

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
докт. техн. наук, проф.
_____Ю.М. Терещенко
«_____»_____2022 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ЗДОБУВАЧ ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ «МАГІСТР»
ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»**

**Тема: «Методика формування вимог до агрегатів систем запуску на етапі
проектування ГТД»**

Виконав: _____ В.П. Назаренко

Керівник: канд. техн. наук, доц. _____ І.Ф. Кінащук

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

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

охорона навколишнього середовища:

к.б.н., доцент, _____ А.О. Падун

Нормоконтролер _____

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет
Кафедра авіаційних двигунів
Освітній ступень «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

докт. техн. наук, проф.

_____ Ю.М. Терещенко

«_____» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

НАЗАРЕНКА ВЛАДИСЛАВА ПЕТРОВИЧА

1. Тема роботи: «**Методика формування вимог до агрегатів систем запуску на етапі проектування ГТД**» затверджено наказом ректора від «21» жовтня 2022 року №1986/ст
 2. Термін виконання роботи: з 10 жовтня 2022 р. по 20 листопада 2022р.
 3. Вихідні дані до роботи: статистичні дані щодо запуску авіаційних ГТД, статистика відмов при старті двигунів, дані про результати досвіду експлуатації та дані отримані від експериментів та випробувань.
 4. Зміст пояснювальної записки: аналіз особливостей запуску ГТД, методика формування вимог до агрегатів систем запуску на етапі проектування ГТД, розробка рекомендацій щодо підвищення ефективності запуску ГТД.
 5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: рисунки та схеми пов'язані з елементами системи запуску ГТД і методами покращення їх ефективності.
- Графічний (ілюстративний) матеріал виконано за допомогою Microsoft Office Excel, Microsoft Office Visio, Microsoft Office Power Point, AutoCad, Adobe Acrobat DC та Paint.

6.Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз досвіду експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів.	10.10.2022 – 14.10.2022	Виконано
Аналіз існуючих моделей розрахунку запуску авіаційних ГТД. Постановлення задач дослідження.	14.10.2022 – 18.10.2022	Виконано
Виконання першого розділу.	18.10.2022 – 23.10.2022	Виконано
Виконання другого розділу.	23.10.2022 – 28.10.2022	Виконано
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці, охорона навколишнього середовища.	28.10.2022 – 1.11.2022	Виконано
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу	1.11.2022 – 6.11.2022	Виконано
Аналіз виконаної роботи та написання висновків до розділів та загального висновку до всієї виконаної роботи.	6.11.2022 – 9.11.2022	Виконано
Попередній захист кваліфікаційної роботи.	18.11.2022	

7.Консультанти по окремим розділам

Розділ	Консультант	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	ст. викладач О.О. Козлітін		
Охорона навколишнього середовища	к.б.н., доцент, А.О. Падун		

8.Дата видачі завдання: «10» жовтня 2022 року.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ І.Ф. Кінащук

Завдання прийняв до виконання _____ В.П. Назаренко

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Методика формування вимог до агрегатів систем запуску на етапі проектування ГТД»:

100 сторінок, 30 рисунків, 36 використаних джерела.

Об'єкт досліджень – агрегати системи запуску ГТД.

Предмет досліджень – формування вимог до агрегатів систем запуску ГТД.

Мета роботи – аналіз процесів забезпечення надійного запуску авіаційних ГТД на основі вибору оптимальних характеристик пускового пристрою та вдосконалення системи управління в умовах невизначеності пускових властивостей ГТД на етапі проектування.

Методи досліджень – аналітичні, графічні, статистичні, математичне моделювання.

Формування комплексного підходу до забезпечення вимог щодо запуску ГТД вже на етапі проектування, дозволить знизити технічні ризики проектування, скоротити обсяг дорогих експериментальних робіт, що, зрештою, дозволить скоротити тривалість та вартість дослідно-конструкторських робіт з розробки газотурбінного двигуна загалом, а значить підвищити його конкурентоспроможність на світовому ринку.

Практична значимість роботи полягає у зниженні технічних ризиків проектування пускової системи та скорочення обсягів дорогих експериментальних досліджень, що досягаються за рахунок застосування розробленої методики розрахункового дослідження режиму запуску проектованого двигуна.

Матеріали кваліфікаційної роботи рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень, у навчальному процесі та в практичній діяльності під час розробки програм технічного обслуговування повітряних суден з урахуванням специфіки діяльності експлуатанта.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ.....	7
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СТАНУ ДОСЛІДЖЕНЬ СИСТЕМ ЗАПУСКУ ГТД	11
1.1 Вимоги щодо запуску авіаційного ГТД.....	11
1.2 Висновки розділу 1	23
РОЗДІЛ 2. МЕТОДИКА ФОРМУВАННЯ ВИМОГ ДО АГРЕГАТИВ СИСТЕМ ЗАПУСКУ НА ЕТАПІ ПРОЕКТУВАННЯ ГТД	24
2.1 Моделювання запуску газотурбінного двигуна.....	24
2.2 Поелементна модель ГТД у режимі запуску.....	33
2.2.1 Екстраполяція характеристик компресора.....	35
2.2.2 Екстраполяція характеристик турбін.....	40
2.2.3 Екстраполяція характеристик камери згоряння	43
2.3 Розрахункова модель запуску двигуна	50
2.4 Технологія формування вимог до системи запуску авіаційного ГТД.....	61
2.5 Висновки розділу 2	70
РОЗДІЛ 3. ОХОРОНА ПРАЦІ	72
3.1 Фактори, що впливають на умови праці.....	72
3.1.1 Організація робочого місця	72
3.1.2 Шкідливі та небезпечні виробничі фактори та чинники	75
3.2 Заходи для зменшення та усунення впливу небезпечних виробничих факторів при ТО авіаційних ГТД	76
3.3 Пожежна безпека.....	77
3.4 Розрахунок кратності повітрообміну при вентиляції виробничого приміщення.....	78
3.5 Спецодяг та засоби індивідуального захисту працівників.	80
3.6 Висновки розділу 3	83
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	84

4.1 Вплив запуску та роботи ГТД на навколишнє середовище	84
4.2 Засоби, заходи, методи зниження впливу запуску та роботи ГТД на навколишнє середовище.....	87
4.3 Висновки розділу 4	90
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	92
СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВІКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	97

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ

Скорочення

ВМС – військово морські сили;	ПП – пусковий пристрій;
ВТ – високий тиск;	ПРД – повітряно реактивний двигун;
ГТД – газотурбінний двигун;	РВТ – ротор високого тиску;
ДКР – дослідно-конструкторські роботи;	САК – система автоматичного керування;
ДСУ – допоміжна силова установка;	ТВТ – турбінна високого тиску;
ЗІЗ – засоби індивідуального захисту;	ТНТ – турбінна низького тиску;
ЗМГ – земний малий газ;	ТСП – турбінний стартер повітряний;
КВТ – компресор високого тиску;	ХП – холодне прокручування;
КЗ – камера згоряння;	JASU - Jet Aircraft Start Unit (стартер для реактивних літаків);
ККД – коефіцієнт корисної дії;	NASA - National Aeronautics and Space Administration (Національне управління з авіації та дослідження космічного простору);
КНТ – компресор низького тиску;	UNIJASU - Universal Jet Aircraft Start Unit (універсальний стартер для реактивних літаків).
ЛА – літальний апарат;	
МГ – малий газ;	
МСА – міжнародна стандартна атмосфера;	
НТ – низький тиск;	
ПЗ – початок запуску;	

Індекси

БФ – безформатний;	ПИТ – питомий;
в – вал двигуна;	ПОВ – повний;
ВІД – відносний;	ПОТР – потрібний;
ВХ – вхідний;	РОЗП – розпалювання;
Г – газу;	РОЗР – розрахунковий;
ГІДР – гідравлічний;	СТ – стабільний;
ЖХ – жарова характеристика;	СТАРТ – стартовий;

ЗМ – змішування;

ІД – ідеальний;

ІЗ – ізотропічний;

К – компресорний;

НАВ – наведений;

ОП – опору;

П – повітря;

СТАТ – статичний;

Т – тубінний;

ТЕПЛ – тепловий;

ТК – турбокомпресора;

ФАКТ – фактичний;

* – за параметрами гальмування;

МАХ – максимальний;

МІН – мінімальний.

Умовні позначення

С – абсолютна швидкість, м/с;

G – витрата газу, кг/год;

k – показник адіабати;

Kv – параметр форсування камери

L – робота, Дж;

N – потужність, Вт;

n – частота обертання, с⁻¹;

R - газова постійна, Дж/(кг К);

V – об'єм, м³;

α – коефіцієнт надлишку повітря;

η – коефіцієнт корисної дії;

Θ – нерівномірність, %;

λ – наведена швидкість;

λ – наведена швидкість;

ξ – Коефіцієнт гідравлічного опору;

π – ступінь підвищення/зниження тиску;

σ – коефіцієнт втрат;

τ - час, с;

згоряння;

K_T – емпіричний коефіцієнт, що враховує якість сумішоутворення;

M – швидкість польоту, м/с;

H – висота польоту, м;

P – Тиск, Па;

C_{PT} – питома теплоємність газу.

ВСТУП

Історія розвитку газотурбінобудування налічує понад 75 років, з моменту появи в 1937 перший газотурбінного двигуна HeS 1 (конструктор Ханс фон Охайн, виробництво Heinkel-Hirth Motorenbau), такий же термін має і проблема запуску цих двигунів. На ранніх етапах, відпрацювання запуску була повністю експериментальною, але в міру розвитку уявлень про процеси, що відбуваються в ГТД на режимі запуску, почали робити спроби формування підходів до прогнозування пускових властивостей ГТД (у тому числі й закладення пускових властивостей на стадії проектування) та відповідного вибору параметрів системи запуску. Традиційні способи запуску, такі як попереднє розкручування ротора допоміжним двигуном внутрішнього згоряння та використання піростартерів обмеженого запасу робочого тіла, в даний час або не використовуються, або мають обмежене застосування. Основним типом пускових пристроїв двигунів як цивільної, так і військової авіації є повітряні турбостартери та електростартери. Що пояснюється не лише значним ступенем вивченості принципів їх роботи, високою питомою потужністю, а й можливістю ефективного об'єднання кількох функцій – джерела крутного моменту у процесі запуску та бортового джерела живлення у процесі польоту під час режимної роботи ГТД.

