
T_{TB}^*	811,9	1005,1	1142,5	1251,8	1150,7	1155,4	1176,4	1168,7	1142,6	1112,8
T_{Γ}^*	1138	1408,8	1601,4	1754,6	1612,9	1619,5	1648,8	1637,9	1601,6	1559,8
L_{TB}	378513,2	468585,6	532657,7	583613,7	536478,5	538742,6	548327,6	544594,4	532743,3	518800,9
L_{KB}	360388,7	446148,1	507152,5	555668,3	515328,7	517503,6	522071,8	523124,7	511740,7	498348,2
k	1,019	1,21	1,33	1,43	1,32	1,295	1,22	1,29	1,35	1,48
\bar{q}	0,77	0,9	0,995	1,03	0,99	0,98	0,96	0,98	1	1,04
G_I	55,88	73,27	87,02	92,1	91,5	101,36	123,6	95,5	67,76	37,12
G	363,26	441,15	504,8	529,7	532	590	725	547,6	391,1	208,3
G_{II}	307,4	367,9	417,6	437,6	440,26	488,6	601,9	452,1	323,24	170,88
$\bar{n}_{B\text{ пр}}$	0,895	0,95	0,995	1,025	0,99	0,98	0,97	0,983	1	1,04
\bar{n}_B^*	0,862	0,933	0,995	1,03	1,003	1,004	1,029	1,015	0,997	0,978
n_B	8437,28	8132,21	9739,1	10081,7	9817,4	9827,2	10071,9	9934,8	9758,7	9572,7
π_{KB}^*	8,78	11,4	13,4	13,98	13,3	13,03	12,9	13,17	13,51	14,18
η_{KB}^*	0,836	0,828	0,815	0,803	0,824	0,826	0,828	0,824	0,82	0,803
P_K^*	1673204,6	2481221,4	3198767,6	3435375,3	3381342,7	3759377,8	4793681,2	3527643,7	2490742,7	1292250,3
T_K^*	713,6	809,5	890,03	927,6	906	917,9	980,95	840,07	796,19	724,2

Закінчення таблиці 2.3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$c_{p c}$	1155,9	1221,8	1269,95	1305,56	1273,9	1277,6	1288,8	1272,5	1260,6	1244,7
$g_{п}$	0,0115	0,0172	0,02346	0,0253	0,0212	0,0219	0,02022	0,0211	0,0196	0,0192
P_{T}^*	93447,6	138574,9	169256,75	191864	188846,3	209959,4	267724,7	207386,5	146428,1	75970,1
T_{T}^*	602,3	745,2	855,64	928,1	857,2	863,7	872,2	866,5	847,2	825,1
$c_{p зм}$	1025,9	1029,1	1032,1	1032,2	1031,96	1031,92	1031,65	1031,96	1032,5	1032,9
$T_{зм}^*$	358,13	399,9	437,05	458,65	443,9	453,23	475,9	458,4	438,5	405,23
$P_{зм}^*$	124658,8	148623,1	165610,6	174223,7	174587,8	208552,7	245632,4	189588,8	131055,5	64536,2
π_{c}^*	1,23	1,46	1,63	1,72	1,72	1,95	2,4	2,7	2,77	2,84
$\pi_{кр}^*$	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885	1,885
P_c	101325	101325	101325	101325	101325	101325	101325	101325	101325	101325
C_c	199,6	281,75	335	364,56	368	388,4	397,95	390,6	382	367,2
V	0	0	0	0	102	204	306	306	306	306
P	56772,48	87967,78	147845	157307,08	124929,03	100830,2 9	84419,5	110144,53	86193,64	71261,29
$c_{пит}$	0,04587	0,03498	0,0369	0,03804	0,041815	0,043815	0,04772	0,03572	0,03266	0,02982
$G_{T год}$	2604,15	3071,83	5461	5983,96	5223,91	4417,88	4028,5	3934,36	2815,08	2125,01
\bar{p}	0,384	0,595	1	1,064	0,845	0,682	0,571	0,745	0,583	0,482
$\bar{c}_{пит}$	1,243	0,948	1	1,031	1,1332	1,1874	1,2933	0,968	0,885	0,808

За результатами розрахунку будемо експлуатаційні характеристики двигуна (рисунок 2.2).

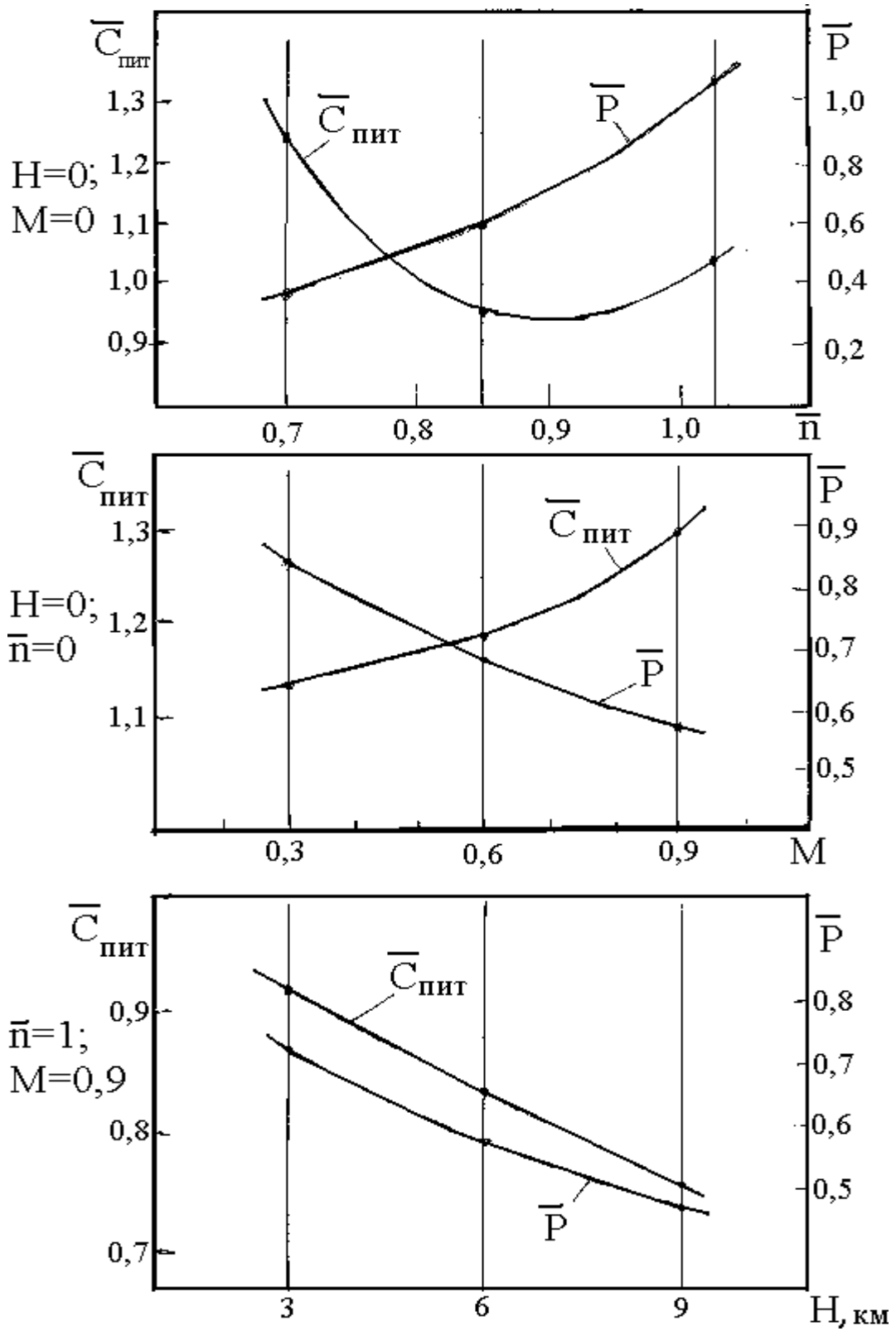


Рисунок 2.2 - Експлуатаційні характеристики двигуна

2.4 Розрахунки на міцність основних елементів ТРДД

2.4.1 Розрахунок на міцність робочої лопатки першого ступеня ТВТ

На робочу лопатку турбіни при роботі двигуна діють статичні, динамічні і температурні навантаження. Динамічні і температурні навантаження через складність їхнього аналітичного визначення не розраховуються, а задаються по статистичним експериментальним даним або враховуються при виборі коефіцієнта запасу міцності [2].

До статичних навантажень, що діють на лопатки, відносяться відцентрові сили мас лопаток, що виникають при обертанні ротора, і газові сили, що виникають при обтіканні профілю газом, які є наслідком різниці тиску газу перед і за лопаткою [2].

Відцентрові сили викликають деформації розтягнення, згину і кручення, а газові – деформації згину і кручення.

Напруження розтягнення є найбільш істотними в робочих лопатках турбіни, а напруження згину значно менші і складають, приблизно, 20 – 30 % від напружень розтягнення [6].

Дана методика дозволяє виконати розрахунок на міцність робочої лопатки турбіни ГТД у кореновому перерізі при статичному навантаженні відцентровими силами мас пера і бандажної полиці і газовими силами. Інші види навантажень не враховуються через їхні незначні величини. Максимальні напруження знаходимо підсумовуванням напружень розтягнення і згину в трьох точках – А, В та С, найбільш віддалених від головних центральних осей інерції перерізу лопатки [2].

Розрахунок закінчується визначенням довговічності лопатки за допомогою коефіцієнта запасу тривалої міцності.

Розрахунок робочої лопатки турбіни ГТД на міцність включає:

– визначення необхідних для профілювання кореневого перерізу лопатки параметрів газового потоку;

- побудову профілю кореневого перерізу лопатки і визначення його геометричних характеристик;
- визначення напружень розтягнення від відцентрових сил у кореновому перерізі лопатки;
- визначення напружень згину від газових сил у характерних точках кореневого перерізу лопатки;
- визначення сумарних напружень у трьох точках профілю кореневого перерізу;
- визначення коефіцієнтів запасу тривалої міцності в трьох характерних точках кореневого перерізу лопатки;
- висновки про міцність лопатки.

Газодинамічний розрахунок ступеня

Вихідні дані для розрахунку.

Температура газу перед турбіною, К:

$$T_T^* = 1640.$$

Тиск і температура газу на вході в РК:

$$P_0^* = 3291270 \text{ Па}, T_0^* = 1640 \text{ К}.$$

Робота ступеня ТВТ:

$$L_{ст} = 268487 \text{ Дж/кг}.$$

Окружна швидкість на середньому діаметрі:

$$U_{т\text{ сеп}} = 400 \text{ м/с}.$$

Швидкість газу на вході в РК:

$$C_1 = 705,76 \text{ м/с}.$$

Кут входу потоку газу в РК на середньому радіусі: $\alpha_1 = 18^\circ$.

Діаметри РК:

$$D_{1вт} = 0,564 \text{ м}; D_{1сеп} = 0,6 \text{ м}; D_{1к} = 0,636 \text{ м}.$$

$$C_{1u} = C_1 \cos \alpha_1 = 705,76 \cdot \cos 18^\circ = 671 \text{ м/с}; C_{1a} = C_1 \sin \alpha_1 = 705,76 \cdot \sin 18^\circ = 218,1 \text{ м/с}.$$

Параметри газу на виході з РК:

$$T_2^* = T_0^* - (k_T - 1)L_{ст}/k_T R_T = 1640 - (1,33 - 1) \cdot 268487 / (1,33 \cdot 288) = 1408,7 \text{ К};$$

$$P_{20}^* = P_0^* [1 - (T_0^* - T_2^*) / (T_0^* \eta_{ст}^*)]^{k\Gamma / (k\Gamma - 1)} = 3291270 \cdot [1 - (1640 - 1408,7) / (1640 \cdot 0,88)]^{1,33 / (1,33 - 1)} = 1642007,7 \text{ Па};$$

$$C_{2a} = C_{1a} + \Delta C_a; \Delta C_a = 20 \dots 80 \text{ м/с}; C_{2a} = 218,1 + 32 = 250 \text{ м/с};$$

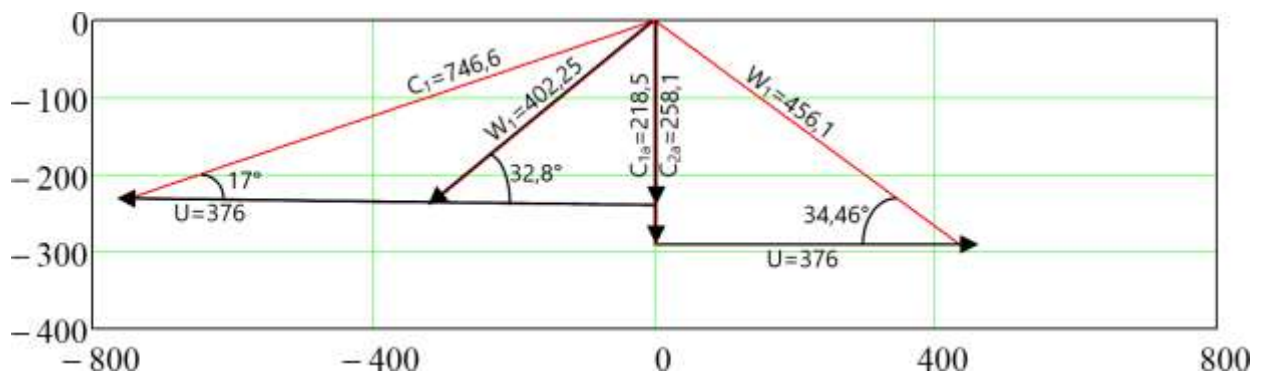
$$\lambda_{c_{2a}} = 250 / (18,15 \cdot \sqrt{1408,7}) = 0,367; q(\lambda_{c_{2a}}) = 0,5545.$$

Розрахунок робимо для втулкового, середнього і кінцевого перерізів лопатки. Результати зводимо в таблиці 2.4 і за результатами розрахунку будуємо плани швидкостей (рисунок 2.3).