Як системи запалення паливо-повітряної суміші в камері згоряння, традиційно найбільш широко застосовуються електричні іскрові системи, що отримали розвиток ще при розробці двигунів внутрішнього згоряння різних схем. У той же час, вже зараз визнається ефективність альтернативних типів систем запалювання, таких як електричні плазмові, та лазерні системи.

Провідні фахівці іноземних університетів, таких як Virginia Polytechnic Institute та Cranfield University, ведуть дослідницькі роботи в інтересах найбільших світових виробників авіаційних газотурбінних двигунів – Rolls-Royce, Pratt & Whitney та General Electric. Основними напрямками досліджень запуску іноземних авторів є дослідження та моделювання роботи газотурбінних двигунів на режимах земного та польотного запуску, запуску з авторотації, дослідження характеристик вузлів ГТД у галузі запуску.

Однак відсутність комплексного підходу до формування вимог до запуску та агрегатів пускової системи ГТД, що ґрунтується на результатах прогнозування пускових властивостей, призводить до того, що і в даний час проектування системи запуску в рамках дослідно-конструкторських робіт зі створення авіаційних газотурбінних двигунів є завданням, пов'язаним з високими технічними ризиками, реалізація яких призводить до необхідності перепроєктування як власне агрегатів системи запуску, так і сполучених систем з подальшим повторенням значного обсягу дорогих стендових, спеціальних та льотних випробувань.

Актуальність проблеми забезпечення запуску ГТД зумовлює таку **мету дослідження**: забезпечення надійного запуску авіаційних ГТД на основі вибору оптимальних характеристик пускового пристрою та вдосконалення системи керування в умовах невизначеності пускових властивостей ГТД на етапі проектування та їх зміни у процесі експлуатації.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СТАНУ ДОСЛІДЖЕНЬ СИСТЕМ ЗАПУСКУ ГТД

1.1 Вимоги щодо запуску авіаційного ГТД.

Запуск авіаційного ГТД є важливим режимом, який багато в чому визначає безпеку, ефективність експлуатації та надійність двигуна та літального апарату загалом. Запуск авіаційного ГТД є розкручування ротора двигуна від нерухомого стану в наземних умовах або від режиму авторотації у польоті до режиму малого газу.

Особливістю запуску ГТД на землі є те, що стан двигуна близько нульової частоти обертання його ротора (ротори) і початковий тепловий стан, близький до параметрів навколишнього середовища (холодний двигун). При цьому умови в камері згоряння практичні відповідають умовам навколишнього середовища, тобто не допускають якісне розпилення палива, утворення дрібнодисперсного паливоповітряна суміш, турбулентність потоку, стійке займання і горіння.

Для запуску ГТД застосовується комплекс, що включає пускове пристрій та систему запуску камери згоряння, що взаємодіє з паливною системою, САК та системою електропостачання двигуна. Для надійного запуску двигуна робота всіх названих пристроїв має бути узгоджена між собою.

Пусковий пристрій призначений для розкручування ротора ГТД до частоти обертання, при якому забезпечується надійне займання палива в камері згоряння (КЗ) та турбіна ГТД починає розвивати потужність на валу ротора ГТД, достатню для подальшої розкручування. Пусковий пристрій є частиною пускової системи ГТД, включається та відключається за сигналами САК ГТД. Оскільки пусковий пристрій призначений для розкручування ротора двигуна першому етапі запуску, то головною характеристикою пускового пристрою є крутний момент, що створюється на роторі двигуна.

На більшості ГТД пусковий пристрій пов'язаний з ротором двигуна через кінематичний привід та розміщується на коробці приводів двигуна. Для однороторних двигунів застосовується також прямий привід, коли пускове пристрій розміщується в коку компресора і безпосередньо з'єднується з ротором

ГТД. Застосування прямого приводу пускового пристрою дозволяє зменшити масу, скоротити габарити двигуна та спростити його кінематичну схему.

Пускові пристрої повинні задовольняти наступним вимогам:

1. Забезпечити розкручування ротора ГТД до частоти обертання малого газу за обмежений період часу у всіх заданих умовах експлуатації.

2. Конструкція має бути виконана у вигляді окремого закінченого агрегату.

3. У пусковому пристрої має бути забезпечене автоматичне з'єднання-роз'єднання з ротором ГТД.

4. Пускові пристрої повинні містити аварійні системи їх відключення у разі виникнення нештатних ситуацій чи перевищенні допустимих значень параметрів роботи у процесі запуску ГТД.

5. Пускові пристрої повинні мати мінімальні масу та габарити, низьку вартість виготовлення та обслуговування.

6. У пускових пристроях повинні використовуватися ті ж марки паливно-мастильних матеріалів, що і в ГТД.

Класифікацію пускових пристроїв наведено на рис. 1.1.

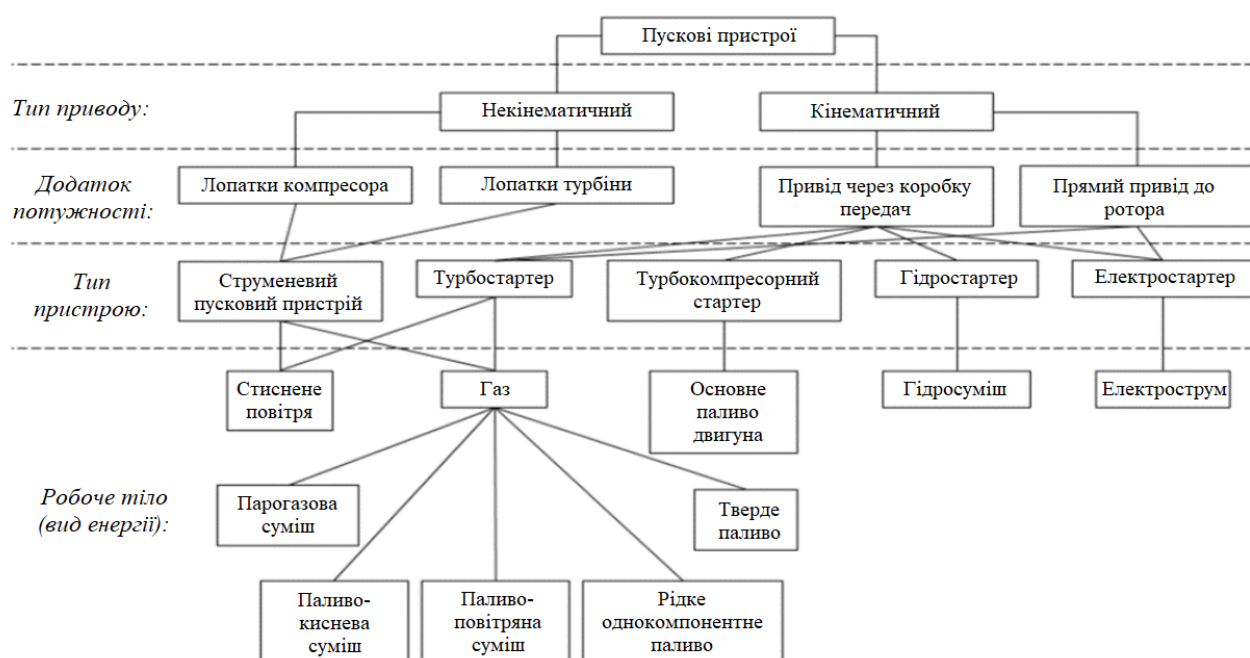


Рисунок 1.1 – Класифікація пускових пристроїв

Пускові пристрої за типом приводу бувають кінематичними та

некінематичними (аеродинамічними). У кінематичних пристроях передача крутного моменту від ротора вихідного валу пускового пристрою здійснюється механічно через коробку приводів або безпосередньо на вал ротора високого тиску ГТД. В аеродинамічних (некінематичних) пускових пристроях крутний момент передається на ротор газотурбінного двигуна, а саме на робочі лопатки турбіни або компресора, в результаті взаємодії лопаток із потоком робочого тіла (стисненого повітря).

Використання певного типу пускового пристрою залежить від призначення двигуна, необхідної потужності для розкручування його ротора, а також особливості об'єкта застосування.

На сучасних авіаційних газотурбінних двигунах широке застосування знайшли повітряні, електричні, гідравлічні та турбокомпресорні пускові пристрої. Вибір типу пристрою розкручування в значною мірою залежить від наявного на літальному апараті типу джерела енергії, а також від величини необхідної пускової потужності пристрою та часу запуску двигуна.

Для запуску ГТД момент, що крутить, створюваний пусковим пристроєм на валу каскаду двигуна, має бути більше моменту його опору. Крутний момент пускового пристрою в процесі розкручування ГТД постійно змінюється, оскільки запуск є перехідним процесом. Час запуску більшості використовуваних в даний час ГТД становить 15...90 секунд і залежить від величини моменту інерції ротора ГТД та його пускових характеристик.

Маса стартера знаходиться в прямій залежності від потрібної потужності для запуску ГТД. При проектуванні літального апарату необхідно враховувати масу каналу системи запуску, тобто масу системи запуску, що припадає на один ГТД. Маса каналу системи запуску складається з маси пускового пристрою, джерела живлення, апаратури пускового пристрою одного каналу, апаратури центрального управління системою запуску, додатковою комутаційною апаратури системи та елементів захисту режиму запуску. Оцінка маси каналу системи запуску виконується за показником відносної маси, який є відношенням її маси до вихідної потужності пускового пристрою. Відносна маса системи запуску

характеризує досконалість системи запуску і повинна мати невелике значення. Для електричних систем запуску ця величина становить 6,5...20 кг/кВт, для повітряних - 4,7...8,0 кг/кВт, для турбокомпресорних – 0,5...1,5 кг/кВт.