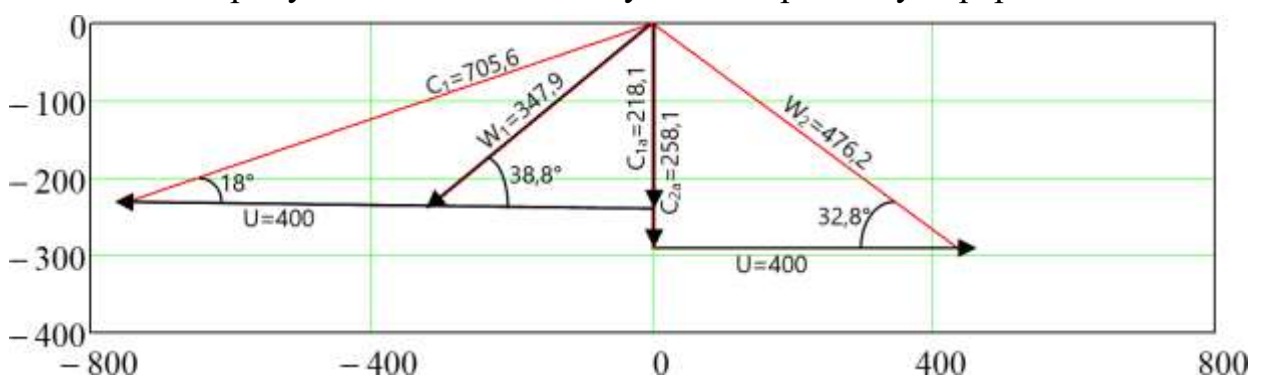
Таблиця 2.4 Результати газодинамічного розрахунку ступеня РК ТВТ

№ п/п	Розрахункова формула	Од. вим.	Розрахункові перерізи		
			кореневий	середній	кінцевий
1	2	3	4	5	6
1	D	м	0,564	0,6	0,636
2	$U = U_{T \text{ сеп}} D / D_{\text{сеп}}$	м/с	376	400	424
3	$\mu = L_{ст} / U^2$		1,9	1,68	1,49
4	$\Delta W_u = L_{ст} / U$	м/с	714	671	633
5	$C_{1a} = C_{1a \text{ сеп}} = \text{const}$	м/с	218,1	218,1	218,1
6	$C_{1u} = C_{1u \text{ сеп}} = \text{const}$	м/с	714	671	633
7	$C_1 = \sqrt{C_{1a}^2 + C_{1u}^2}$	м/с	746,6	705,6	669,54
8	$\lambda_{c_1} = C_1 / 18,15 \sqrt{T_0^*}$		1,02	0,96	0,9113
9	$\alpha_1 = \arctg(C_{1a} / C_{1u})$	град.	17	18	19
10	$W_{1u} = C_{1u} - U$	м/с	338	271	209
11	$W_1 = \sqrt{C_{1a}^2 + W_{1u}^2}$	м/с	402,2	347,9	302,1
12	$T_{w1}^* = T_0^* - (C_1^2 - W_1^2) / 2321$	К	1469,6	1457,0	1486,2
13	$\lambda_{W1} = W_1 / 18,15 \sqrt{T_{w1}^*}$		0,5818	0,5022	0,4357
14	$\beta_1 = \arctg(C_{1a} / W_{1u})$	град.	32,8	38,8	46,2
15	$C_{2a} = \text{const}$	м/с	258,1	258,1	258,1
16	$C_{2u} = C_{1u} - L_{ст} / u$	м/с	0	0	0
17	$C_2 = \sqrt{C_{2a}^2 + C_{2u}^2}$	м/с	258,1	258,1	258,1

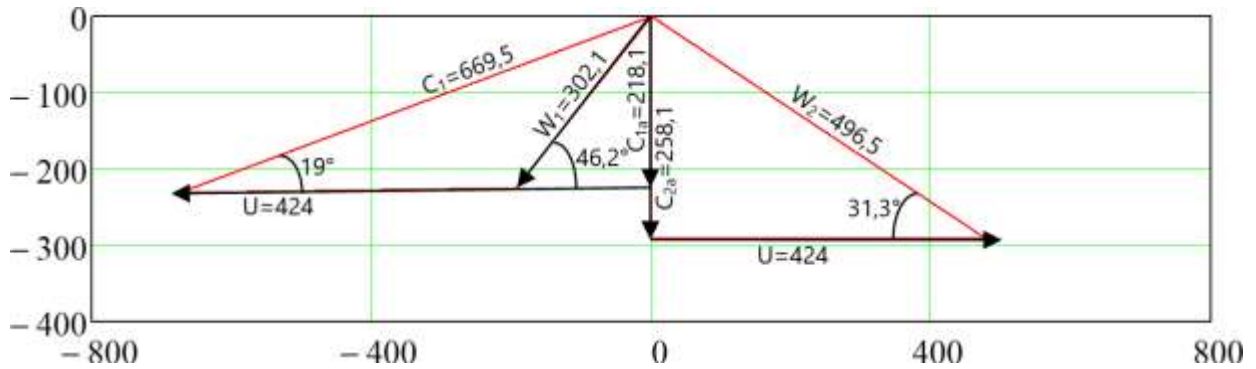
18	$\alpha_2 = \arctg(C_{2a}/C_{2u})$	град.	90	90	90
19	$\Lambda_{C_2} = C_2 / 18.15 \sqrt{f_{2*}}$		0,3789	0,3789	0,3789
20	$W_{2u} = L_{CT}/u - W_{1u}$	м/с	376,1	393,4	424,2
21	$W_2 = \sqrt{C_{2a}^2 + W_{2u}^2}$	м/с	456,1	476,2	496,5
22	$T_{w2}^* = T_2^* - (C_2^2 - W_2^2) / 2321$	К	1347,8	1339,7	1437,2
23	$\Lambda_{W_2} = W_2 / 18.15 \sqrt{f_{W_2^*}}$		0,6845	0,7168	0,7216
24	$\beta_2 = \arctg(C_{2a}/W_{2u})$	град.	34,5	32,8	31,3
25	$\rho_K = 1 - C_{1u} / U + \Delta W_u / 2U$		0,0507	0,1615	0,2535
26	$L_{CT} = 0.5(C_1^2 - C_2^2 + W_2^2 - W_1^2)$	Дж/кг	268509,1	276684,5	268461,1
27	$\Delta L_{CT} = 100(L_p - L_{CT}) / L_p$	%	0,008	3,05	0,01



Трикутник швидкостей ступені в корневому перерізі



Трикутник швидкостей ступені в середньому перерізі



Трикутник швидкостей ступені в кінцевому перерізі

Рисунок 2.3 - Плани швидкостей в РК ТВТ

2.4.2.2 Профілювання лопатки в кореновому перерізі

За результатами розрахунків проводимо профілювання лопатки в кореновому перерізі.

Побудова профілю кореневого перерізу робочої лопатки турбіни виконується в такій послідовності. На міліметровому папері формату А4 проводимо відрізок прямої АА (рисунок 2.4). Приймаючи умовно цей відрізок як фронт решітки, будуємо трикутник швидкостей даного перерізу (масштаб 1см=50м/с)

Під трикутником швидкостей проводимо дві паралельні прямі ВВ і СС на відстані, рівній осьовій ширині лопатки l (при побудові профілю кореневого перерізу використовуємо масштаб 1:2). Потім проводимо лінію DD, паралельну напрямку середньгеометричної швидкості газового потоку $W_{сер}$. Через точку перетину прямої ВВ із січною DD (точка E) проводимо лінію, паралельну вектору відносної швидкості газового потоку $W_{1вт}$. Через точку перетину прямої СС із січною DD (точка F) проводимо іншу лінію, паралельну вектору відносної швидкості газового потоку $W_{2вт}$. Із точки перетину цих ліній, тобто з точки G як з вершини кута EGF, проводимо бісектрису. Далі обраним радіусом вихідної кромки $r_{вих.}=0,5...1$ мм проводимо коло таким чином, щоб центр цього кола розташовувався на прямій GF, а саме коло торкалося лінії СС. Через центр цього кола проводимо перпендикуляр до лінії GF. Точка перетину цього перпендикуляра з бісектрисою кута EGF, тобто

точкою O , є центром, щодо якого радіусом R (від точки O зі спряганням з колом радіусом вихідної кромки) проводимо дугу, що окреслює увігнуту сторону майбутнього профілю – коритце лопатки. Біля кромки набігання газового потоку на робочу лопатку проводимо коло радіусом $r_{вх.}=1...3$ мм, яке спрягається з дугою радіусом R і торкається лінії $ВВ$. Потім задаємося кутом атаки профілю i . Для робочих лопаток турбіни кут атаки i приймають рівним $-5...-100$.

Під кутом $\beta_{1вт} - i$ до лінії $ВВ$ проводимо дотичну ff до кола з радіусом вихідної кромки $r_{вх}$.

Вибираємо кут загострення вихідної кромки ω , рівний $4...8$ о. Під кутом $\beta_{2вт}$ до лінії $СС$ проводимо дотичну mm до кола з радіусом вихідної кромки $r_{вих}$ до перетинання з дотичної ff у точці H . Відрізки дотичних ff і mm від точок перетинання дотичної mm з лінією $ВВ$, а дотичної ff з лінією $СС$ до точки їхнього перетинання (H), тобто ділянки EH і FH , рівномірно розбиваємо на однакову кількість частин ($8...10$). Отримані частини нумеруємо в такому порядку, як показано на рис. 2.4. З'єднуємо послідовно точки, позначені однаковими цифрами. Крива, що огинає проведені прямі, є параболою. Вона окреслює опуклу сторону майбутнього профілю – спинку лопатки. Часто спинка лопатки може окреслюватися не параболою, а лемніскатою.

Для визначення центра ваги перерізу лопатки вирізуємо макет профілю з щільного паперу чи картону. Знаходимо центр ваги перерізу лопатки методом підвіски макета профілю. Для цього макет шарнірно підвішуємо послідовно в трьох точках за допомогою тонкої голки. При кожному підвішуванні на макеті креслимо вертикальні лінії, для чого використовують висок на тонкій нитці. Центр ваги перерізу знаходиться в точці перетинання ліній від виска. Через центр ваги перерізу проводимо головні центральні осі інерції ξ і η . Вісь ξ проходить паралельно хорді, а вісь η – перпендикулярно їй. Далі визначаємо кут β між осями η і x (вісь x паралельна осі двигуна і

спрямована у бік руху газу, а вісь у перпендикулярна осі x і спрямована у бік обертання ротора двигуна).

Головні центральні осі інерції ξ , η і центральні осі x , y наносимо на креслення перерізу лопатки, виконаному на міліметровому папері.

На побудований профіль наносимо точки А, В, С, максимально віддалені від осі ξ (див. рисунок 2.4), і визначаємо їхні координати щодо головних центральних осей інерції. Дані заносимо в таблиці 2.5.

2.4.2.3 Визначення вихідних даних

Статична температура газу на вході в РК ТВТ, К:

$$T_{1r} = T_r^* - C_{1r}^2 / (2c_{pr}) = 1640 - 746,6^2 / (2 \cdot 1150) = 1399,87.$$

Статичний тиск газу на вході в РК ТВТ, Па:

$$P_{1r} = P_r^* (T_{1r} / T_r^*)^{k_r / (k_r - 1)} = 3291270 (1399,87 / 1640)^{1,33 / (1,33 - 1)} = 1886350.$$

Густина газу на вході в РК ТВТ, $\text{кг}/\text{м}^3$:

$$\rho_{1r} = P_{1r} / R_r \cdot T_{1r} = 1886350 / 288 \cdot 1399,87 = 4,6788.$$

Статична температура газу на виході з РК ТВТ, К:

$$T_{2r} = T_r^* - C_{2r}^2 / (2c_{pr}) = 1408,7 - 258,1^2 / (2 \cdot 1150) = 1381,8.$$

Статичний тиск газу на виході з РК ТВТ, Па:

$$P_{2r} = P_r^* (T_{2r} / T_r^*)^{k_r / (k_r - 1)} = 1642007,7 (1381,8 / 1408,7)^{1,33 / (1,33 - 1)} = 1536768.$$

Температура в кореновому перерізі робочої лопатки ТВТ, $^{\circ}\text{C}$:

$$T_{\text{л}} = \frac{T_{1r} + T_{2r}}{2} - 423 = \frac{1399,9 + 1381,8}{2} - 423 = 917,9.$$

Осьова довжина профілю робочої лопатки ТВТ у кореновому перерізі, м:

$$l = 0,92 + h^{0,018} = 0,92 + 0,36^{0,018} = 0,01789.$$

Крок решітки робочих лопаток ТВТ, м:

$$t' = 1,1l = 1,1 \cdot 0,01789 = 0,01968.$$

Число робочих лопаток ТВТ (округляють до найближчого, бажано простого, числа), шт.:

$$z = \frac{\pi D_{\text{серт}}}{t'} = 3,14 \cdot 0,6 / 0,01968 = 96,56 \approx 97.$$

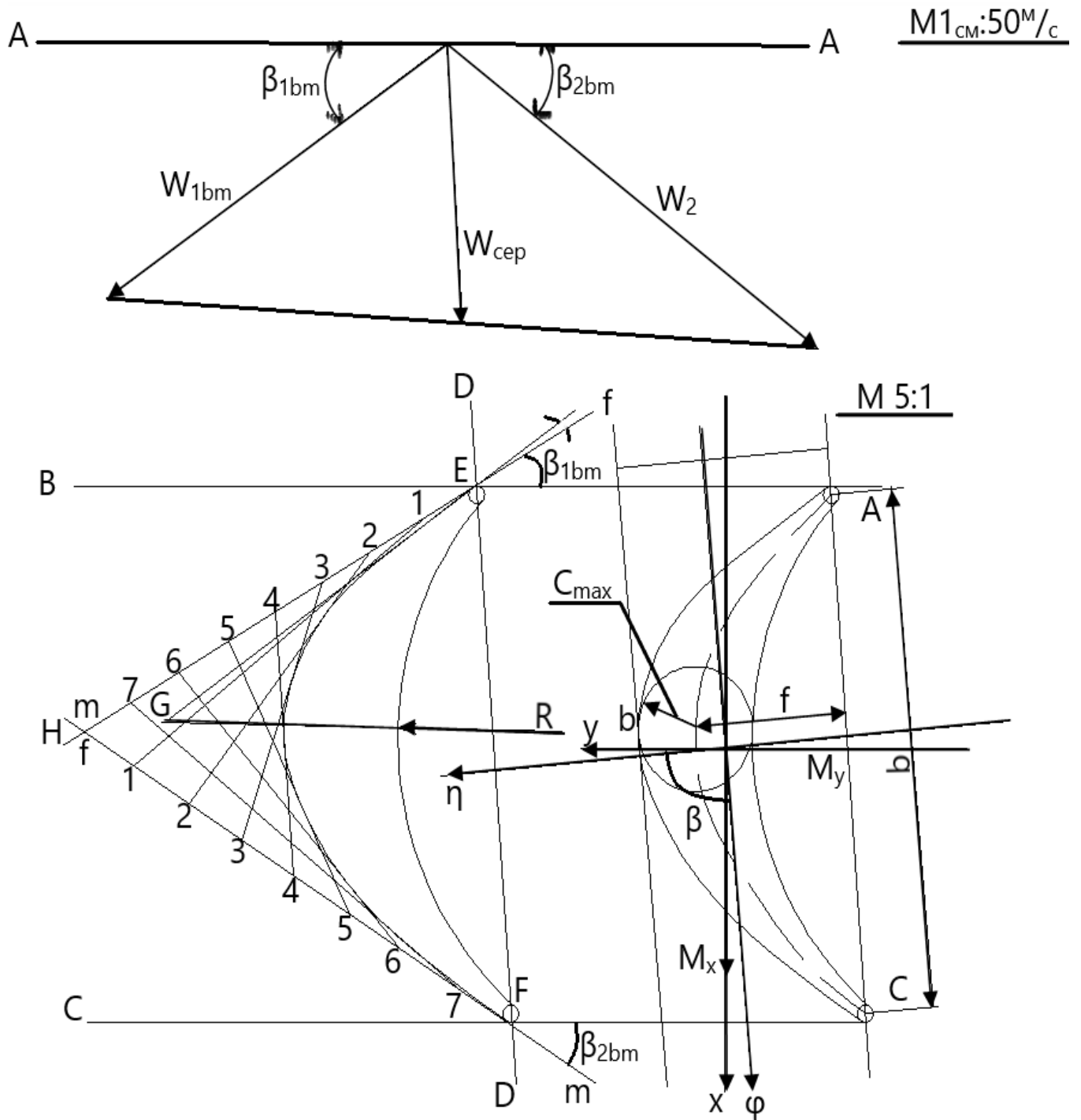


Рисунок 2.4 - Побудова профілю кореневого перерізу
робочої лопатки турбіни

2.4.2.3 Визначення напружень розтягнення від відцентрових сил

На побудованому профілі наносимо точки А, В, С, максимально віддалені від осі ξ (див. рис. 2.4, і визначаємо їхні координати щодо головних центральних осей інерції. Дані заносимо в табл. 2.6.

Таблиця 2.5 Координати характерних точок перерізу профілю, м

A	B	C
-0,0067	-0,0006	0,0092
-0,0048	0,0046	-0,0048

Моменти інерції J_ξ і J_η перерізу щодо головних центральних осей ξ і η визначаємо по наближеним формулам, м⁴:

$$J_\xi = 0,041bc_{\max}(c_{\max}^2 + f^2)$$

$$= 0,041 \cdot 0,0172 \cdot 0,0062(0,00622 + 0,00622) = 3,36148 \cdot 10^{-10}; \quad J_\eta = 0,038b^3c_{\max}$$

$$= 0,038 \cdot 0,01723 \cdot 0,062 = 1,1988 \cdot 10^{-9},$$

де $b=0,0172$ м – хорда профілю (відрізок прямої, що з'єднує точки перетину середньої лінії і контуру профілю); $c_{\max}=0,0062$ м – максимальна товщина профілю; $f=0,0062$ м – максимальний прогин середньої лінії профілю (найбільша ордината середньої лінії профілю, розташована на відстані 40...45 % по хорді від вхідної кромки). Лінійні розміри хорди, максимальної товщини і прогину профілю визначені по кресленню (рис. 2.3.).

Густина газу на виході з РК ТВТ, кг/м³

$$\rho_{2r} = P_{2r} \cdot 10^6 / R_r \cdot T_{2r} = 1,536768 \cdot 10^6 / 288 \cdot 1381,8 = 3,8616.$$

Площа перерізу проточної частини на виході з РК ТВТ (приймаємо

$$G_r = G_{п1}), \text{ м}^2:$$

$$F_{2r} = G_r / (\rho_{2r} \cdot C_{2r}) = 69,5 / (3,8616 \cdot 258,1) = 0,0697.$$

Зовнішній діаметр РК ТВТ на виході, м:

$$D_{2r} = (F_{2r} + \pi D_{\text{сер } r}^2) / \pi D_{\text{сер } r} = (0,0697 + 3,14 \cdot 0,6^2) / 3,14 \cdot 0,6 = 0,637.$$

Напруження розтягнення в кореневому перерізі від відцентрових сил

обертової маси пера лопатки, МПа

$$\sigma_p = 4\rho_l U_{сер.м}^2 \frac{h}{D+d} \left[1 - \frac{2(1-F)}{(1+m)(2+m)} \left(1 + \frac{mD_{1r}}{D+d} \right) \right],$$

де $\rho_l = 8,2 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$ – густина матеріалу лопатки; $m = 0,5$ – показник ступеня зміни площі перерізу лопатки по висоті.

$$\sigma_p = 4 \cdot 8,2 \cdot 10^3 \cdot 400^2 \frac{0,036}{0,636 + 0,564} \left[1 - \frac{2(1-0,3)}{(1+0,5) \cdot (2+0,5)} \left(1 + \frac{0,5 \cdot 0,636}{0,636 + 0,564} \right) \right] \cdot 10^{-6} = 98,6.$$

Маса бандажної полиці, кг:

$$M_{п} = \pi(D_{1r} + D_{2r})0,8l \cdot 0,002\rho_l/2z = \\ = 3,14(0,636 + 0,637)0,8 \cdot 0,01789 \cdot 0,002 \cdot 8200/2 \cdot 97 = 0,0048.$$

Діаметр центра ваги бандажної полиці, м:

$$D_{ц.б.п} = (D_{1r} + D_{2r})/2 + 0,002 = (0,636 + 0,637)/2 + 0,002 = 0,6385.$$

Відцентрова сила обертової маси бандажної полиці, Н:

$$P_{ц.б.п} = M_{п}(\pi n_{вл}/30)^2 D_{ц.б.п}/2 = 0,00484(3,14 \cdot 12223/30)^2 0,6385/2 = 2529.$$

Площа кореневого перерізу робочої лопатки, м²:

$$F_{вр} \approx 0,7bc_{max} = 0,7 \cdot 0,0172 \cdot 0,0062 = 7,465 \cdot 10^{-5}.$$

Напруження розтягнення в кореновому перерізі робочої лопатки, МПа:

$$\sigma_{p\Sigma} = (\sigma_p F_{вр} \cdot 10^6 + P_{ц.б.п}) \cdot 10^{-6} / F_{вр} = \\ = (98 \cdot 7,465 \cdot 10^{-5} \cdot 10^6 + 2529) \cdot 10^{-6} / 7,465 \cdot 10^{-5} = 107,7.$$

Визначаємо згинаючі напруження від дії газових сил.

Згинаючі напруження від газових сил обчислюємо для точок *A*, *B*, *C* кореневого перерізу робочої лопатки.

Інтенсивності газових навантажень по осях *x* та *y*, Н/м:

$$q_x = \pi(D_{1r} + d_{1r})[\rho_{1r}C_{1a}(C_{1a} - C_{2a}) + (P_{1r} \cdot 10^6 - P_{2r} \cdot 10^6)]/2z; \\ q_y = \pi(D_{1r} + d_{1r})\rho_{1r}C_{1a}(c_{1u} - c_{2u})/2z; \\ q_x = 3,14 \cdot (0,636 + 0,564) \cdot [4,6788 \cdot 218,1 \cdot (218,1 - 258,1) + (1886350 - \\ - 1536768)]/2 \cdot 97 = 6160,42; \\ q_y = 3,14(0,636 + 0,564) \cdot 4,6788 \cdot 218,1 \cdot (714 - 0)/2 \cdot 97 = 14159,41.$$

Згинальні моменти щодо осей *x* та *y* Н·м:

$$M_x = \frac{q_y h^2}{2} = 14159,41 \cdot 0,36^2 / 2 = 9,17529;$$

$$M_y = \frac{q_x h^2}{2} = 6160,42 \cdot 0,36^2 / 2 = 3,99195.$$

Згинальні моменти щодо головних центральних осей інерції Н·м:

$$M_\xi = M_x \sin \beta + M_y \cos \beta;$$

$$M_\eta = M_x \cos \beta - M_y \sin \beta;$$

$$M_\xi = 9,17529 \cdot \sin 84^\circ + 3,99195 \cdot \cos 84^\circ = 9,5423;$$

$$M_\eta = 9,17529 \cdot \cos 84^\circ - 3,99195 \cdot \sin 84^\circ = -3,011.$$

Напруження згину від газових сил у точках A , B , C кореневого перерізу лопатки МПа:

$$\sigma_{uA} = - \left(\frac{M_\xi \eta_A}{J_\xi} \right) + \left(\frac{M_\eta \xi_A}{J_\eta} \right) = - \left(\frac{9,542 \cdot (-0,0048)}{3,3614 \cdot 10^{-10}} \right) + \left(\frac{(-3,011) \cdot (-0,006)}{1,1988 \cdot 10^{-9}} \right) = 153,09;$$

$$\sigma_{uB} = - \left(\frac{M_\xi \eta_B}{J_\xi} \right) + \left(\frac{M_\eta \xi_B}{J_\eta} \right) = - \left(\frac{9,5423 \cdot 0,0046}{3,3614 \cdot 10^{-10}} \right) + \left(\frac{(-3,011) \cdot (-0,0006)}{1,1988 \cdot 10^{-9}} \right) = -129,08;$$

$$\sigma_{uC} = - \left(\frac{M_\xi \eta_C}{J_\xi} \right) + \left(\frac{M_\eta \xi_C}{J_\eta} \right) = - \left(\frac{9,5423 \cdot (-0,0048)}{3,3614 \cdot 10^{-10}} \right) + \left(\frac{(-3,011) \cdot 0,0092}{1,1988 \cdot 10^{-9}} \right) = 113,16.$$

Знаки перед складовими правих частин формул враховують напрямки дії моментів M_ξ , M_η . Координати точок A , B , C підставляємо в ці формули зі своїми знаками.

Сумарні напруження у точках A , B , C визначаємо за формулами, МПа:

$$\sigma_{\Sigma A} = \sigma_{p\Sigma} + \sigma_{uA} = 107,7 + 153,09 = 260,79;$$

$$\sigma_{\Sigma B} = \sigma_{p\Sigma} + \sigma_{uB} = 107,7 - 129,08 = -21,38;$$

$$\sigma_{\Sigma C} = \sigma_{p\Sigma} + \sigma_{uC} = 107,7 + 113,16 = 220,85.$$

Визначасмо коефіцієнти запасу тривалої міцності матеріалу лопатки в точках A , B , C , використовуючи характеристики жароміцного сплаву ЖС6У $\sigma_{\tau}^T = \sigma_{918} = 560$ МПа:

$$K_A = \frac{\sigma_{100}^{T_A}}{\sigma_{\Sigma A}} = \frac{560}{260,79} = 2,147;$$

$$K_B = \frac{\sigma_{100}^{T_B}}{\sigma_{\Sigma B}} = \frac{560}{21,38} = 26,19;$$

$$K_C = \frac{\sigma_{100}^{T_C}}{\sigma_{\Sigma C}} = \frac{560}{220,85} = 2,536.$$

Таким чином, максимальний рівень сумарних напружень у характерних точках кореневого перерізу лопатки знаходиться в точці A і мінімальний розрахунковий коефіцієнт запасу тривалої міцності в цій же точці дорівнює 2,147, що більше мінімально припустимого значення 1,3...1,5. Отже, робоча лопатка задовольняє рекомендованим нормам міцності обраного матеріалу.

Висновок до розділу

Проведений газодинамічний розрахунок дозволив визначити конструктивну схему, геометричні параметри і основні параметри робочого процесу в характерних перетинах проточної частини двигуна. Результати розрахунків на міцність деталей ГТД свідчать про те, що є можливість та перспектива подальшої модернізації вузлів двигуна для покращення ККД ТВТ.

3. АНАЛІЗ ШЛЯХІВ ВДОСКОНАЛЕННЯ ОХОЛОДЖЕННЯ ЛОПАТКИ СОПЛОВОГО АППАРАТА ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИЙ ГАЗОВІЙ ТУРБІНІ

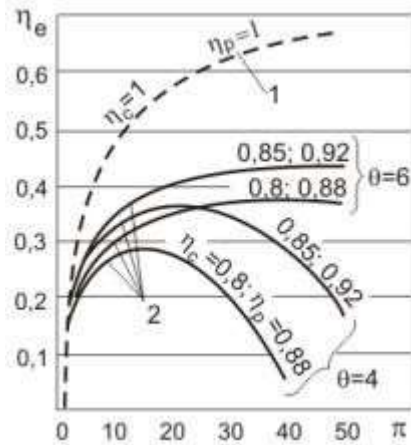
3.1 Схильність до зростання температури газу перед турбіною ГТД

Підвищення максимальної температури циклу газотурбінного двигуна (ГТД), при відповідному зростанні тиску повітря за компресором веде, як відомо, до більш ефективного використання теплоти, яка підводиться до потоку в камері згоряння [5].