Раніше для запуску ГТД часто використовували наземні пускові установки JASU або impingement starter. Сьогодні застосування таких установок знайшло продовження в універсальних UNIJASU, які використовуються у ВМС США. Проте вже багато десятиліть тому було зроблено висновок про те, що з погляду ефективності, універсальності та надійності запуску найбільш кращою є система запуску двигуна, побудована на основі повітряної турбіни, механічно пов'язаної з ротором ГТД і одержує стислий повітря від компресора ДСУ (рис. 1.2). До переваг такої системи відноситься: невелика відносна маса, простота конструкції та ін. Серед недоліків систем запуску з ТСП слід зазначити необхідність у ДСУ, як у джерелі стисненого повітря для роботи турбіни. Однак цей недолік не є критичним, оскільки ДСУ на борту літака вирішує безліч інших завдань, наприклад, забезпечує роботу системи кондиціонування при роботі на землі та підготовці до вильоту.

На сучасних літаках пасажирської та транспортної авіації, де для надійного запуску потрібне використання пускових пристроїв з потужністю понад 20 кВт, широке поширення набули повітряні турбінні стартери. Основними перевагами турбінних пускових пристроїв є відносна простота конструкції, надійність та мала питома маса. Під надійністю системи запуску з ТСП розуміється можливість забезпечення повторного запуску двигуна за будь-яких навколишніх умов (у тому числі і в польоті). Така можливість важлива як для військових, але й цивільних літаків. Для зменшення ймовірності розвитку аварійних ситуацій необхідно мати можливість швидко «включити» який зупинився з якихось причин двигун. Таким чином, час запуску двигуна є одним з найважливіших параметрів, що характеризують роботу системи запуску.

Конструктивно ТСП виконується з осьової або доцентрової турбіною. Як джерела живлення для повітряних стартерів можуть використовуватися: наземне джерело живлення, інший двигун на літальному апараті, допоміжна силова

установка.

На рис 1.2 представлена типова схема розташування ДСУ, ТСП з заслінками та магістралями підведення стисненого повітря пасажирського літака.

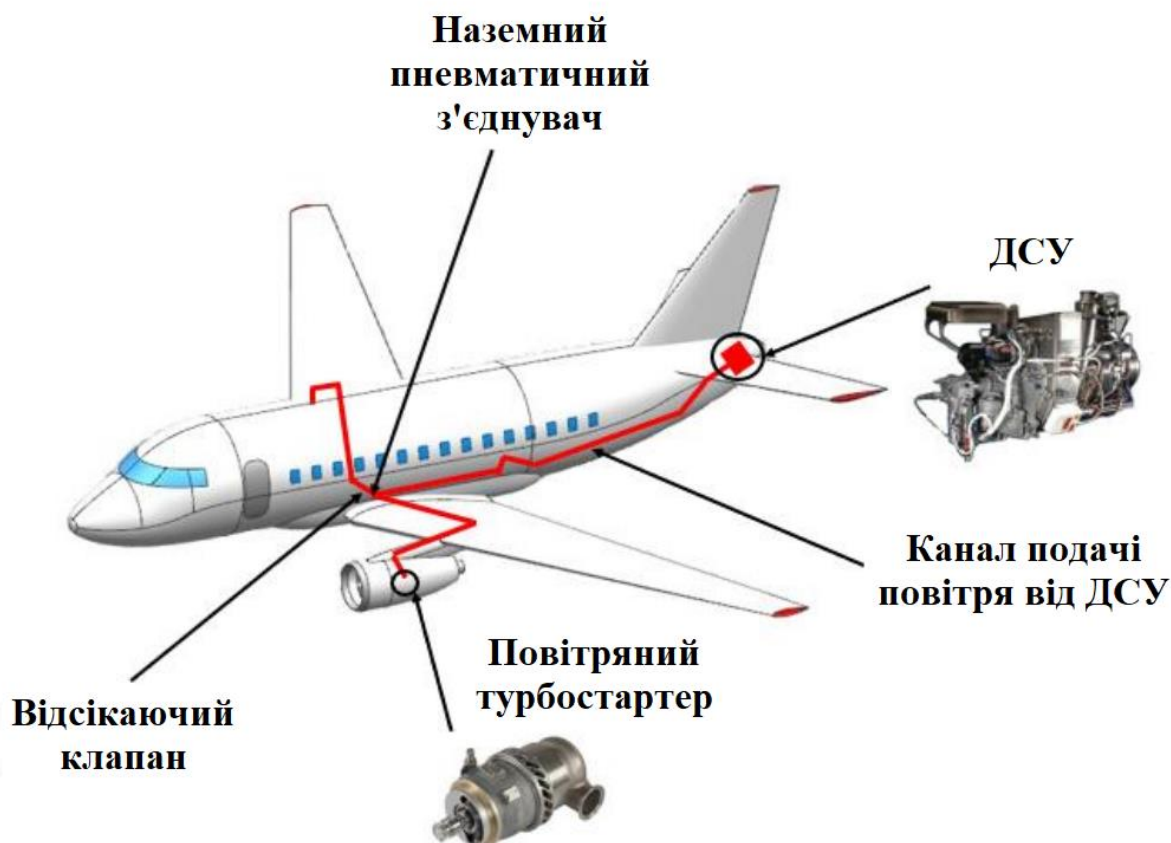


Рисунок 1.2 - Схема розташування ДСУ, ТСП із заслінками та магістралями підведення стисненого повітря

Запуск ГТД може здійснюватись на аеродромі від нерухомого стану роторів до режиму земного малого газу, в умовах польоту від режиму авторотації до режиму польотного малого газу та в умовах польоту після згасання камери згоряння до режиму польотного малого газу (зустрічний запуск).

За рівнем частоти обертання валу двигуна n_b запуск ГТД розбивають на три етапи, представлені рис. 1.3

На першому етапі від початку запуску при частоті обертання $n_{b0} = n_{ПЗ}$ до вступу в активну роботу турбіни ГТД при частоті обертання $n_{b1} = n_{РОЗП}$ ротор

розкручується переважно турбінним пусковим пристроєм. В оглядовій частині роботи показано, що умови в камері згоряння, за яких можливий стабільний розпал паливо-повітряної суміші, що досягаються при частоті обертання ротора двигуна (ротора високого тиску) $n_{\text{РОЗП}}$, що становить зазвичай 15 – 30% від частоти обертання на максимальному режимі.

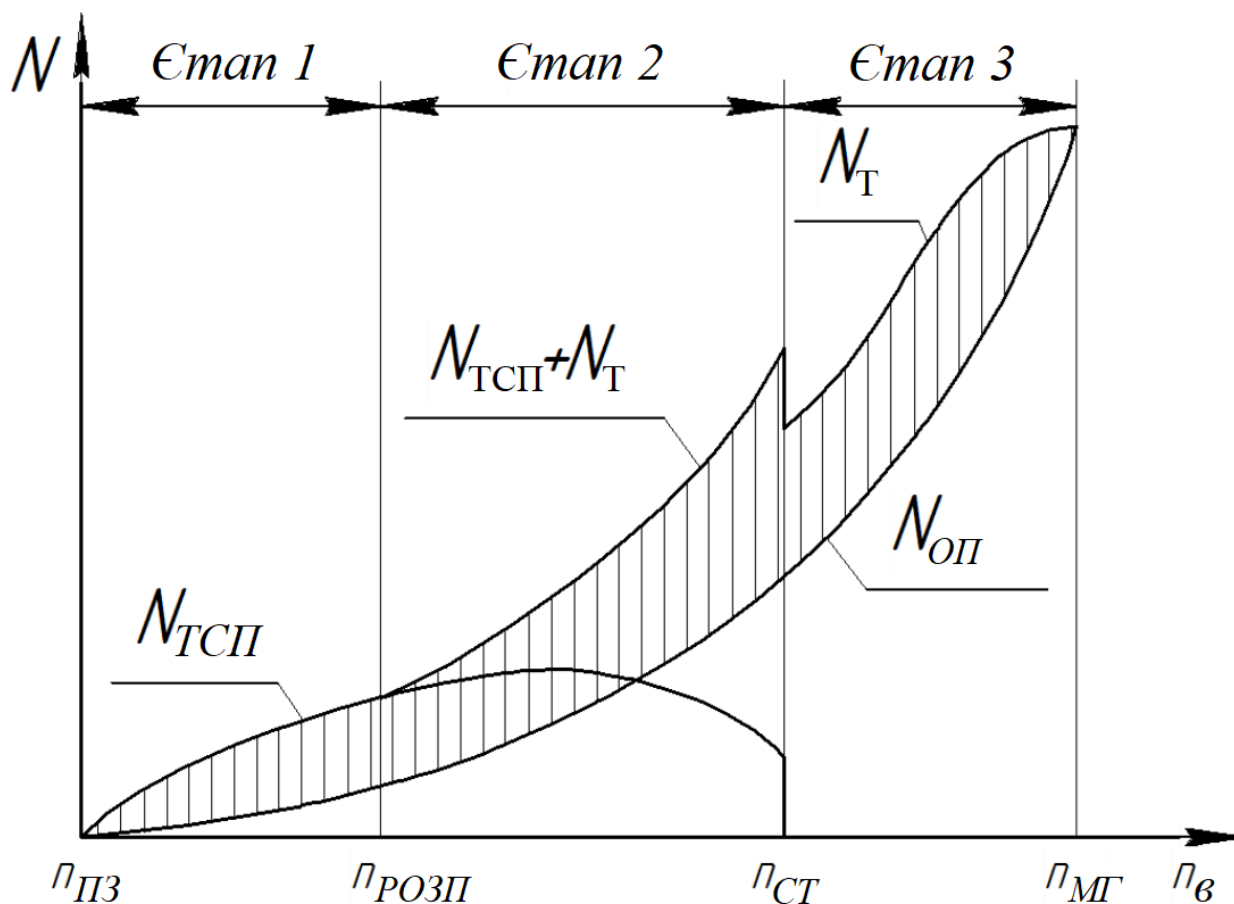


Рисунок 1.3 – Основні етапи запуску авіаційного ГТД

Збільшення частоти обертання ротора на першому етапі здійснюється завдяки перевищенню сумарної потужності ТСП $N_{\text{ТСП}}$ та турбіни N_T двигуна над потужністю опору $N_{\text{ОП}}$, що є сумою потрібних отужностей на привід компресора, агрегатів та подолання тертя в опорах та ущільнення: $N_{\text{ТСП}} + N_T > N_{\text{ОП}}$. Слід зазначити, що на цьому етапі запуску потужність $N_{\text{ТСП}}$ значно більше потужності N_T , обумовленої досить малими теплоперепадами на турбіні внаслідок незначного підвищення тиску повітря за компресором ГТД. Момент розпалювання паливо-повітряної суміші в камері згоряння є початком другого етапу запуску двигуна. З

цього моменту розкручування ротора ГТД здійснюється ТСП та турбіною двигуна, що працює при підвищеній температурі на її вході. Як і на першому етапі $N_{\text{ТСП}} + N_{\text{T}} > N_{\text{ОП}}$.