З точки зору теплової машини це означає збільшення корисної роботи циклу і, відповідно, коефіцієнта корисної дії (ККД) циклу (рис. 3.1). В результаті, не дивлячись на різний характер подальшого використання цієї роботи, гарантовано поліпшуються всі удільні параметри ГТД: витрата палива, потужність (тяга) і вага. Особливо відчутно збільшення економічності проявляється, коли корисна робота циклу витрачається головним чином не на створення реактивної тяги, як в одноконтурному або двоконтурних турбореактивних двигуні, а на отримання механічної роботи для подальшого застосування в різних цілях [9].

Однак зростання параметрів робочого процесу можливий тільки в умовах надійної роботи елементів газового тракту, в першу чергу лопаток турбіни. На практиці це забезпечується як підвищенням їх жароміцності, так і застосуванням систем охолодження [5]. При цьому, в якості охолоджувача в розглянутих двигунах використовується повітря, що відбирається на виході з власного компресора або проміжних його ступенів.

Разом з тим необхідне підвищення напірності компресора, пов'язане з ростом максимальної температури циклу, викликає зниження потенційних можливостей охолоджувача через падіння його хладоресурсу. Крім того у авіаційних ГТД наявність швидкісного напору на вході також веде до додаткового зростання температури охолоджувача. Тому для деяких з них (наприклад, двоконтурних), в разі необхідності, застосовується попереднє охолодження охолоджувача повітрям зовнішнього контуру [12].



1 - ідеальний цикл ($k = 1,4$; $\eta_e = \eta_t$); 2 - дійсний цикл.

Рисунок 3.1 - Вплив параметрів циклу $p = \text{const}$ і гідравлічних втрат в ньому на ККД циклу:

3.2 Розвиток системи охолодження лопаток соплового апарату

Соплові лопатки (СЛ) є найбільш теплонавантаженими деталями турбін газотурбінних двигунів (ГТД). З урахуванням окружний нерівномірності локальна температура газу на виході з камери згоряння T_g^* може досягати значень близько 2500 К. При таких умовах для перспективних ГТД найбільші проблеми пов'язані з надійним охолодженням соплових лопаток в області вхідної крайки через високу кривизну профілю, низькій швидкості газового потоку в цьому місці і малого перепаду тисків між охолоджуючим повітрям і газом; спинки лопатки через високу швидкість газу, неоптимального параметра видування в останньому ряду перфорації по спинці і необхідності розташування його до горла соплового апарату [16].

В процесі роботи і тривалих гарячих випробувань на пір'ї соплових лопаток першого ступеня ТВТ двигунів ПС-90А, ПС-90А2 і їх модифікацій були виявлені пошкодження: прогари, тріщини і незворотні деформації на спинках і вхідних кромках лопаток (рис. 3.2).



Рисунок 3.2 - прогари соплових лопаток після випробувань

Було проведено комплекс теплогазодинамічних розрахунків соплових лопаток і їх ідентифікація за результатами експлуатації та випробувань. На етапі початкового проектування були проведені газодинамічні розрахунки обтікання профілів лопаток в програмах «3D-Ейлер». Це комплекс програм, призначений для чисельного рішення задачі про просторових течіях газу в проточних частинах багатоступеневих турбін. Чисельне рішення задачі проводиться з використанням монотонної високочастотної неявної різницевої схеми з високою роздільною здатністю газодинамічних розривів [8].

Для визначення граничних умов з боку охолоджуючого повітря використовувалися результати одновимірних гідравлічних розрахунків в програмі GIDR2, що представляють собою інтегральне розподіл основних параметрів повітря (температури, витрати і тиску) по системі охолодження лопатки. Далі на підставі газо-динамічних і гідравлічних розрахунків проведені тривимірні теплові розрахунки в програмі ANSYS з використанням граничних умов третього роду (температура і коефіцієнт тепловіддачі) [13].

Для задання граничних умов по газу використовувалися результати розрахунку обтікання профілю лопатки в програмах «3D-Ейлер» і «2D-Нав'є-Стокс» і критеріальні рівняння. Для визначення ефективності плівкового охолодження використовувалися залежності Балдауф-Шульца. Для задання граничних умов з боку охолоджуючого повітря використовувалися описані в безлічі робіт формули для гладкого каналу

$$Nu = 0,023 Pr^{0,4} Re^{0,8}$$

і штирькової матриці

$$Nu = 0,152 Re^{0,64} .$$

Для зон струминного обдування використовувалися критерії Флорштіца і Чаппа , які були випробувані і перевірені розрахунками і експериментами в ВАТ «авіадвигунів».

Паралельно з критеріальними розрахунками були проведені пов'язані теплогазодінамічні в'язкі розрахунки соплових лопаток в складі турбіни спільно з камерою згоряння в програмі ANSYS CFX . У розрахунку були повністю змодельовані системи охолодження соплових і робочих лопаток ТВД з усіма отворами перфорації і дефлекторами, система підведення охолоджуючого повітря до лопаток і камера згоряння . Загальна розмірність сітки становить близько 500 млн елементів, для дискретизації пристінної області товщиною 0,1 мм використовувалося 10 шарів призматичних елементів. Модель турбулентності - модифікована SST. [8]

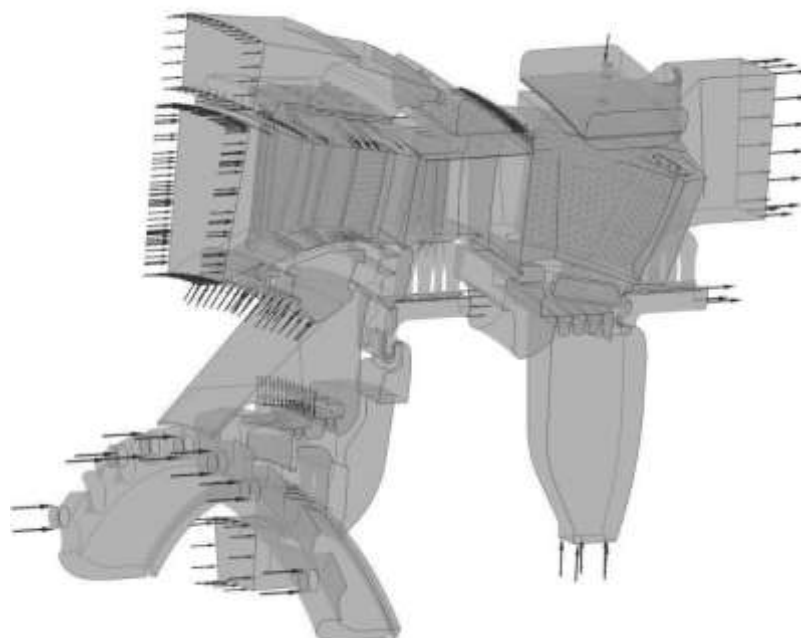


Рисунок 3.3 - Розрахункова схема ТВТ

Результати розрахунків і теплові моделі ідентифіковані за результатами металографії лопаток ТВД в експлуатації і випробуваннях газогенератора і

повнорозмірного двигуна ПС-90А2, де температура соплових лопаток визначалася термопарами, вимірювачами максимальної температури кристалічними (ІМТК) і термофарбами.

Розрахунковий розподіл температур, отриманий як по критеріальним, так і по пов'язаних з розрахунками, з високою точністю описує розподіл температур металу лопатки в експлуатації (рис. 3.3, 3.5).

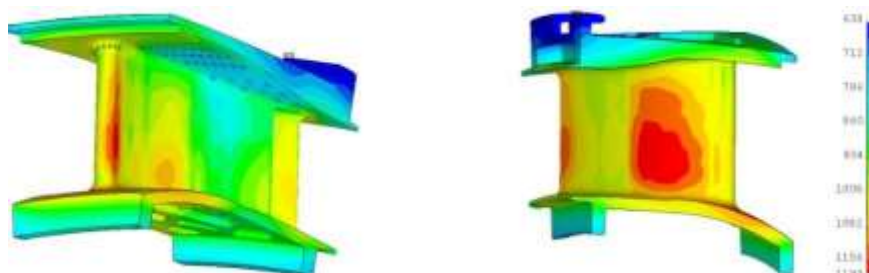


Рисунок 3.4 - Температура матеріалу соплової лопатки першого ступеня двигуна ПС-90А для режиму Redline ($T_T = 2026$ К, $T_{c.a} = 1631$ К, $T_k = 871$ К, $G_{KBT} = 77,654$ кг / с)

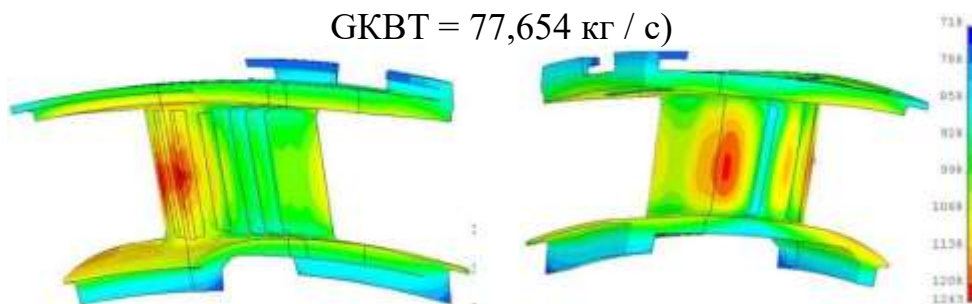


Рисунок 3.5 - Температура матеріалу соплової лопатки першого ступеня двигуна ПС-90А2 для режиму Redline ($T_T = 2317$ К, $T_{c.a} = 1814$ К, $T_k = 916$ К, $G_{KBT} = 83,93$ кг / с)

В результаті проведеного комплексу розрахунково-експериментальних робіт вдалося відпрацювати ефективну методику проектування соплових лопаток, що дозволяє проводити як швидкі приблизні проектувальні розрахунки з необхідною точністю, так і розрахунки, що забезпечують можливість тонкої настройки проектованої конструкції.

Тож ми бачимо, що тенденція росту температури у турбіні з підвищенням потужності двигуна збільшується. Для того щоб зробити охолодження більш ефективнішим застосовують способи охолодження лопаток газових турбін повітрям.

3.3 Конвективно-плівкове охолодження лопаток соплового апарату

Суттєвого підвищення ефективності внутрішнього конвективного охолодження лопаток можна домогтися за рахунок різних інтенсифікаторів: закручувань потоку, хвилястих каналів, через контакти турбулізаторів і т.д.

Розглянуті схеми внутрішнього конвективного охолодження можуть забезпечити тривалу роботу лопаток при температурах газу не більше 1450 ... 1500 К. При більш високих температурах газу необхідно застосовувати більш складні комбіновані схеми охолодження, де поряд з внутрішнім використовується також зовнішнє, так зване плівкове (загороджувальні) охолодження (рис. 3.6).

При плівковому охолодженні навколо лопатки за рахунок вдування повітря, що охолоджує створюється загороджувальна плівка, яка зменшує тепловіддачу від гарячих газів до лопаток. При цьому необхідно мати на увазі, що плівкове охолодження супроводжується і конвективним теплообміном [14].

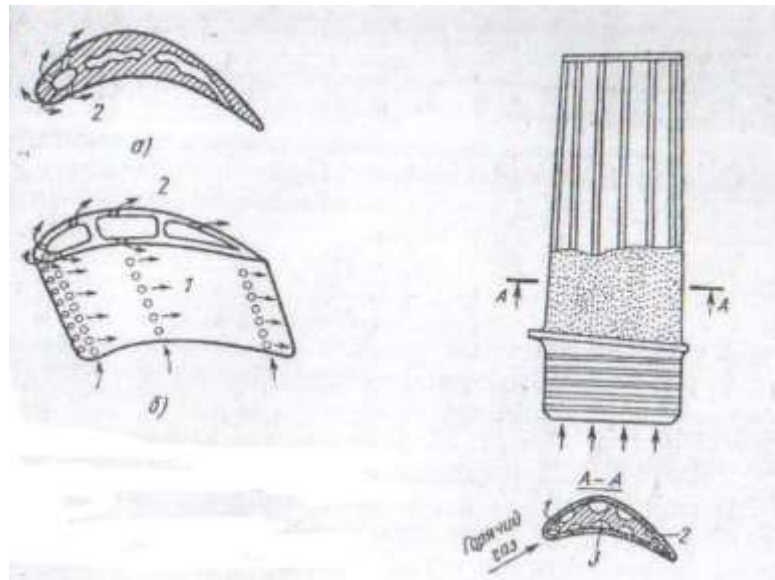


Рисунок 3.6 - Схеми лопаток з конвективно-плівковим (а) і плівковим (б) охолодженням: 1 - гарячий газ; 2 - охолоджуючий повітря

Так, наприклад, лопатки з комбінованим конвективно-плівковим охолодженням турбіни ТРДД ТГ-39, за даними фірми «Дженерал електрик», забезпечують ресурс 15000 г при температурі газу = 1580 К і витраті охолоджуючого повітря на цю решітку приблизно 3 %. Литі з кобальтового сплаву робочі лопатки турбіни ТРДД JT9D з поздовжніми каналами хвилеподібною форми і звивистою внутрішньою поверхнею теплообміну призначені для роботи при = 1 620 ... 1640 К.

3.3.1 Удосконалення конвективно-плівкового охолодження соплового апарату

Для вирішення проблем охолодження, виключення вищеописаних ушкоджень в експлуатації і збільшення ресурсу лопаток на підставі ідентифікованих теплових моделей наявних лопаток була розроблена і застосована трьохсмугова схема конвективноплівкового охолодження для лопаток двигунів ПС-90А і ПС-90А2 (рис. 3.7,3.8).

Дана схема дозволяє більш ефективно розподіляти повітря всередині лопатки і запобігти необоротну деформацію спинки за рахунок додаткового ребра жорсткості.