Другий етап запуску завершується при досягненні частоти обертання ротора $n_{\text{в2}} = n_{\text{СТ}}$, за якої турбіна розвиває потужність, достатню для забезпечення розкручування ротора із заданим програмою запуску темпом. Потужність $N_{\text{ТСП}}$ при частоті обертання $n_{\text{СТ}}$ близька до нуля та подача стисненого повітря на ТСП припиняється.

Третій етап запуску двигуна здійснюється його турбіною без ТСП до досягнення частоти обертання малого газу $n_3 = n_{\text{МГ}}$. У цьому режимі потужність N_{T} стає рівною $N_{\text{ОП МГ}}$ і двигун виходить на режим роботи, що встановився малого газу.

Аналіз показує, що основною проблемою при виборі та налагодженні програми запуску є забезпечення необхідного надлишку палива, з враховуючи низьку ефективність поширення полум'я по колу камери згоряння та вузькості діапазону стійкого горіння в області запуску. Як правило, у першому наближенні витрата палива в умовах, що відрізняються від стандартних, визначається їх умови відповідності його наведених значень, програмі обраної умов $H = 0$ км, $M = 0$, MCA . Однак слід відзначити, що застосування теорії подоби режимів має суттєві обмеження в області запуску, що є причиною необхідності експериментального відпрацювання програми запуску в процесі випробувань у широкому діапазоні зовнішніх умов, що відрізняються від стандартних.

Складнощі зі стендовим налагодженням програми запуску також можуть викликатися особливостями конструкції конкретного типу двигуна, які зумовлюють особливості його пускових характеристик, наприклад таких як низька ефективність камери згоряння на режимі запуску, малі запаси газодинамічної стійкості компресора та інші.

Крім того, індивідуальні відмінності вузлів двигуна, пов'язані з особливостями технології виготовлення та складання двигунів, що зумовлюють відмінності зривних характеристик камери згоряння та межі стійкої роботи

компресора від відповідних характеристик базового "еталонного" двигуна. При цьому якщо доріжка запуску, обумовлена наведеними обмеженням, порівняно вузька, може знадобитися індивідуальна налагодження програм запуску, що вимагає проведення додаткових випробувань перед відправкою двигунів, що серійно випускаються, що підвищує кінцеву вартість ГТД для експлуатуючої організації. Крім того, у процесі вичерпання ресурсу ГТД, зміна його характеристик може призвести до необхідності додаткового регулювання програми/циклограми запуску, що також знижує експлуатаційні якості двигуна.

При запуску двовального або тривального ГТД режими роботи каскадів компресори змінюються. При цьому насамперед необхідно забезпечити стійку роботу компресора високого тиску (КВТ). На рис. 1.4 представлено робочу лінію на характеристиці КВТ у процесі запуску ГТД. На першому етапі запуску, коли розкручування ротора ГТД виконується тільки стартером, при непрацюючій камері згоряння, а температура перед турбіною дорівнює температурі за компресором $T_{Г*} = T_{К*}$, робоча лінія буде представлена кривою "0-1". Після розпалювання паливо-повітряної суміші при досягненні частоти обертання $n_{в1}$ температура газу перед турбіною $T_{Г*}$ різко зростає, а робоча точка на початку другого етапу запуску зміщується до межі сталої роботи, що відповідає кривою "1-р". Далі протягом другого етапу та на початку третього етапу запуску температура $T_{Г*}$ підтримується на максимально можливому рівні з умови забезпечення стійкої роботи КВТ (крива р-2). У наприкінці третього етапу температура $T_{Г*}$ знижується до її значення на режимі малого газу $T_{Г*} = T_{Г\text{мг}*}$.

З рисунку 1.4 видно, що кількість палива, що подається в камеру згоряння при запуску може обмежуватися запасом сталої роботи компресора високого тиску, а не міцністю турбіни. При дуже великих закидах температури перед турбіною $T_{Г*}$ може виникнути зрив потоку в КВТ, що призведе до «гарячого зависання частоти» обертання. У цьому випадку подальше підвищення температури перед турбіною $T_{Г*}$ не призведе до збільшення частоти обертання. Якщо ж кількість палива подаватиметься в камеру згоряння недостатній кількості,

то крутний момент турбіни ГТД буде невеликим, що призведе до «холодного зависання», коли й у цьому випадку ротор високого тиску компресора не розкручуватиметься. Облік цих процесів вимагає забезпечення точного дозування подачі палива до камери згоряння системою автоматичне регулювання на режимах запуску.

Розкручування ротора ГТД при запуску здійснюється повітряною турбіною стартера і основною турбіною двигуна, які беруть участь у розкручуванні не весь період запуску, а лише на певних етапах.

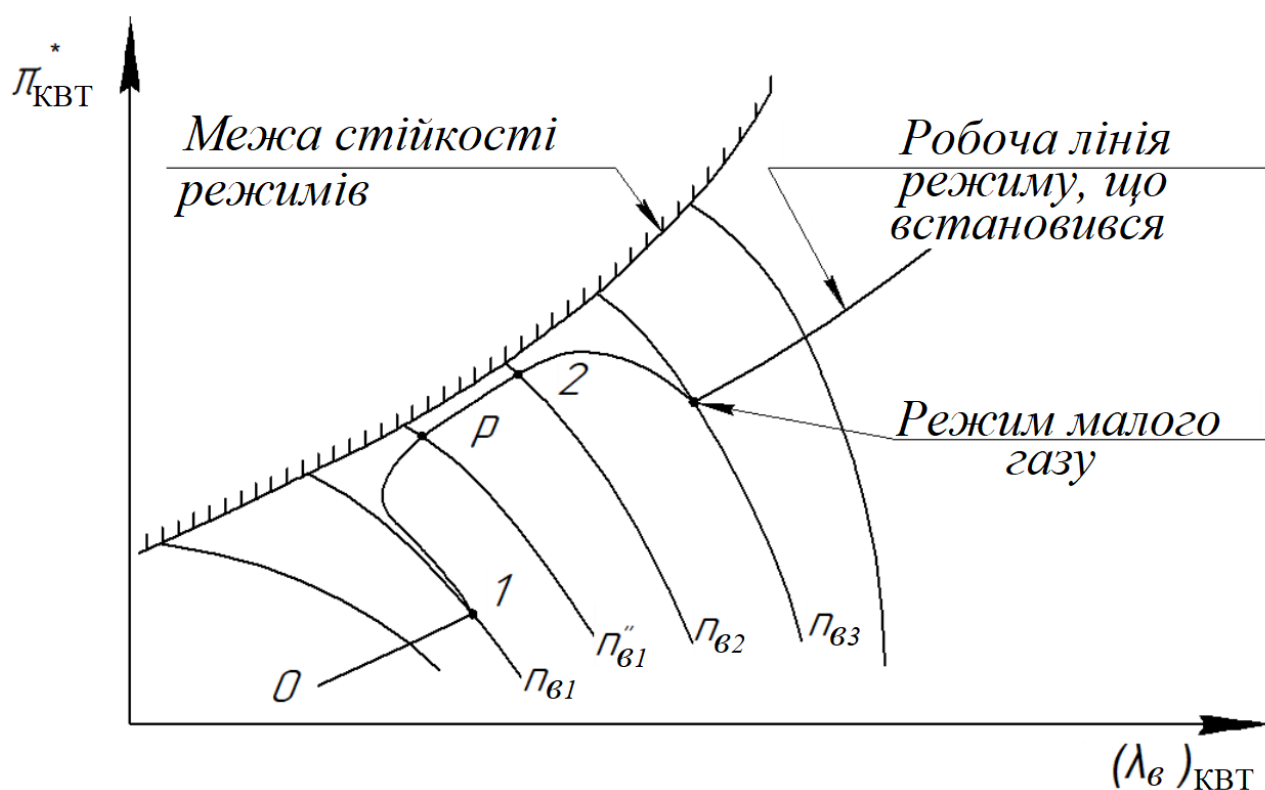


Рисунок 1.4 – Робоча лінія на характеристиці КВД у процесі запуску

На першому етапі двигун розкручується тільки стартером. На другому – відбувається спільне розкручування ротора турбостартером і основною турбіною. На третьому повітряний стартер відключено і ротор двигуна до частоти обертання ротора на режимі малого газу $n_{м.г}$ розкручується лише основний турбіною.

Узагальнене рівняння руху ротора двигуна на запуску можна записати в наступному вигляді:

$$J \left(\frac{\pi}{30} \right) \left(\frac{\Delta n}{\Delta \tau} \right) = i M_{\text{ТСП}} - M_{\text{оп}} + M_T + \Delta M_{\text{авторотації}}, \quad (1.1)$$

де i – передатне відношення до ТСП у коробці агрегатів; $\Delta \tau$ - крок розрахунку за часом, с; Δn – зміна частоти обертання ротора високого тиску за крок розрахунку, об/хв; $\Delta M_{\text{авторотації}}$ – крутний момент, що враховує підведення енергії потоку повітря, що набігає, на частоті авторотації.

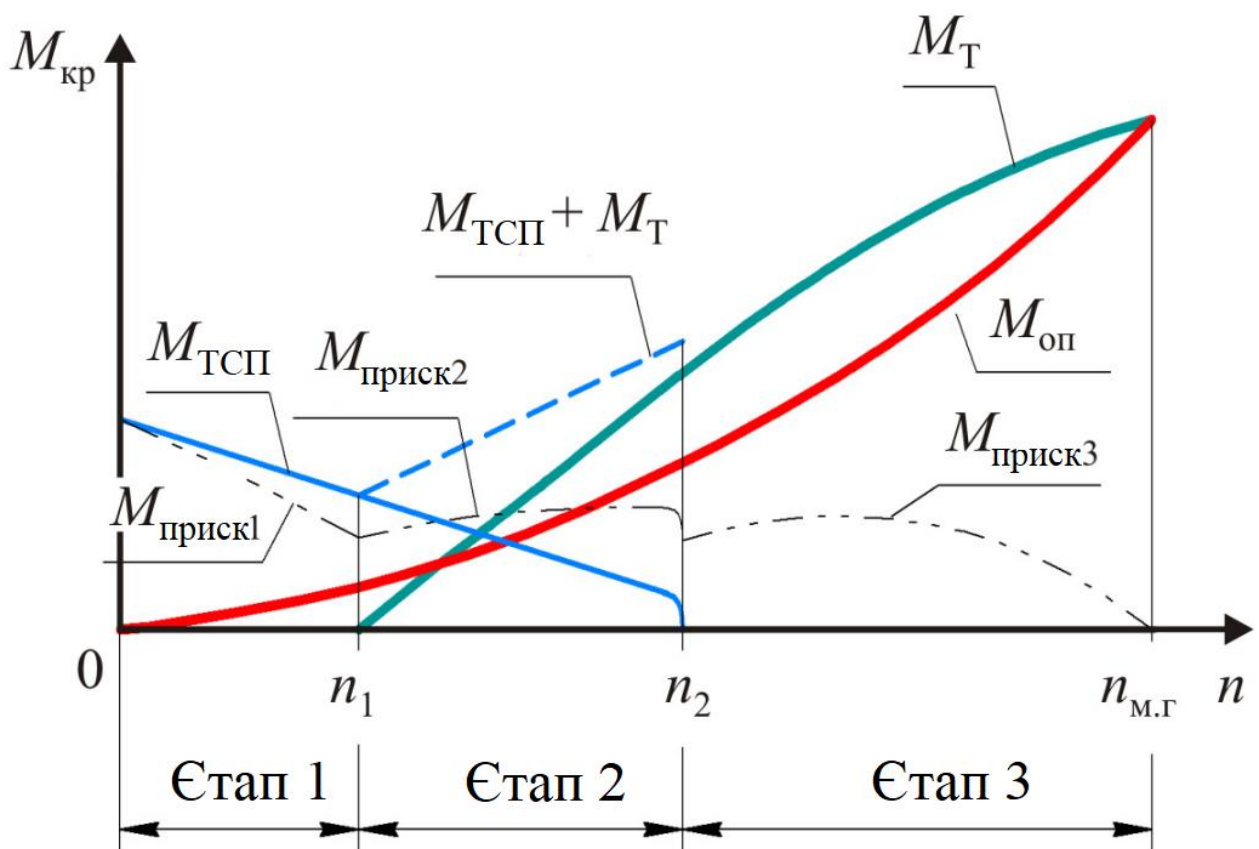


Рисунок 1.5 - Етапи запуску ГТД за допомогою ТСП

Зміна частоти обертання ротора за крок розрахунку, згідно з узагальненим рівнянням, можна подати в наступному вигляді:

$$\Delta n = \frac{\Delta \tau}{J \left(\frac{\pi}{30} \right)} \times (k_M \text{ТСП} i M_{\text{ТСП}} - M_{\text{оп}} (1 - k_M \text{Т}) + \Delta M_{\text{авторотації}}, \quad (1.2)$$

де $k_{M\text{ ТСП}}$ - коефіцієнт, що враховує зміну крутного моменту стартера за час роботи ТСП; k_{MT} – коефіцієнт зв'язку між моментами компресора та турбіни ротора ВД, $k_{MT} = \frac{M_T}{M_{оп}}$.

Коефіцієнт зв'язку між моментами компресора і турбіни змінюється в діапазоні $k_{MT} = 0 \dots k_{MT\text{ max}}$. Поки що в камері згоряння ще не подається паливо, $k_{MT} = 0$. Після подачі палива коефіцієнт k_{MT} зростає і при певній частоті обертання ротора ВД $n_{VT\text{ вал}}$ рівноважний крутний момент основної турбіни порівнюється з моментом опору компресора $M_T = M_{оп}$. Після чого крутний момент турбіни збільшується до максимального надлишкового на запуску: $k_{MT\text{ max}} > 1$.

Значення поточної частоти обертання визначається як $n_{t+\Delta t} = n_t + \Delta n$. Розрахунок триває доти, доки не буде досягнуто частоти обертання режиму малого газу ($n_{t+\Delta t} = n_{м.г}$).

Значення частоти обертання n_1 , n_2 і $n_{м.г}$ $k_{MT\text{ max}}$ залежать від характеристик компресора, турбіни та стартера, роботи камери згоряння, конструктивних та інших експлуатаційних факторів.

У зв'язку з вищевикладеним час запуску ГТД зручно оцінювати за частотою обертання ротора каскаду високого тиску, проте вихід на режим малого газу визначається частотою обертання ротора каскаду низького тиску. Затримка досягнення ротором низького тиску частоти обертання малого газу після виходу ротора високого тиску на частоту обертання, що встановилася зазвичай становить 2 – 4 секунди. Тому, це значення затримки часу має враховуватись (додаватись) при оцінці часу запуску за частотою обертання ротора каскаду високого тиску.

Таким чином, при модернізації та доведенні турбінних пускових пристроїв необхідно передбачити взаємний вплив різноманітних факторів на спільну роботу ДСУ та ТСП, обмеження на максимальні величини крутного моменту та частоти обертання валу ТСП, а також на час розкручування ротора ГТД до частоти обертання $n_{м.г}$. Це неможливо здійснити без відповідних технологій доведення системи запуску ГТД.

Наявність невизначеностей під час проектування пускових пристроїв

авіаційних газотурбінних двигунів є джерелом технічних ризиків проектування, які, як правило, призводять до збільшення вартості та термінів дослідно-конструкторських робіт. Нині основними інструментами управління ризиками під час проектування пускових пристроїв є: планування запасів за потужністю та проведення додаткових випробувань з метою підтвердження правильності вибору пускового пристрою. На жаль, це не завжди є гарантією правильного початкового вибору параметрів системи запуску. Джерелами невизначеностей можуть бути як великі похибки параметрів пускових характеристик камери згоряння, напірної та ККД характеристик компресора та основної турбіни двигуна в діапазоні частот від моменту розпалу до малого газу, так і індивідуальні особливості конкретного екземпляра двигуна.

Узагальнюючи наведену інформацію, можна дійти невтішного висновку у тому, що у даний час неможливо спроектувати з першої спроби систему запуску авіаційного ГТД, зокрема пускову систему на базі турбінного повітряного стартера, із необхідними параметрами. Після початкового проектування пускової системи необхідний значний обсяг дорогих випробувань та експериментального доведення. Також доведення системи запуску знадобиться і у разі модернізації авіаційного ГТД.

1.2 Висновки розділу 1

1. Складність створення пускової системи зумовлена значною кількістю взаємовпливаючих факторів: власний старт властивості газотурбінних двигунів, їх зміни залежно від зовнішніх умов, коливань пускові властивості в рамках парку двигунів, роботу основних вузлів газотурбінного двигуна в умови нестационарної аеродинаміки та ін.

2. Показано, що основний напрямок розвитку систем управління двигуна в процесі запуску є розробка адаптивних способів елементами керування, які не вимагатимуть налагодження окремого екземпляра двигуна і забезпечать ефективне протікання процесу запуску незалежно від зміни зовнішніх умов експлуатації.

3. Необхідно сформулювати вимоги до проектування пускових систем з урахуванням особливостей газотурбінного двигуна.

РОЗДІЛ 2

МЕТОДИКА ФОРМУВАННЯ ВИМОГ ДО АГРЕГАТИВ СИСТЕМ ЗАПУСКУ НА ЕТАПІ ПРОЕКТУВАННЯ ГТД

2.1 Моделювання запуску газотурбінного двигуна

Математичне моделювання скорочує основний обсяг експериментальних робіт і є стійкою тенденцією розвитку газотурбінобудування, процес запуску не є винятком. Методики створення математичних моделей ГТД для дослідження його характеристик у галузі робочих режимів добре відомі ще з 60-х років 20 століття, і за час існування довели свою практичну застосовність. На базі класичних підходів до моделювання роботи ГТД, сформовані програмні комплекси, такі як «DVIGw», «GasTurb», а також створені додаткові модулі для комерційних програмних продуктів, наприклад, бібліотека GasTurboLib (Siemens) для програмного комплексу MatLab Simulink (Mathworks) [32]. Однак загальним недоліком цих програм залишається неможливість виконання розрахунку запуску ГТД (як на землі, так і в польоті) та параметрів ГТД на режимі авторотації.

Є три важливі підходи до синтезу математичних моделей ГТД у процесі запуску:

- апроксимація експериментальних даних різними функціями;
- ідентифікація універсальних математичних моделей за результатами експериментів;
- застосування повузлової динамічної математичної моделі ГТД з використанням екстрапольованих у галузі запуску характеристик вузлів.

Методики, що передбачають апроксимацію експериментальних даних різними функціями, базуються на припущенні, що запуски всіх ГТД подібні і можуть бути описані універсальними поліноміальними залежностями між регулюючими факторами та вимірюваними параметрами. Коефіцієнти поліномів пропонується визначати за результатами стендових і льотних випробувань двигунів.

Математична модель, побудована на основі такого підходу, що описує запуск одновального ТРД набуває вигляду:

$$\left. \begin{aligned} n_{\text{НАВ}} &= k1_j \times G_{\text{Т НАВ}}^j + k1_{j-1} \times G_{\text{Т НАВ}}^{j-1} + \dots + k1_1 \times G_{\text{Т НАВ}}^1 + k1_0 \\ T_{\text{Т НАВ}}^* &= k2_i \times G_{\text{Т НАВ}}^i + k2_{i-1} \times G_{\text{Т НАВ}}^{i-1} + \dots + k2_1 \times G_{\text{Т НАВ}}^1 + k2_0 \\ P_{\text{К НАВ}}^* &= k3_q \times G_{\text{Т НАВ}}^q + k3_{q-1} \times G_{\text{Т НАВ}}^{q-1} + \dots + k3_1 \times G_{\text{Т НАВ}}^1 + k3_0 \end{aligned} \right\} (2.1)$$

Даний підхід до моделювання запуску не отримав широкого застосування з таких причин:

- традиційно застосовувані закони керування двигуном на запуску не засновані на теорії подібності і не дозволяють вважати запуски двигуна подібними;

- зміна меж етапів запуску (включення системи запалення, початку подачі палива, завершення запуску) залежно від зовнішніх умов або індивідуальних особливостей двигунів, також не дозволяють вважати запуски двигуна подібними;

- моделювання запуску із застосуванням даного підходу можливе лише на етапі довідкових випробувань, коли з'являється необхідний обсяг результатів випробувань двигуна, тоді як основна потреба у моделюванні запуску виникає на етапі технічного проекту ще до моменту випуску дослідного зразка ГТД;

- заміна будь-якого з агрегатів системи запуску, а відтак і зміна його впливу на процес запуску (наприклад заміна пускового пристрою та відповідна зміна моментної характеристики), потребує повторного синтезу моделі;

- підхід не ґрунтується на фізичних процесах, що відбуваються у двигуні, а отже, не може бути аналітично перевірений, для виключення наступних помилок у розрахунках;

- моделі, створені на основі даного підходу, не застосовні для відпрацювання та оптимізації системи запуску, оскільки не дозволяють аналізувати вплив конкретного елемента системи, чи то характеристики агрегатів чи програми управління.