Підведення охолоджуючого повітря в лопатку здійснюється зверху (через зовнішнє кільце) на двигуні ПС-90А. На двигуні ПС-90А2 підведення в передню порожнину здійснюється зверху, а в середню і задню порожнини - знизу (через внутрішнє кільце). Передня порожнину зроблена звужується від зовнішнього кільця до внутрішнього, щоб забезпечити рівномірний розподіл тиску повітря по висоті лопатки [8].

Крім того, для забезпечення гарантованого перепаду на вхідний кромці, можливості регулювання параметрів видування як на кориті, так і на спинці лопатки передня порожнину лопатки додатково поділяється вертикальними ребрами ще на дві підпілля (рис. 3.9).

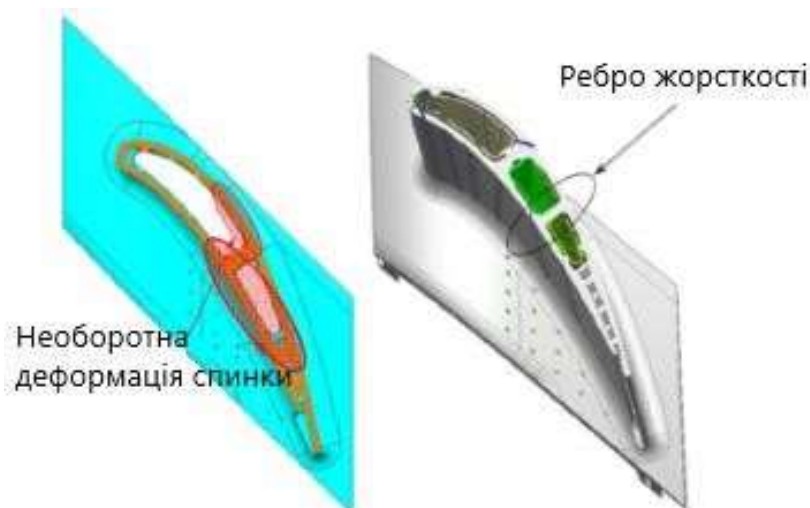


Рисунок 3.7 - Порівняння лопаток вихідної (зліва) і модифікованої (праворуч) конструкцій двигуна ПС-90А

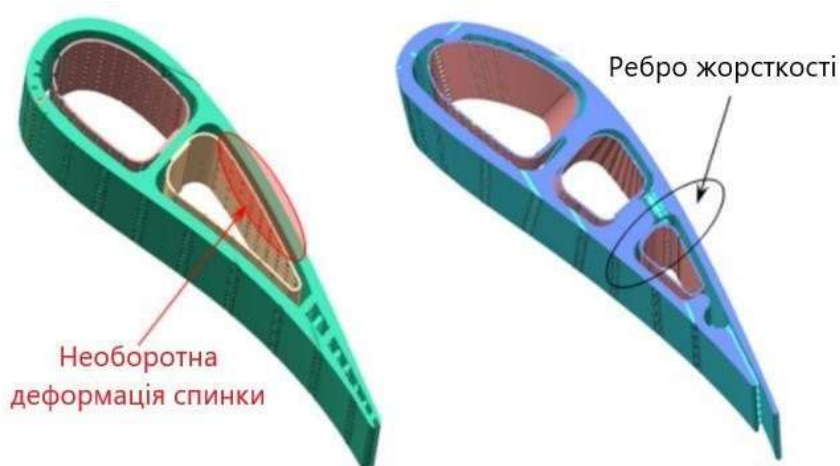
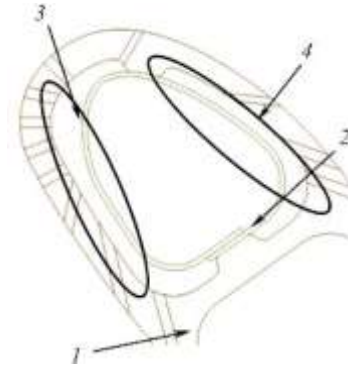


Рисунок 3.8 - Порівняння лопаток вихідної (зліва) і модифікованої (праворуч) конструкцій двигуна ПС-90А2

Взаємна ув'язка ефективності плівкового і конвективного охолодження і перерозподіл витрати повітря по підпілля можливі тільки за рахунок зміни отворів в дефлектори без переробки лопатки в цілому, що забезпечує гнучкість взаємної ув'язки конвективного і плівкового охолодження при мінімальних фінансових витратах [16].



1 - тіло лопатки; 2 - дефлектор; 3 - порожнина високого тиску; 4 - порожнина низького тиску

Рисунок 3.9 - Передня порожнину модифікованої соплової лопатки.

Застосування трьохполостної схеми дозволило зменшити витрату охолоджуючого повітря в лопатку на 0,5 % від ГКВТ для двигуна ПС-90А і на 1 % від ГКВТ для двигуна ПС-90А2 і знизити температуру пір'я лопаток в середньому на 60-75 ° С, а в місці пошкодження на спинці - на 80-90 ° С, що підтверджується розрахунками і випробуваннями. В результаті ефективність охолодження профільних частин модифікованих лопаток $\theta = 0,7 \dots 0,8$, що перевищує рівень більшості серійних зарубіжних розробок (рис. 3.10, 3.11).

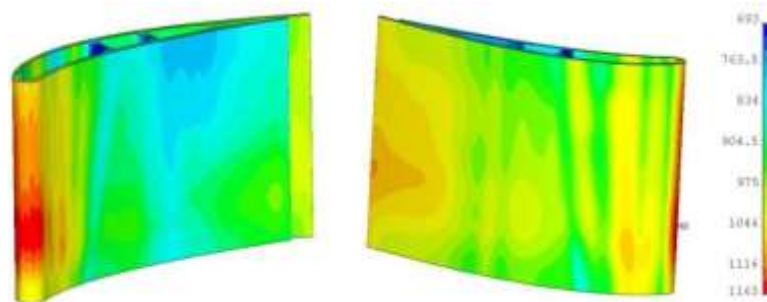


Рисунок 3.10 - Температура матеріалу модифікованої соплової лопатки першого ступеня двигуна ПС-90А для режиму Redline ($T_T = 2026$ К, $T_{c.a} = 1631$ К, $T_k = 871$ К, $G_{КВТ} = 77,654$ кг / с)

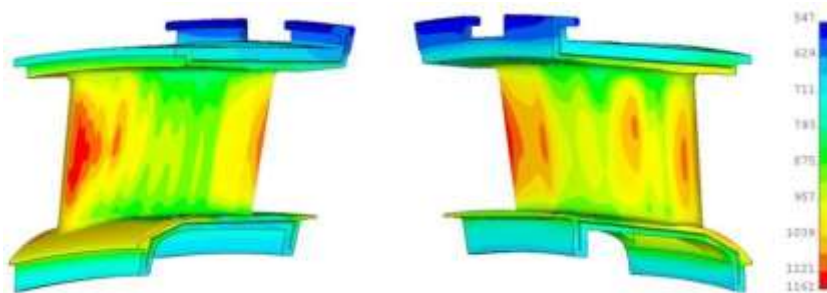


Рисунок 3.11 - Температура матеріалу модифікованої соплової лопатки першого ступеня двигуна ПС-90А2 для режиму Redline ($T_T = 2317 \text{ K}$, $T_{c.a} = 1814 \text{ K}$, $T_k = 916 \text{ K}$, $G_{KBT} = 83,93 \text{ кг / с}$)

На основі соплових лопаток двигунів ПС-90А і ПС-90А2 була розроблена перспективна соплова лопатка (рис.3.12). Основними відмінностями від попередніх лопаток є:

- додатковий поділ передньої порожнини вже на три підпілля (високого, середнього та низького тиску), що обумовлено більшим навантаженням на щабель, великим кутом повороту потоку і більш різкою зміною швидкості потоку по профілю лопатки;
- використання овалізованих отворів, зсунутих від спинки лопатки, для зменшення концентрації напружень (рис. 3.13).

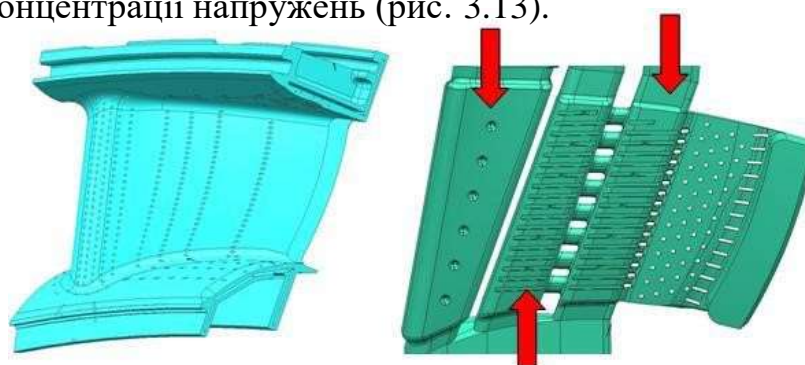


Рисунок 3.12 - Загальний вигляд перспективної соплової лопатки (зліва) і стрижня (праворуч). Стрілками позначений підведення охолоджуючого повітря

Таким чином, в процесі роботи над трехполостної схемою охолодження були вирішені наступні завдання:

- забезпечення необхідної витрати і перепаду тиску в останньому ряду на спинці лопатки;

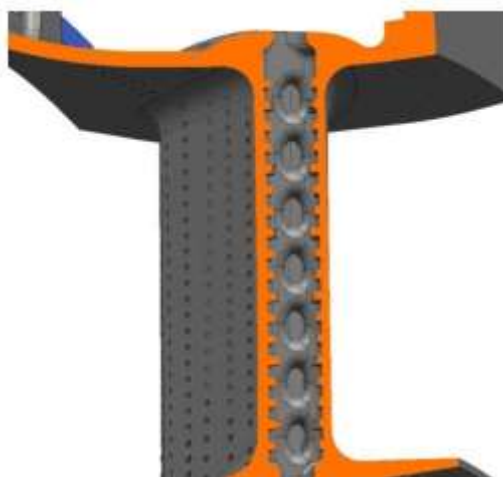


Рисунок 3.13 - Отвори перепуску між середньою і задньою порожнинами

- визначення місця максимуму ефективності плівки, визначення співвідношення витрат повітря, що йде на плівку і на конвективне охолодження спинки;
- забезпечення гарантованого перепаду на вхідний кромці на всіх режимах роботи двигуна;
- визначення співвідношення перепадів тисків, що реалізуються на дефлектори і на стінці лопатки, для отримання максимально ефективної схеми охолодження вхідної крайки;
- забезпечення допустимої температури на кориті лопатки при мінімізації витрати повітря на охолодження корита (оптимізація конвективно-плівкового охолодження корита за рахунок вибору оптимальних кроків отворів в рядах перфорації);
- забезпечення жорсткості спинки лопатки за рахунок додавання додаткової перемички.

Висновок до розділу

Дослідження таких лопаток показують, що при раціональному розташуванні отворів в шарах матеріалу можна підвищити ефективність охолодження в 1,5 ... 1,6 рази в порівнянні з лопатками каналної конструкції; практично зберегти аеродинамічний досконалість профілів на рівні сучасних охолоджуваних турбін і усунути недолік пористих оболонок полягає у швидкій забрудненість пор пилом і окалиною. Це досягається виконанням в листовому матеріалі отворів діаметром 100 ... 200 мкм, тоді як граничні розміри частинок пилу в очищеному повітрі складають 15 ... 30 мкм.

На закінчення можна відзначити, що недостатня жароміцність матеріалу пористих оболонок не дає можливості повністю реалізувати ефект від підвищення температури. При тривалій експлуатації двигуна відбувається засмічення пір оболонки твердими частинками пилу і продуктів згорання, що також погіршує надійність роботи системи охолодження. Нарешті, шорстка поверхня лопаток викликає деяке зниження ККД турбіни. Тож з підвищенням потужності треба використовувати більш жароміцні матеріали.

4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Небезпечні і шкідливі виробничі фактори при технічному обслуговуванні планера літака (ГОСТ 12.1.003-74)

Мета охорони праці полягає в тому, щоб звести до мінімуму можливість травми або хвороби працівника, забезпечуючи при цьому комфорт для максимальної продуктивності [15].

Поліпшення умов праці сприяє збереженню здоров'я людини і підвищенню продуктивності праці завдяки повнішому і раціональному використанню робочого часу, робить позитивний вплив на якість роботи і продукції, більш ефективно використання основних фондів, а також скорочує кількість нещасних випадків.

Під час технічного обслуговування літака можливо прояв шкідливих і небезпечних факторів, які можуть призвести до травм, повної або часткової втрати працездатності обслуговуючого персоналу (ГОСТ 12.0.003-2015).

Під час технічного обслуговування літака можуть виникати такі небезпечні фактори:

- підвищений вміст пилу і газів в зоні обслуговування;
- літаючі літаки, спецтехніка та самохідні механізми;
- струменя газів і рідин, що виникають з резервуарів і трубопроводів, що працюють під тиском;
- підвищена або знижена температура поверхні літака і матеріалів;
- підвищений шум, вібрація,
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищена або знижена температура конструктивних елементів, вузлів, вологість повітря в робочій зоні літака;
- гострі краї, задирки і шорсткості на поверхнях літаків, обладнання та інструментів;
- недолік або недостатність природного освітлення;
- збільшена швидкість повітря;

- виступаючі частини або гострі кромки системних блоків і виробничого обладнання (лотки, замки, кронштейни, лещата і т. Д.);
- розташування робочого місця або робочої зони на відстані менше двох метрів від вкладених перепадів висот 1-3 м і більше;
- підвищена напруга електричної мережі при обслуговуванні літака, схема якого може проходити через організм людини;
- підвищений рівень шуму від діючих силових установок літака, спец. транспортні засоби та електроінструменти;
- підвищена пил і забруднення повітря в зоні обслуговування літаків;
- небезпека падіння елеваторів ПС;
- підвищена або знижена температура поверхонь літаків і матеріалів (від мінус 40 ° С до плюс 35 ° С);
- швидкість руху спеціальних транспортних засобів поза перонів і місць стоянки літаків повинна забезпечувати безпеку руху і не перевищувати 40 км/год. На пероні і місцях стоянки літаків вона повинна бути не більше 20 км/год. Відповідно до діючих правил (на вході швидкість має бути знижена до 5 км / год.) [15].