Суть другого підходу, який передбачає ідентифікацію універсальних математичних моделей за результатами експериментів, полягає у заміні характеристик вузлів двигуна псевдостатичними характеристиками параметрів.

Наприклад, у роботі наведено лінійну динамічну модель запуску

турбовального двигуна наступного виду:

$$\left. \begin{aligned} n_{TK} &= k_1 \times \Delta G_T + k_2 \times M_{\text{СТАРТ}} \\ \dot{n}_{\text{СТ}} &= \frac{1}{J} \times \frac{30}{\pi} \times (M_{\text{СТ СТАТ}} - M_{\text{СТ ПОТР}}) \\ P_K &= k_3 \times \Delta G_T + k_4 \times \Delta N \\ N_{\text{СТ}} &= k_5 \times \Delta G_T + k_6 \times \Delta N \\ T_T &= k_6 \times \Delta G_T + k_7 \times \Delta N \end{aligned} \right\} \cdot \quad (2.2)$$

Для отримання подібної моделі необхідні такі вихідні дані:

- зовнішні умови на вході у двигун ($T_{\text{ВХ}}$, $P_{\text{ВХ}}$);
- програма дозування палива на запуску;
- реперні точки циклограми запуску ($n_{\text{РОЗП}}$, $n_{\text{ПП}}$);
- моментна характеристика пускового пристрою.

Сукупність припущень, прийнятих синтезу цієї моделі, неможливо здійснювати термогазодинамічні розрахунки через невисокої збіжності результатів розрахунку експериментальними даними. Крім того, подібна модель не дозволяє аналізувати власні пускові характеристики ГТД, оскільки не враховуються такі параметри, як повнота згоряння палива, ККД вузлів тощо. Однак її точності достатньо для попереднього (проектного) відпрацювання системи автоматичного управління.

Третій підхід, тобто використання повузлової динамічної математичної моделі ГТД, найефективніший з цієї точки зору, що розрахунок параметрів ґрунтується на фізичних процесах, що відбуваються у двигуні. Основною проблемою є відсутність апріорної інформації про характеристики вузлів ГТД у сфері запуску. Пов'язано це з тим, що існуючі методики розрахунку характеристик лопаткових машин, що застосовуються на початкових етапах дослідно-конструкторських робіт, ґрунтуються на застосуванні рівняння Нав'є-Стокса та мають низку припущень, які забезпечують необхідну точність розрахунку характеристик у галузі режимів від малого газу до максимального, але не забезпечують задовільну точність на режимі запуску. Звичайно, існують методи тривимірного розрахунку характеристик, але їх точність непрогнозовано

залежить від безлічі специфічних параметрів, наприклад, сітки, у зв'язку з чим, потрібна верифікація результатів розрахунку напівнатурними дослідженнями дослідних зразків. При цьому тривимірні розрахунки вимагають значного часу і машинних ресурсів, тобто є неоптимальними для проведення на початкових етапах ДКР.

Стендові дослідження дослідних зразків вузлів дозволяють отримати більше інформації про характеристики лопаткових машин, однак такі експериментальні методики теж мають значну похибку в області режиму запуску, яка пов'язана в основному зі складністю точної зміни параметрів, що мало відрізняються від параметрів навколишнього середовища. Крім того, найбільша ефективність моделювання запуску з точки зору формування вимог до системи запуску посідає етап технічного проекту, до моменту виготовлення перших дослідних зразків вузлів.

Найбільш ефективним виглядає застосування різних способів екстраполяції характеристик вузлів двигуна, визначених розрахунковим шляхом у сфері робочих режимів.

Перший підхід, розроблений Вейном Секстоном, ґрунтується на припущенні, що в області низьких режимів робота компресора еквівалентна роботі гвинта. З цього припущення випливає, що витрата повітря через компресор є пропорційною частоті обертання його ротора (2.3). Обертальний момент пропорційний квадрату частоти обертання ротора (2.4), а споживана потужність – кубу (2.5).

$$G_{\Pi} = C1 \times n, \quad (2.3)$$

$$M_{\text{К}} = C2 \times n^2, \quad (2.4)$$

$$N_{\text{К}} = C3 \times n^3. \quad (2.5)$$

З цього припущення випливає, що робота, яку виконує компресор (2.6):

$$L_{\text{К}} = \frac{N_{\text{К}}}{G_{\Pi}} = \frac{C3}{C1} \times n^2 = C4 \times n^2. \quad (2.6)$$

Вихідними даними для побудови характеристики компресора виду

$\pi_K^* = f(G_{\Pi}, n)$ для області запуску є характеристики компресора $\pi_K^* = f(G_{\Pi}, n)$ для області робочих режимів (методики розрахунку яких забезпечують високу точність результатів) та значення частоти обертання ротора на мінімальному режимі (ЗМГ).

Для екстраполяції характеристики необхідно виконати такі перетворення:

- визначити ізоентропічну (ідеальну) потужність компресора на режимі земного малого газу:

$$N_{K\text{ ІЗ}} = N_{K\text{ ПОВ}} \times \eta_K = \frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} R_{\Pi} T_{\text{ВХ}}^* \left((\pi^*)^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) G_{\Pi}, \quad (2.7)$$

- враховуючи, що:

$$\frac{G_{\Pi}}{G_{\Pi\text{ ЗМГ}}} = \frac{n}{n_{\text{ЗМГ}}}, \quad (2.8)$$

$$\frac{N_{K\text{ ІЗ}}}{N_{K\text{ ІЗ ЗМГ}}} = \left(\frac{n}{n_{\text{ЗМГ}}} \right)^3, \quad (2.9)$$

отримуємо вираз:

$$\frac{\left(\frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} R_{\Pi} T_{\text{ВХ}}^* \left((\pi^*)^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \right)}{\left(\frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} R_{\Pi} T_{\text{ВХ}}^* \left((\pi^*)^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \right)_{\text{ЗМГ}}} = \left(\frac{n}{n_{\text{ЗМГ}}} \right)^2, \quad (2.10)$$

яке після перетворення набуває вигляду:

$$\pi_K^* = \frac{\frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1}}{\sqrt{\left(\frac{n}{n_{\text{ЗМГ}}} \right)^2 \times \left(\pi_{K\text{ЗМГ}}^* \frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} - 1 \right) + 1}}, \quad (2.11)$$

- використовуємо останню відому напірну лінію, яка описує зміну π_K^* по G_{Π} , за певної частоти обертання (рис. 2.1). У цьому випадку це частота обертання ротора на режимі земного малого газу.

- використовуючи вирази 2.8 та 2.11, шляхом послідовних обчислень будується $\pi_K^* = f(G_{\Pi})$ для меншої частоти обертання ротора.

На наступному кроці, екстрапольована напірна гілка стає вихідною для побудови наступної, тобто відповідної меншої частоти обертання і т.д.

Оскільки традиційно адіабатичний ККД компресора визначається відповідно до формули:

$$\eta_K = \frac{\frac{k-1}{\pi_K^k - 1}}{\frac{T_K^*}{T_{ВХ}^*} - 1}, \quad (2.12)$$

- в області низьких частот обертання, де ступінь підвищення тиску повітря $\pi_K \approx 1$, а температура $T_K^* \approx T_{ВХ}^*$, визначення ефективності компресора відповідно до виразу 2.12 неможливе. Тому екстраполяція характеристики компресора виду $\eta_K = f(G_{\Pi}, n)$ виконується наступним способом:

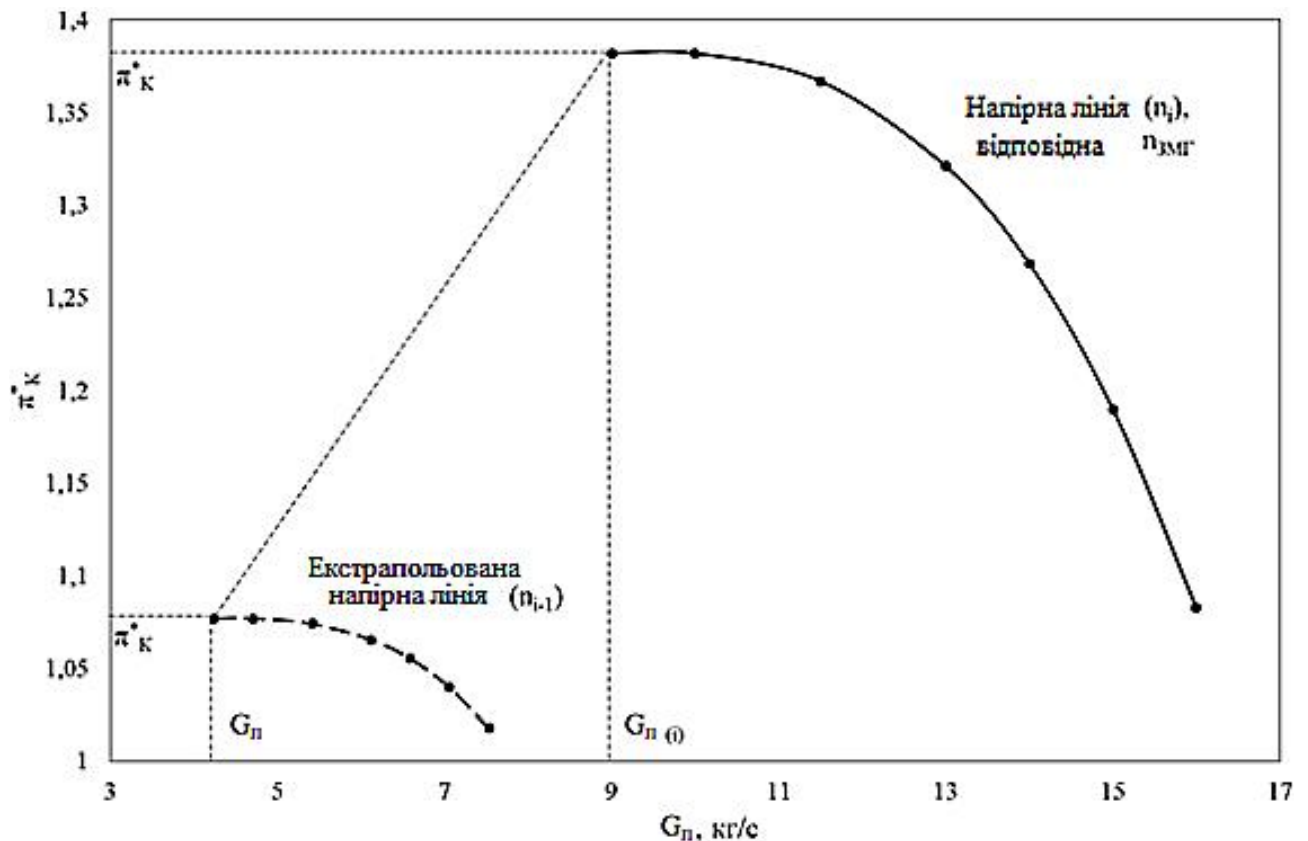


Рисунок 2.1 – Екстраполяція характеристики $\pi_K^* = f(G_{\Pi}, n)$ компресора НТ методом Секстону

- виконується побудова моментної характеристики компресора виду $M_K = f(G_{\Pi})$ для останньої відомої напірної гілки (в даному випадку для $n = n_{ЗМГ}$), приклад такої залежності наведено на рис. 2.2.

- відповідно до формули 2.4 виконується екстраполяція отриманої характеристики для отримання напірної гілки, що відповідає меншій частоті обертання (n_{i-1}).

- відповідно до формули (2.13) обчислюється значення адіабатичного ККД

$$\eta_K = \frac{30k_{\Pi}}{\pi k_{\Pi} - 1} R_{\Pi} T_{\text{ВХ}}^* \left((\pi_K^*)^{\frac{k_{\Pi} - 1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \frac{G_{\Pi}}{n \times M_K}, \quad (2.13)$$

Описаний спосіб екстраполяції характеристик компресора в область запуску, незважаючи на свою простоту та ефективність, має істотний недолік. Припущення про нестискуваність робочого тіла, засноване на аналогії процесів, що відбуваються в компресорі ПРД, гідронасос і повітряному гвинті, може бути прийнято лише для області низьких тисків, що обмежує застосування даного способу. Сучасні тенденції розвитку газотурбобудування спрямовані на підвищення параметрів циклу, таким чином вже на режимі земного малого газу, у сучасних високонапірних компресорах реалізуються ступеня стиснення повітря до 2,5...3, у яких значно проявляється стисливість повітря.

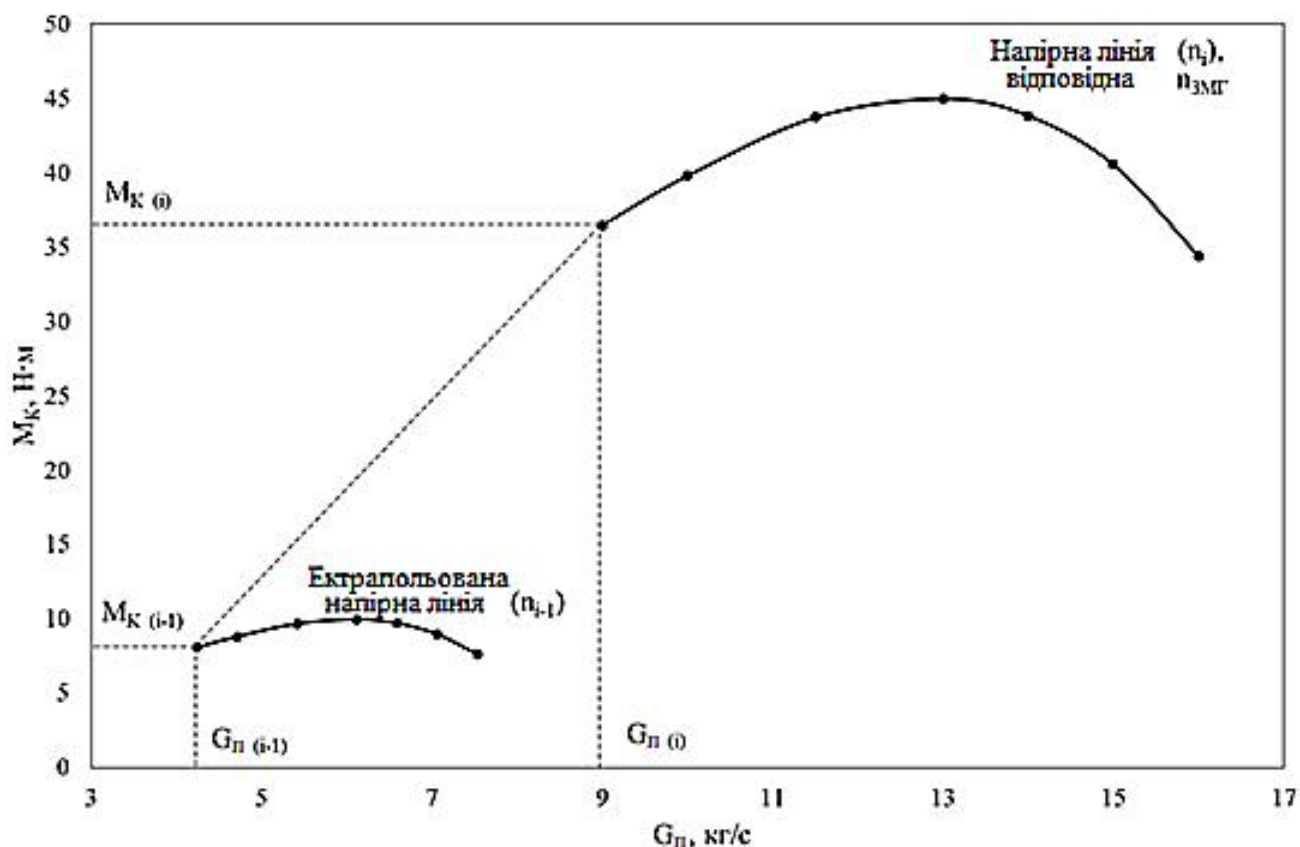


Рисунок 2.2 – Екстраполяція характеристики $M_K = f(G_{\Pi}, n)$ компресора НТ методом Секстону

Для усунення цього недоліку професором Дональдом Готьє [26] було

запропоновано уточнення до зазначеного способу, що дозволяє враховувати стисливість робочого тіла.

Прояв властивості стисливості призводить до відхилення показників ступенів у рівняннях 2.3 – 2.5 від їх постійних значень, прийнятих 1, 2 та 3, відповідно. Таким чином для обліку стисливості необхідно визначити їхнє реальне значення в області частот обертання біля режиму земного малого газу.

$$G_{\Pi} = C1 \cdot n^p, \quad (2.14)$$

$$M_K = C2 \cdot n^q, \quad (2.15)$$

$$N_K = C3 \cdot n^r. \quad (2.16)$$

Для цього необхідно на першому етапі визначити значення ступенів (p, q і r) за відомими напірними лініями, що відповідають мінімальним наведеним частотам обертання. На рис. 2.3 наведено дві відомі напірні лінії та позначено шукані коефіцієнти, для побудови характеристики за формулами:

$$G_{\Pi} = G_{\Pi \text{ЗМГ}} \times \left(\frac{n}{n_{\text{ЗМГ}}}\right)^p, \quad (2.17)$$

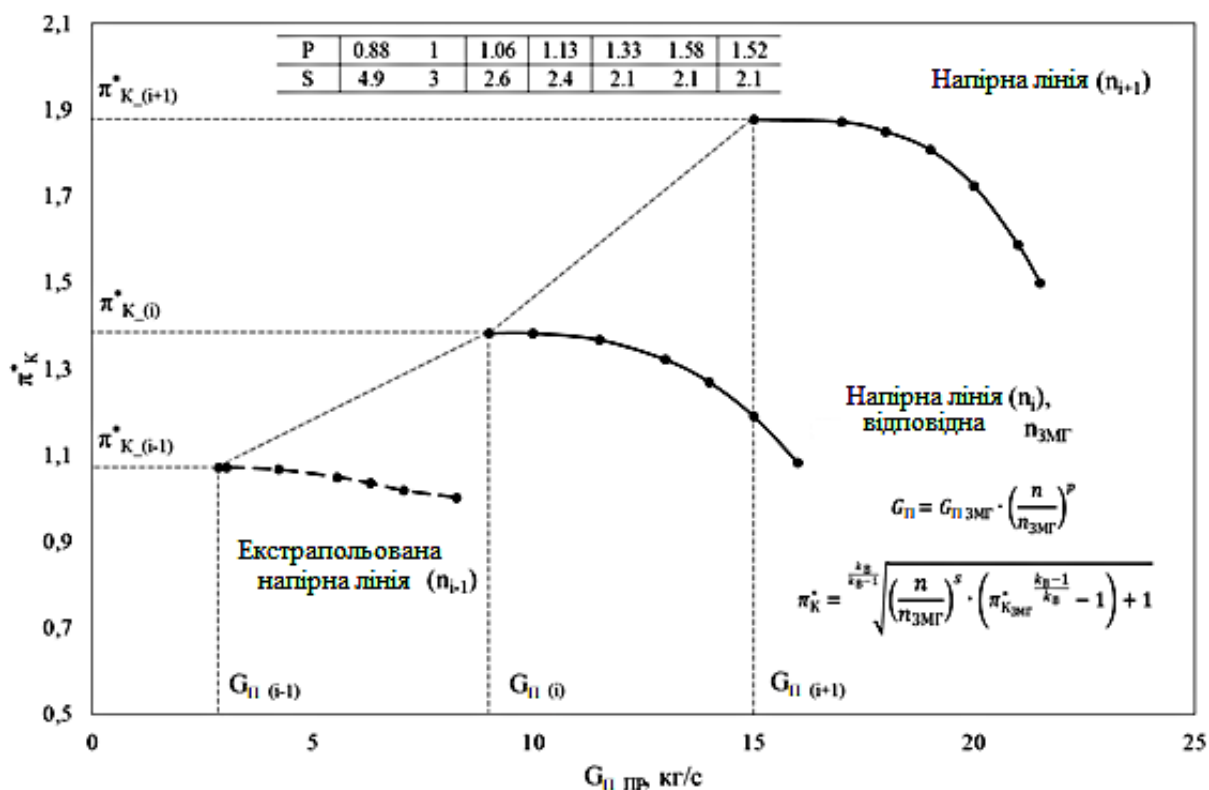


Рисунок 2.3 – Екстраполяція характеристики $\pi_{\text{к}}^* = f(G_{\Pi}, n)$ компресора НТ методом Готье