Спеціальні транспортні засоби повинні наближатися до літака на відстані, яка виключає його пошкодження [15].

У магістерській роботі проведено аналіз шкідливих і небезпечних виробничих факторів, які можуть вплинути на обслуговуючий персонал в процесі технічного обслуговування літаків.

Ці чинники включають виникнення незручних умов праці, пов'язаних з незручним положенням працівника при виконанні робіт з технічного обслуговування:

- через те, що висота робочої зони для нашого корпусу не перевищує 1 м, то роботи з технічного обслуговування виконуються в зігнутому положенні або сидячи;
- підвищене ковзання через обмерзання або змочування;

- змазування покриття майданчика, на якій проводиться технічне обслуговування та на якій переміщається обслуговуючий персонал
- хімічні речовини, що входять до складу FH-51 або NGZH-4V, і мінеральні масла, які проникають в організм через органи дихання, шкіру;
- ударна хвиля (вибух судин, що працюють під тиском, рідкі пари);
- Високо розташовані частини літака;
- підвищений рівень статичної електрики.

4.1.1 Небезпечні фактори що виникають при технічному обслуговуванні планера літака (ДНАОП 5.1.30-1.06-98)

При технічному обслуговуванні планера і висотної системи літака можуть діяти такі небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- Рухомі самохідні і переміщувані вручну машини, механізми, випробувальні та контрольовані пристрої, пристосування щодо забезпечення виконання робіт, а також їх рухливі незахищені частини;
- Виступаючі частини планера і його обладнання;
- Рухомі частини планера літака, що не мають петель підвіски, утримувані спеціальними замками;
- Повітряні атмосферні потоки;
- частини планера літака що розлітаються при випробуванні фюзеляжу на герметичність або розлітаються частини посудин, що працюють під тиском;
- Перекидний літак при зливі палива з паливних баків, а також при установці літака в лінію польоту на гідропідйомниках.
- Падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент, пристосування і матеріали;
- Розташування робочого місця або робочої зони поблизу від неогороджених перепадів по висоті на 1,3 м і більше;
- Розташування робочого місця або робочих зон в салонах, багажних, службових і технічних відсіках планера літака виробами авіаційної техніки,

пристосуваннями, матеріалами, тимчасовими комунікаціями постачання інструментів і пристроїв стисненим повітрям і електричною енергією;

- Підвищений ковзання (внаслідок обмерзання, зволоження, замащування) опорних поверхонь планера і пристосування по забезпеченню безпечного виконання робіт (трапи, драбини, сходи та ін.), По яких переміщається обслуговуючий персонал;

- Підвищена температура поверхонь агрегатів і трубопроводів висотного обладнання при перевірці герметичності їх з'єднань при працюючій силовій установці;

- Підвищена температура повітря при застосуванні аеродромних підігрівачів для видалення зледеніння і снігу з обшивки планера, дренажних пристроїв, а також для прослушки окремих конструкції планера;

- Підвищена температура поверхонь планера в умовах високих температур зовнішнього повітря і впливу сонячної радіації;

- Знижена температура поверхонь планера і інших деталей конструкції, а також поверхонь висотної системи літака в умовах негативних температур навколишнього середовища;

- розлітаються стружка оброблюваних матеріалів при виконанні робіт по ремонту обшивки і силового набору планера літака;

- Гострі кромки, задирки, шорсткості на поверхнях обшивки і на деталях конструкції планера літака, а також інструментах при виконанні робіт по ремонту планера літака;

- Підвищена загазованість в салонах, багажних, службових і технічних відсіках планера літака при застосуванні аеродромних підігрівачів, а також розчинників, епоксидних складів, лакофарбових матеріалів та інших речовин;

- Підвищена напруга електричного кола, замикання якого може відбутися через тіло людини при застосуванні електронагрівальних пристроїв і пристосувань з електроприводом, що живляться від зовнішніх джерел електроенергії, а також при регулюванні електричних систем сигналізації, що контролює працездатність частин планера і агрегатів висотної системи;

- Підвищень рівень статичної електрики при зливі палива з паливних баків;
- Відсутність або недолік освітлення в службових, технічних, багажних відсіках, підпільному просторі літака, в нішах опор літака і в інших обсягах планера;
- Підвищено яскравість світла, пряма і відбита блескость поверхонь при застосуванні переносних світильників і дзеркал в обсягах планера при огляді і ремонті;
- Підвищена вологість одягу і взуття;
- Шкідливі речовини, що входять до складу лакофарбових, епоксидних, паливно-мастильних, мийних та інших матеріалів, що застосовуються при технічному обслуговуванні планера і висотної системи літака;
- Підвищення рівні шуму при працюючих силових установках літака, а також від керуючих і злітають літаків;
- Фізичні перевантаження при підйомі і переміщенні демонтованих і монтованих частин планера, а також при виконанні робіт в незручному положенні в умовах обмеженого простору підпільного простору планера, в службових і технічних відсіках, в нішах опор літака і інших об'ємах планера.

Швидкість вітру, при якій допускається виконувати технічне обслуговування планера встановлюється конкретно по кожному типу літаків керівником підприємства.

Процеси очищення і мийки планера і частин висотної системи літака, видалення і нанесення лакофарбових покриттів, зміни змащування поверхонь, слива паливно-мастильних матеріалів і дозаправки, приготування шпаклівок для ремонту обшивки планера літака, а також утилізація застосовуваних шкідливих речовин не повинні забруднювати навколишнє середовище.

4.2 Конструктивні та організаційно-технічні заходи щодо зниження впливу факторів

Маршрути обходу для огляду обшивки планера літака і його конструктивних елементів повинні виключати зіткнення обслуговуючого персоналу з виступаючими частинами планера літака і його обладнання.

Огляд і виконання робіт на обшивці планера літака зверху повинні виконуватися із застосуванням запобіжних поясів, карабіни яких слід закріплювати за спеціальні троси, які закріплюють за страхові вузли.

При роботі з підйомних пристроїв запобіжні пояси закріплюються за спеціально призначені для цих цілей на підйомних пристроях страховальні вузли

Драбини, використовувані при технічному обслуговуванні літаків, повинні мати висоту огорожі робочих площадок 1 м.

Пристосування (драбини, підставки, сходи, люльки, трапи) при виконанні робіт слід встановлювати так, щоб була відсутня необхідність переміщення центру ваги, що працює за межі робочого майданчика пристосування.

Верхні опорні майданчики самохідних засобів механізації повинні встановлюватися точно на висоті порогів вхідних отворів планера літака з зазором не більше 0,02 м. Переміщення обслуговуючого персоналу по сходах самохідних засобів дозволяється тільки після вжиття заходів, що виключають їх переміщення.

Перед відкриванням вхідних дверей вантажних, аварійних та інших люків на їх отвори необхідно встановити обмежувальні ремені.

Рухливі кришки, петлі, стулки, керовані електромеханічними або гідравлічними приводами, і рухливі частини названих виробів повинні бути зафіксовані механічними пристроями.

У разі тимчасового припинення робіт усередині фюзеляжу на всі відкриті отвори в підлогах, дверях аварійних люках, бічних і стельових нішах,

в багажних, службових і технічних відсіках повинні встановлюватися технологічні кришки, заглушки.

Застосування легкозаймистих і горючих рідин для очищення поверхонь всередині обсягів планера допускається тільки з використанням ванночок, листів, волосяних кистей і серветок з бавовняних тканин способами, що виключають розлив і розбризкування застосовуваних речовин.

Ці роботи забороняється поєднувати із застосуванням джерел явного тепла, що не задовольняють вимоги пожежо- та вибухобезпеки, з включенням і вимиканням джерел і споживачів електричної енергії на літаку.

При перевірці на дотик рукою негерметичність гарячих повітроводів і їх з'єднань з агрегатами висотної системи (в доступних місцях) при працюючій силовій установці літаку необхідно користуватися бавовняними рукавицями.

При установці літака на підйомниках в лінію горизонту для підтяжки стикувальних болтів по розстикуванні від'ємної частини крила з центральною частиною крила необхідно місце установки витягів на ґрунт очистити до штучного покриття і просушити, якщо в цьому є необхідність.

4.2.1 Розрахунок необхідного рівня штучного освітлення для забезпечення безпечного та ефективного процесу технічного обслуговування планера літака

Штучне освітлення забезпечується в усіх приміщеннях будівель, а також на відкритих робочих майданчиках, в місцях проходження людей і руху в темряві. Штучне освітлення спроектовано у вигляді двох систем: загального (рівномірне або локальне) і комбінованого (додане в конкретному місці). Загальне освітлення передбачає розміщення світильників у верхній частині приміщення (не менше 2,5 м над підлогою). Місцеве освітлення забезпечують світильники, які створюють світ прямо на робочому місці.

Нормальна освітленість приміщення (E_{\min}) залежить від рівня візуальної роботи, що виконується в цій кімнаті, яка, в свою чергу, визначається мінімальним розміром об'єкта дослідження. Для фахівця з

світлотехніки при найнижчій освітленості приміщення ДБН В.2.5-28- 2018 «Природне і штучне освітлення» не менше 400 лк (люкс). Фактичне значення світла становить 200 - 250 лк. Загальний світловий потік визначається за формулою:

$$E_{\text{gen}} = \frac{E_n \cdot S \cdot k_1 \cdot k_2}{V} \quad (5.1)$$

де:

E_n - нормалізоване освітлення, $E_n = 400$ лк;

S - площа приміщення;

k_1 - коефіцієнт, що враховує старіння ламп та освітлювальне забруднення ($k_1 = 1,2$);

k_2 - Коефіцієнт, що враховує нерівномірність простору освітлення ($k_2 = 1,1$);

V - коефіцієнт світлового потоку, який визначається коефіцієнтом відбиття стін, робочих поверхонь, стель, геометрії приміщення і типів світильників ($V = 0,7$).

$$E_{\text{gen}} = \frac{400 \cdot 180 \cdot 1.2 \cdot 1.1}{0.7} = 135771,42 \text{ (лк)}$$

Розміри кімнати: А - 12 м, В - 15м, Н - 2,75 м. Площа номера дорівнює:

$$S = A \cdot B \quad (5.2)$$

$$S = 12 \cdot 15 = 180 \text{ (м}^2\text{)}$$

Вибір коефіцієнтів відношень світлового потоку:

1. Коефіцієнт відображення стелі пофарбованої білою фарбою (R_{ceiling} становить 70 %);

2. Показник заломлення білих стін (R_{wall} становить 55 %);

3. Коефіцієнт відбиття від темних паркетних підлог (R_{floor} становить 10 %);

4. Космічний індекс (i).

Ефективна висота приміщення дорівнює:

$$h_p = H - h_n \quad (5.3)$$

де h_n - висота робочої поверхні над підлогою (h_n становить 0,7 м).

$$h_p = 2.75 - 0.7 = 2.05 \text{ (м)}$$

Індекс простору дорівнює:

$$i = \frac{A \cdot B}{h_p \cdot (A + B)} \quad (5.4)$$

$$i = \frac{12 \cdot 15}{2.05 \cdot (12 + 15)} \approx 3,25$$

Для забезпечення повного штучного освітлення були обрані світлодіодні лампи розжарювання T8SE - 180 і заміна люмінесцентних ламп 18 Вт на 990 лм. Світловий потік однієї лампи T8SE-180 20Вт становить $E_1 = 1650$ лм.

Необхідна кількість ламп може бути визначена за формулою:

$$N = \frac{E_{gen}}{E_1} \quad (5.6)$$

$$N = \frac{135771.42}{1650} = 82,3 \approx 82$$

$$W_{Fgen} = W_{FN} \cdot N_F \quad (5.7)$$

де W_{FN} - потужність однієї люмінесцентної лампи;

N_F - кількість люмінесцентних ламп.

$$W_{Fgen} = 18 \cdot 104 = 1872 \text{ (Вт)}$$

Потужність 82 світлодіодних ламп дорівнює:

$$W_{LEDgen} = W_{LEDN} \cdot N_{LED} \quad (5.8)$$

де W_{LEDN} - потужність однієї світлодіодної лампи;

N_{LED} - кількість світлодіодних ламп.

$$W_{LEDgen} = 20 \cdot 82 = 1640 \text{ (Вт)}$$

Оптимізація штучного освітлення виконана. Завдяки впровадженню ламп нового типу ми скоротили їх необхідну кількість. Таким чином, економія

в 232 Вт та зменшення кількості потрібних лам досягається за рахунок оптимізації.

4.3 Пожежна та вибухова безпека (ГОСТ 12.1.004-91, ГОСТ 12.1.010-76)

Небезпечними факторами, що виникають при пожежі та впливають на людей і матеріальні цінності, є:

- полум'я і іскри;
- підвищена температура навколишнього середовища;
- токсичні продукти згоряння і термічного розкладання;
- дим;
- низька концентрація кисню.

До вторинних проявів небезпечних факторів пожежі, що впливають на людей і матеріальні цінності, відносяться осколки, частини зруйнованих пристроїв, агрегатів, установок, споруд, радіоактивних та токсичних речовин і матеріалів, випущених з пошкоджених пристроїв і установок, електричний струм, що виникає в результаті зняття високої напруги на струмопровідні частини конструкцій, апаратів, вузлів, засобів пожежогасіння.

Класифікація об'єктів по пожежонебезпеки і вибухонебезпеки повинна проводитися з урахуванням допустимого рівня їх пожежонебезпеки, а також з урахуванням ймовірності виникнення пожежі (вибуху) з урахуванням маси горючих і важкогорючих речовин і матеріалів. Знаходяться на об'єкті вибухонебезпечні і пожежонебезпечні зони утворюються в аварійних ситуаціях, а також можливого нанесення шкоди людям і матеріальних цінностей.

Попередження утворення горючого середовища повинно забезпечуватися одним з наступних методів або їх комбінацій:

- максимально можливий в умовах технології та конструкції, що обмежує масу і (або) обсяг горючих речовин, матеріалів і найбезпечніший спосіб їх розміщення;

- максимально можливе використання негорючих і негорючих речовин і матеріалів;
- ізоляція горючого середовища;
- підтримання безпечної концентрації середовища відповідно до правил і положень і іншими нормативними, технічними, нормативними документами та правилами безпеки;
- підтримання температури і тиску середовища, при якій поширення полум'я виключено;
- максимальна механізація і автоматизація технологічних процесів, пов'язаних з циркуляцією горючих речовин;
- установка пожежонебезпечного устаткування, по можливості, в ізольованих приміщеннях або на відкритих майданчиках.

Основними факторами, що характеризують небезпеку вибуху, є максимальний тиск і температура вибуху, швидкість збільшення тиску під час вибуху, тиск на фронті ударної хвилі, що руйнують і вибухові властивості вибухонебезпечних середовищ.

Організаційні та організаційно-технічні заходи щодо забезпечення вибухобезпеки включають в себе розробку системи інструктивних матеріалів для засобів візуального перемішування, регламентів і стандартів ведення технологічних процесів, правил поводження з вибуховими речовинами і матеріалами. Важливим фактором є організація навчання, інструктажу і доступу до роботи для обслуговуючого персоналу вибухонебезпечних виробничих процесів, контроль і нагляд за дотриманням норм технологічного режиму, правил і норм безпеки, промислової санітарії та пожежної безпеки.

Обладнання, пристрої та інструменти, що застосовуються для виконання робіт усередині фюзеляжу літака, не повинні захищувати маршрути переміщення обслуговуючого персоналу, повинні бути надійно встановлені або закріплені з метою запобігання падінню при випадковому зіткненні з ними або струсі планера.

Інструменти повинні укладатися в спеціальні інструментальні сортовики. Забороняється класти інструменти і пристосування на обшивку планера.

З метою запобігання пожеж інструменти і пристрої, що випромінюють теплову енергію (паяльники, переносні світильники і ін.), повинні розміщуватися в місцях, що виключають їх безпосередній контакт з поверхнями внутрішнього обладнання літака.

Розміщення тимчасових енергетичних комунікацій усередині фюзеляжу має виключати їх механічні та термічні руйнування, а також не повинно захищувати маршрутів переміщення працюючих.

4.4 Інструкція з технічної безпеки при перевірці фюзеляжу літака на герметичність

При перевірці фюзеляжу літака на герметичність необхідно:

- Зону навколо літака захистити інвентарними огорожами на відстані 2-3 м.;
- Встановити попереджувальні знаки з попереджувачим написом «Обережно! Можливий розліт частин планера»;
- Людей видалити з небезпечної зони за межі стоянки для даного типу літака;
- Перевірити роботу пристрою для аварійного зниження тиску повітря в фюзеляжі;
- Застосувати електроустаткування, що відповідає пожежній і вибуховій безпеці;
- Використовувати тільки справний та маркований інструмент;
- поводитись з агрегатами обережно, щоб виключити отримання травм.

Рівень шуму навколишнього середовища повинен бути не вище 50 дБА.

Швидкість наростання тиску повітря в фюзеляжі повинна бути не вище значень, встановлених технологічними вказівками з виконання регламентних робіт для даного типу літака.

Якщо вентиляцію потрібно покращити, використовувати додаткові вентилятори.

Технічне обслуговування планера і висотної системи для запобігання опіку або обмороження при дотику до поверхонь, які мають відповідно підвищену або знижену температуру, має виконуватися в спецодезі, що виключає дотик до поверхонь відкритими ділянками тіла.

При виконанні робіт по ремонту обшивки і силового набору планера слід передбачити заходи, що запобігають розкидання металевої стружки, освіту гострих кромek, задирок і шорсткостей на поверхнях.

Висновки до розділу

У розділі «Охорона праці» наведено список небезпечних і шкідливих факторів що можуть виникнути при обслуговуванні планерів літаків.

Після аналізу небезпечних і шкідливих факторів, що виникають при обслуговуванні літака, а саме його планера і обшивки, були розроблені конкретні і конструктивні вимоги безпеки до процесів технічного обслуговування, які підвищують безпеку і ефективність роботи інженерного складу авіаційної технічної бази.

Розроблений комплекс вимог виключає травми і покращує здоров'я і умови праці технічного персоналу при обслуговуванні планерів літака.

5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Загальні положення

Швидке зростання повітряного руху в світі, збільшення загального парку регулярних літаків і їх вантажопідйомності (пасажиромісткості), а також потужності авіаційних двигунів, збільшення завантаженості найбільших міжнародних хабів (аеропортів-концентраторів). з високою часткою стикувальних рейсів) робить вплив цивільної авіації на навколишнє середовище більш очевидним і значним. Такі ефекти включають в себе:

- забруднення повітря продуктами згоряння авіаційного палива (найбільш значущими в цьому випадку є викиди вуглекислого газу - CO₂);
- авіаційний шум;
- електромагнітне випромінювання, що виникає при роботі радіолокаційних станцій (бортові літаки і стаціонарні аеропорти);
- конденсаційний слід (спірна теорія).

Повітряний транспорт надає потрійне вплив на якість природного середовища, тобто ступінь її екологічної безпеки: шкідливі впливи як результат корисної роботи систем повітряних суден; взаємодія літаків із зовнішнім середовищем, що призводить до пошкоджень, несправностей і відмов; порушення працездатності яке тягне за собою аварійне або катастрофічне вплив. З огляду на непорушність даного сліду закону зростання ентропії в системах повітряних суден, система екологічної безпеки цивільної авіації функціонально ділиться на етапи: експлуатаційні заходи зберігають якість АТ в часі, роблячи швидкість виробництва ентропії мінімальною; при капітально-відновлювальному ремонті якість відновлюється, ентропія знижується до безпечного рівня; аналізі авіаційних подій забезпечує зворотний зв'язок, розвиток і коригування експлуатаційних і відновних процесів. Негативно впливаючи на навколишнє середовище, ЛА підсилює шкідливі впливи навколишнього середовища на самого себе. Цей круговорот

підсилюють один одного шкідливих факторів, робить їх розвиток мультиплікативний.

В умовах планово-адміністративної системи управління ГА в рекомендаціях з технічної експлуатації та ремонту АТ, настановах з виробництва польотів в ГА чітко регламентувалися виконавчі функції з управління екологічною безпекою на всіх посадових ієрархічних рівнях.

Літак, як і будь-яка система, яка використовує енергію окислення вуглеводневого палива, випускає продукти цього процесу в атмосферу, які змінюють природний склад атмосфери і вважаються забруднювачами. В авіації використовуються два види вуглеводневого палива - гас і бензин. Основна відмінність в складі продуктів згорання полягає в тому, що етилований бензин, який використовується на поршневих літаках, виробляє свинець у вихлопних газах, що є одним з небажаних компонентів забруднення повітря. Однак роль літаків з поршневими двигунами в сучасній авіації незначна і постійно зменшується.

Крім вуглекислого газу, водяної пари, азоту, а також деяких інших природних компонентів атмосферного повітря, продукти згорання гасу містять окис вуглецю, різні вуглеводні (метан, ацетилен, етан, пропан, бензол, толуол і т. Д.), альдегіди, оксиди азоту і сірки, частинки сажі, що утворюють димний шлейф за соплом двигуна, а також ряд інших компонентів, що утворюються в невеликих кількостях з домішок, присутніх в гасі. Рівні різних шкідливих речовин в повітрі регулюються гранично допустимими концентраціями. В авіації межі викидів в даний час встановлені для чотирьох шкідливих компонентів: окису вуглецю (CO), незгорілих вуглеводнів (C_nH_m), оксидів азоту (NO_x), частинок сажі (дим). Авіаційний шум - це шумове забруднення, що створюється будь-яким літаком або його компонентами. Авіаційний шум виходить з трьох основних джерел:

- 1) аеродинамічний шум (створюваний турбулентними потоками);
- 2) механічний шум і шум авіаційного двигуна;

3) шум, що виходить від інших авіаційних систем (одним з найбільш значних джерел шуму від комерційних літаків є допоміжна силова установка).

5.2 Забруднення аеропорту при обслуговуванні літаків і їх систем

Наземні джерела забруднення можна умовно розділити на «внутрішні портові» («внутрішньозаводські»), коли шкідливі викиди розсіюються в основному по території аеропорту або ремонтного заводу, і «за межами міста» («зовнішня фабрика»), з якої атмосферне повітря забруднюється за межами території авіакомпанії або заводу. «Внутрішні портові» джерелами забруднення є: системи вентиляції виробничих майданчиків; склади ПММ аеропортів; спеціальні транспортні засоби.

Котли установки називаються джерелами забруднення «зовнішній порт». Ці джерела, особливо в несприятливих умовах, можуть значно збільшити концентрацію шкідливих речовин в атмосферному повітрі авіаційних підприємств.

Котли установки працюють на різних видах місцевого палива, тому характер забруднення визначається типом палива, способами його спалювання і способами усунення викидів.

Основними шкідливими речовинами, що містяться в димових газах котельних печей, що належать твердих частинок і газоподібним речовин, є діоксид сірки (SO_2), оксид вуглецю (CO) і оксиди азоту (NOX).

Одним з найважливіших умов мінімального викиду шкідливих речовин з печей в атмосферу є вибір режиму спалювання палива, при якому досягається його повне згорання в печах.

Системи вентиляції на підприємствах цивільної авіації (ГА) використовуються на окремих ділянках авіаційно-технічних баз (АТБ) і авіаремонтних заводів (АРЗ), де можуть виділятися шкідливі речовини. Використовуються припливні, витяжні і локальні системи вентиляції. При необхідності, коли повітря забирається з робочих місць і містить шкідливі

речовини у високих концентраціях, він очищається на пилоуловлюючих і газоочисних установках перед викидом в атмосферу.

Шкідливі речовини, що викидаються з виробничих приміщень, розсіюються поблизу підприємств, забруднюючи, перш за все, повітря самої авіакомпанії, створюючи в погано вентильованих міжоболочним просторах підвищені концентрації шкідливих речовин. Викиди різноманітні за своїм фізичним і хімічним складом.

Через системи вентиляції з атмосфери виробничих майданчиків, де проводиться технічне обслуговування або ремонт авіаційної техніки, атмосферне повітря виділяється: пари нафтопродуктів, розчинники, фарби і лаки, луги, кислоти, аерозолі водних розчинів їдкого, вуглекислого та фосфатного натрій, сірчаний ангідрид, оксиди азоту, чадний газ, пил.

Кількість шкідливих речовин, що викидаються в атмосферне повітря з виробничих приміщень АТБ і АРЗ через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення. Особливо це може бути в разі групового розміщення вентиляційних шахт, коли можливо комбінувати шкідливі викиди і навіть утворення нових шкідливих речовин підвищеної токсичності.

Склади паливно-мастильних матеріалів забруднюють атмосферне повітря, в основному на території авіаційних паливних аеропортів, мастильними матеріалами і спеціальними рідинами. Пари повітряного палива потрапляють в атмосферу: при їх видавлюванні з програмних баків і авіаційних баків (літаків) в процесі їх заповнення паливом, в процесі «невеликого дихання» баків, а також при випаровуванні розлитих за рахунок витоків палива в стиках і через необережне дотримання правил заправки літаків, їх зберігання, транспортування та наповнення ємностей з паливно-мастильними матеріалами.

При заповненні бака разом з 1 м³ повітря видавлюється в середньому 0,015 м³ насичених парів палива щільністю 10 кг / м³. Це означає, що, наприклад, при заповненні танкера ПО-22 в атмосферне повітря витісняється

до 3 кг легколетких паливних фракцій. Якщо взяти до уваги, що практично кількість палива, споживаного літаком, закачується не менше трьох разів (танк - танкер - танк літака), то, коли літак використовує 1000 м^3 палива на добу, його викиди у вигляді пари надходять в аеропорт. повітря може досягати 450 кг. Така маса палива може забруднювати середньодобові ГДК для бензину $1,5 \text{ мг} / \text{м}^3$ на $3 \times 10^8 \text{ м}^3$ повітря.

Суть «слабкого дихання» резервуарів полягає в тому, що при підвищенні температури зовнішнього повітря пари насиченого палива і власне паливо всередині бака нагріваються, розширюються, і пари палива витісняються з нього через дихальний клапан (в іншому випадку бак буде надуватися - деформуватися), а в нічний час доби при зниженні температури пар в паливі стискається, конденсується, що призводить до всмоктування зовнішнього повітря в бак. При «невеликому диханні» резервуара місткістю 5000 м^3 до 100 кг пари бензину видавлюється в атмосферне повітря на добу.

Спецтехніка авіакомпаній цивільної авіації забруднює атмосферне повітря оксидами вуглецю, вуглеводнів та оксидів азоту.

5.3 Вимоги до організацій з обслуговування авіаційної техніки (авіаційно-технічні бази)

Наявність інформації про діяльність та умови роботи підприємства, що міститься в екологічному паспорті, проект стандартів МРЕ, екологічному обґрунтуванні ліцензії і т. Д., В тому числі:

- типи обслуговуваних літаків і двигунів;
- форми технічного обслуговування (ТО), в яких виробляються гонки двигунів і допоміжних силових установок (ВСУ);
- частота виконаних форм технічного обслуговування і їх кількість за звітний календарний період;
- місце проведення гонок двигунів в поєднанні з виробничо-технічної територією бази і найближчих населених пунктів або інших охоронюваних територій;

- структурна схема пристроїв відображення вихлопних газів;
- статистика повторюваності погодних умов (напрямок і швидкість вітру, температура, тиск і відносна вологість) протягом року і по місяцях.

Наявність періодично виконуваних (не рідше одного разу в шість місяців) розрахунків валових викидів забруднюючих речовин під час гонок двигуна в формах технічного обслуговування. Розрахунки проводяться на підставі даних льотного сертифікату повітряного судна, складеного і затвердженого графіка випробувань двигуна.

Наявність обчислень усереднюються за 30-хвилинний інтервал одиничних концентрацій забруднюючих речовин, що виникають в результаті гонок двигунів. Розрахунки проводяться для стаціонарного літального апарату з урахуванням затвердженого графіка випробувань двигуна з інтервалом у півгодини і з урахуванням типу пристрою, що відображає вихлопні газ.

Розрахунки виконуються для наступних умов:

- найбільш інтенсивний профіль гонок двигунів за півгодини і при комбінуванні гонок декількох двигунів, якщо це відбувається протягом 30 хвилин;
- середньомісячні і несприятливі погодні умови для самого жаркого місяця року;
- для напрямків вітру в бік населених пунктів та інших територій, що охороняються, розташованих в зоні впливу поширення забруднюючих домішок.

Результати розрахунків повинні включати таблиці розрахунків з даними в вузлових точках на землі і контурах рівних концентрацій у двовимірному просторі і чітко демонструвати забруднення повітря в житлових районах і інших охоронюваних районах.

Розрахункові матеріали передаються в екологічні служби аеропорту, якщо авіаційна технічна база розташована на виробничо-технічній території останнього, для включення в зведені документи і в форму обліку.

Наявність розрахунків зон впливу авіаційного шуму на прилеглі території з урахуванням вимог ГОСТ 22283-88.

Наявність і розташування акустичних екранів або інших пристроїв, що впливають на поширення шуму в зоні розміщення АТБ.

При проведенні консервації і помилкових пусків двигунів слід використовувати спеціальні пристрої, які виключають викиди в атмосферу і в землю або в каналізаційні та зливові стоки консерваційних консистентних мастил і палива, а також їх сумішей.

5.4 Вплив шуму двигуна

Відомо, що шум двигуна збільшується під час зльоту і набору висоти, і саме ці режими впливають на акустичний комфорт житлових кварталів. Незважаючи на успіхи, досягнуті в глушінні, електростанції все ще є визначальним джерелом шуму літаків на землі. Основні причини шуму полягають у галузі аеродинаміки робочої рідини двигуна.

Завдяки величезній швидкості струменевий потік турбулює навколишнє повітря, що призводить до шуму. Крім того, шумні механічні деталі: компресор і турбіна, лопаті яких також створюють значну турбулентність. Раніше великі резерви для зниження шуму були надані заміною звичайного турбореактивного двигуна з двоконтурним турбореактивним двигуном. Шум турбіни, в принципі, викликаний тими ж причинами, що і шум вентилятора, але він має специфічні особливості, основна з яких пов'язана з великими і малими нерівномірностями і коливаннями потоку, що виходить з камери згоряння.

Це значно покращує всі широкосмугові та дискретні компоненти шуму турбіни. В результаті турбіна створює широкосмуговий шум як на низьких, так і на високих частотах. Дискретні компоненти трапляються на частотах лопаток компресора та вентилятора, а також на декількох і комбінованих частотах.

Високий ступінь турбулізації та неоднорідності, значна швидкість, а іноді і завихрення потоку за турбіною є причинами шуму вихідного каналу

двоконтурного турбореактивного двигуна. Тут виникають два типи шуму. Вихровий шум з'являється при обтіканні стійок та інших перешкод, а турбулентний шум - це шум взаємодії газового потоку зі стінками каналу тощо.

В даний час вчені різних країн докладають значних зусиль для зменшення шуму турбін існуючих та перспективних цивільних літальних апаратів. Звичайно, зараз широко застосовуються методи зовнішнього заклинювання. У той же час широке використання так званих звукопоглинальних конструкцій стало важливим способом зменшення шуму двигуна.

Для уточнення небезпеки в певних точках аеропорту та навколо нього проводяться повномасштабні вимірювання шуму.

Використання сучасних вимірювальних приладів (вимірювачів рівня звуку) дає можливість з достатньою точністю визначати рівні звукового тиску (в децибелах - дБ) у контрольних точках відповідно до стандарту ІСАО.

Це точка збоку злітно-посадкової смуги (злітно-посадкової смуги) на відстані 450 м від своєї осі, точки вздовж осі злітно-посадкової смуги на відстані 6,5 км від початку пробігу (під час зльоту) і на відстані 2,0 км від старту злітно-посадкової смуги (при під'їзді до посадки).

Ці вимірювання використовуються для сертифікації шуму різних типів літальних апаратів. Вони також вимірюють рівень шуму на передній площі, на фартуху та в зонах паркування літаків. Якщо поблизу є житлові райони, там також проводяться вимірювання шуму, при цьому найбільша увага приділяється лікарням, дитячим установам та ін.

5.5 Вплив шкідливих викидів з авіаційних двигунів

Викиди повітряних суден роблять основний внесок у забруднення цивільної авіації. Це визначає важливість всебічного огляду процесу.

Без знання законів, що регулюють викиди повітряних двигунів, неможливо розрахувати приплив забруднюючих речовин в атмосферу під час польотів літаків. Ці закономірності також використовуються при нормалізації

гранично допустимих рівнів викидів двигунів літальних апаратів, при розробці методів зниження викидів забруднюючих речовин літаками цивільної авіації.

Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими викидами, як оксиди вуглецю (CO, CO₂), азот (NO_x), сірка (SO_x), вуглеводні (HC) та зважені частинки, що виникають внаслідок роботи двигунів та спалювання авіаційного палива.

Джерела викидів, пов'язані з авіацією, можуть поширюватися і призводити до погіршення якості повітря в сусідніх населених пунктах. Ці викиди становлять потенційний ризик для здоров'я населення та навколишнього середовища, оскільки можуть спричинити збільшення концентрації наземного озону та призвести до кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних та урядових організацій контролю якості повітря поблизу аеропортів. Особлива увага також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище.

Під час польоту літальних апаратів на рівні польоту вихлопні гази двигунів літальних апаратів розсіюються в основному у верхній тропосфері та нижній стратосфері. Тому на цій стадії польоту літака потоком відпрацьованих газів у нижню атмосферу можна знехтувати.

На етапах циклу зльоту та посадки відпрацьовані гази літальних двигунів потрапляють переважно в поверхневий шар атмосфери.

Для оцінки забруднення поверхневого шару повітря в зоні аеропорту необхідно визначити внесок у цей процес викидів літальних апаратів на різних етапах циклу зльоту та посадки.

На етапах зльоту, підйому (до 900 м) та спуску (менше 900 м) відносна тяга та тривалість етапів мало змінюються залежно від умов експлуатації.

З метою зменшення шкоди навколишньому середовищу цивільна авіація встановлює обмеження на викид шкідливих речовин в атмосферу під час роботи літальних двигунів.

При розробці лімітів викидів враховуються екологічні наслідки забруднення поверхневого повітря в зоні аеропорту. В даний час цивільна авіація встановила обмеження викидів для чотирьох вихлопних компонентів літальних двигунів, які завдають найбільшої шкоди якості повітря наземного повітря в районі аеропорту. Це окис вуглецю CO, незапалені вуглеводні C_nH_m, оксиди азоту NO_x та частинки сажі (дим).

При регулюванні викидів літальних апаратів враховуються не лише екологічні вимоги, але й технічні можливості зменшення викидів токсичних речовин двигунами літальних апаратів.

З цією метою розглядається вплив технічних характеристик літальних апаратів на забруднення території аеропорту для стандартного циклу зльоту та посадки. Такий розгляд призводить до концепції параметру контролю викидів, який відіграє важливу роль у нормалізації максимально допустимих викидів у цивільній авіації.

Висновки до розділу

Результати досліджень, представлені в роботі, вказують на те, що розвиток цивільної авіації неможливий без комплексних заходів щодо зменшення забруднення навколишнього середовища під час процесів експлуатації та обслуговування повітряного транспорту та попередження негативних екологічних наслідків, викликаних забрудненням.

До пріоритетних завдань належать зменшення викидів шкідливих речовин двигунами літальних апаратів, а також зниження рівня шуму повітряних суден.

Вирішення цих проблем особливо актуально для цивільної авіації, у повітряному флоті якої є багато літальних апаратів, які не відповідають вимогам Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) щодо викиду шкідливих речовин та інтенсивності шуму літаків

Важливим завданням є також зменшення забруднення навколишнього середовища в зонах аеропорту та його вплив на здоров'я пасажирів, екіпажів, працівників аеропорту та навколишнього населення.

Вирішення цих проблем глобального масштабу та значення можливе лише на основі міжнародної співпраці та узгоджених дій усіх країн світового співтовариства.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В роботі виконано дослідження різних систем конвективно-плівкового охолодження лопатки соплового апарату.

Температура газу перед турбіною сучасного авіаційного газотурбінного двигуна досягла рівня, вище якого (при сучасних способах охолодження лопаток турбіни і сучасних лопаткових матеріалах) подальше збільшення дози стає все менш ефективним. Тому розвиток у цій сфері є дуже актуальною темою.

Розглянуто особливості випуску охолоджувального повітря у міжлопатковий канал високотемпературних газових турбін. Наведені розрахунки доводять, що істотне збільшення ефективності охолодження може бути досягнуто за рахунок створення додаткових каналів у стінці лопатки.

Дослідження таких лопаток показують, що при раціональному розташуванні отворів в шарах матеріалу можна підвищити ефективність охолодження в 1,5 ... 1,6 рази в порівнянні з лопатками каналної конструкції; практично зберегти аеродинамічний досконалість профілів на рівні сучасних охолоджуваних турбін і усунути недолік пористих оболонки полягає у швидкій забрудненість пор пилом і окалиною. Це досягається виконанням в листовому матеріалі отворів діаметром 100 ... 200 мкм, тоді як граничні розміри частинок пилу в очищеному повітрі складають 15 ... 30 мкм.

Завдяки цьому можна підвищити ККД двигуна, що у свою чергу підвищити максимальне значення температури.

Таким чином, вдосконалення системи їх охолодження і підвищення її ефективності особливо насущне і має вагомое наукове і практичне значення.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Теория авиационных газотурбинных двигателей : учебник / под общ. ред. Ю. М. Терещенко. – Киев : НАУ, 2005. – 500 с.
2. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : учебник. Кн. 3. / под общ. ред. В. В. Кулагина. – М.: Машино-строение, 2005. – 464 с.
3. Иванов М.Я., Почуев В.П. Проблемы создания высокотемпературных турбин современных авиационных двигателей // Конверсия машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 34–46.
4. Сендюрев С.И. Результаты исследования закономерностей охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных турбин // Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД–2010): сб. тез., г. Москва, 15–16 апреля 2010 г. – М., 2010. – С. 49–52.
5. Сендюрев С.И. Проблемы охлаждения сопловых лопаток турбин и способы их решения // Газотурбинные технологии. – 2010. – № 2. – С. 2–5.
6. Забобин В. В., Иванов Н. А., Конев В. А. и др. Термогазодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей. Методические указания по выполнению курсовой работы. - К.: КИИГА, 1992. –68с.
7. Лозицкий Л.П., Ветров А.Н.. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Воздушный транспорт, 1992. – 536 с.
8. Халатов А. А., Коваленко А.С., Резник С.Б. ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН – 2017. – 20 с.
9. Манушин Э.А. Системы охлаждения турбин высокотемпературных газотурбинных двигателей /Турбостроение ВИНТИ/.1980. Вып.2, 280 с.
10. Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления / Т.В. Абрамчук, С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов, В.В. Цатиа-швили // Новые решения

в газотурбостроении: сб. тр. всерос. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов, г. Москва, 5–8 октября 2010 г. – М., 2010.

11. Тихонов А.С., Сендюрев С.И. Испытательная установка для исследования течения воздуха во внутренних полостях охлаждаемых лопаток газовых турбин // Тез. докл. LVII науч.-техн. конф. / Комиссия по газ. турбинам РАН, Ассоциация газотурбинных технологий. – Уфа, 2010. – С. 165–170.

12. Сендюрев С.И., Тихонов А.С. Проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин пятого поколения // Тез. докл. LVII науч.-техн. конф. / Комиссия по газ. турбинам РАН, Ассоциация газотурбинных технологий. – Уфа, 2010. – С. 159–164.

13. Халатов А.А. Тенденции развития систем охлаждения лопаток высокотемпературных энергетических ГТД. Часть 1. Современное состояние / А.А. Халатов, В.В. Романов, Ю.Я. Дашевский, Д.Н. Письменный // Промышленная теплотехника. – 2010, Т. 32, № 1. – С. 53–61.

14. Халатов А. А. Теплообмен и гидродинамика в полях центробежных массовых сил. / А. А. Халатов, В. В. Романов, И. И. Борисов, Ю. Я. Дашевский, С. Д. Северин. – К.: Изд. Ин-та технической теплофизики НАН Украины, 2010 – Т.

15. Тепломассообмен и гидродинамика при циклонном охлаждении лопаток газовых турбин. – 2010. - 317 с. – ISBN 978- 966-02-5694-1. 7. Boyce M. Gas turbine engineering handbook / Meherwan Boyce. – Houston : Gulf Publishing, 2002. – 815 p. – ISBN 0-88415-732-6. 8. Aoki S. Development of the next generation 1500°C class advanced gas turbine for 50 Hz utilities / S Aoki, Y. Tsukuda, E. Akita, R. Tomat, C. Schips // ASME Paper №96-GT-314. – 1994. – 8 p.

15. ГОСТ 12.1.003-74 Опасные и вредные производственные факторы. Классификация – Москва ИПК ИЗДАТЕЛЬСТВО СТАНДАРТОВ

17. Иноземцев А.А., Сендюрев С.И. Исследование и проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин // Тяжелое машиностроение. – 2010. – № 9. – С. 4–12.

18. Конструкція та міцність авіаційних двигунів: методичні рекомендації до виконання курсового проекту / І.І. Гвоздецький, С.І. Йовенко, Є.М. Карпов та ін. – К.: НАУ, 2007. – 56 с.