$$\pi_K^* = \frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} \sqrt{\left(\frac{n}{n_{3\text{МГ}}}\right)^S \times \left(\pi_{K_{3\text{МГ}}}^* \frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}} - 1\right) + 1}, \quad (2.18)$$

На другому етапі виробляється побудова екстраполюваних характеристик, з певними першому етапі коефіцієнтами p і s . Напірна гілка, отримана внаслідок такої екстраполяції, наведена на рис. 2.3.

Аналогічна технологія використовується для побудови моментної характеристики компресора (рис. 2.4), яка необхідна обчислення ККД компресора відповідно до формули 2.13.

Ефективність цього методу підтверджена роботами різних спеціалістів провідних університетів світу [28, 29, 31], а також практичним досвідом застосування екстрапольованих характеристик для розрахунку та аналізу режиму запуску.

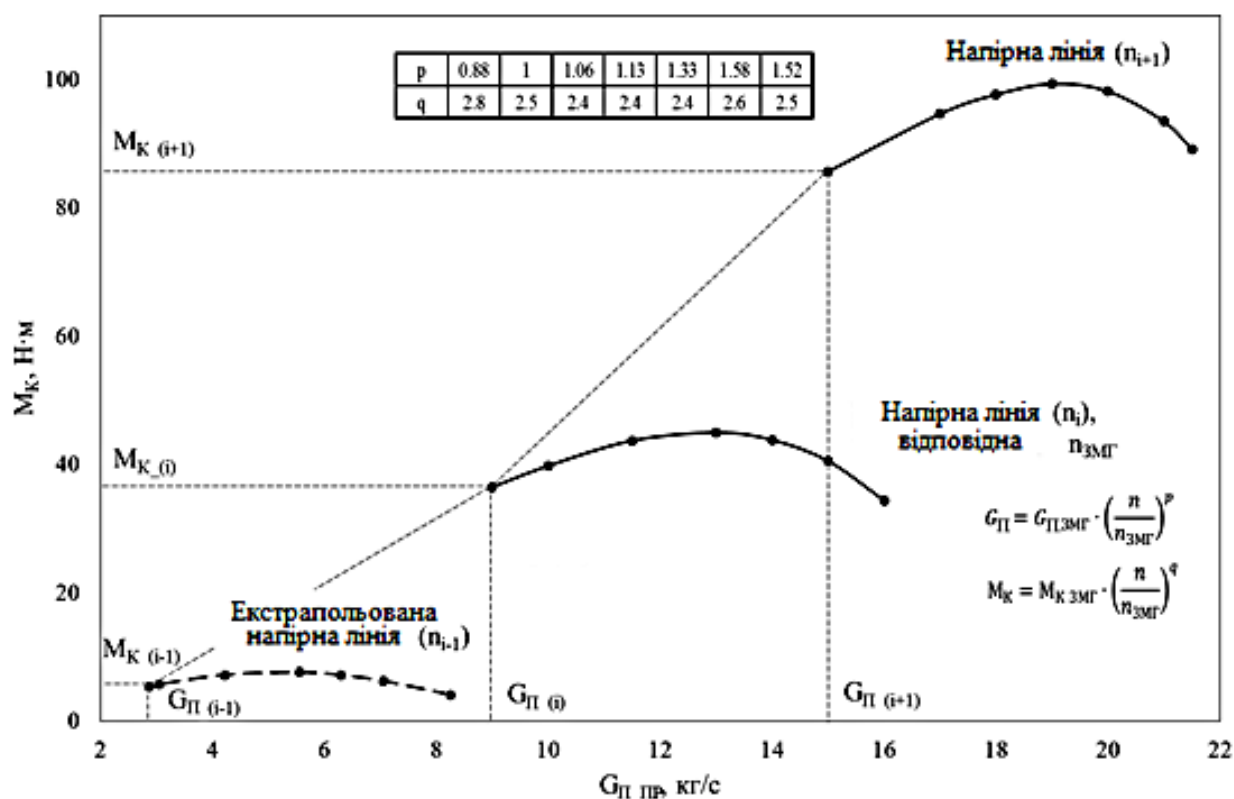


Рисунок 2.4 – Екстраполяція характеристики $M_K = f(G_{\Pi}, n)$ компресора НТ методом Готьє

2.2 Поелементна модель ГТД у режимі запуску

У роботі для розрахунку режиму запуску, було обрано поелементна динамічна модель ГТД, як найбільш повно описує фізичні процеси, які у двигуні, і що дозволяє проаналізувати взаємовплив параметрів на пускові характеристики об'єкта загалом.

Поелементна математична модель ГТД двигуна, що розглядається, може бути створена на базі програмного комплексу MatLab R2014b [33,34,35], який найбільш зручний при роботі з матрицями параметрів, і має наступну структуру (рис. 2.5):

- тіло моделі є послідовністю блоків розрахунку, розташованих таким чином, що параметри на виході з попереднього блоку є входними для наступного;
- кожен блок розрахунку є характерною ділянкою проточної частини: вхідний пристрій, компресори низького і високого тиску, камери згоряння, турбіни високого і низького тиску, зона змішування, вихідний пристрій;

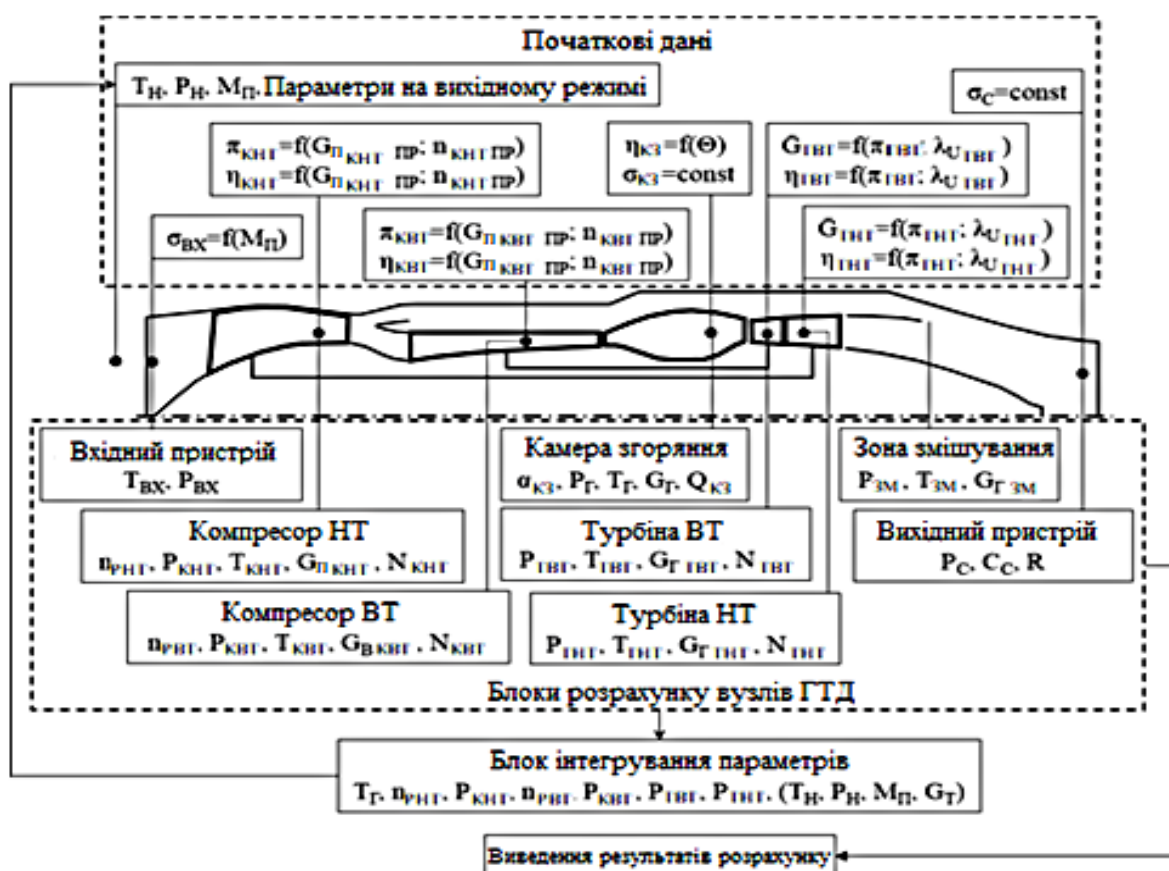


Рисунок 2.5 – Структура поелементної математичної моделі двигуна

- вихідними даними для розрахунку є зовнішні умови (температура і тиск повітря, швидкість польоту), характеристики вузлів (газодинамічні характеристики компресорів і турбін, повнота згоряння палива в камері згоряння), пневмосхема, геометричні характеристики, величини втрат тиску по тракту.

У моделі враховуються інерційності роторів, стисливість газу в зосереджених обсягах, залежність теплофізичних властивостей газу (k , R , C) від температури, відбори повітря на охолодження конструкції та виток газоповітряного тракту.

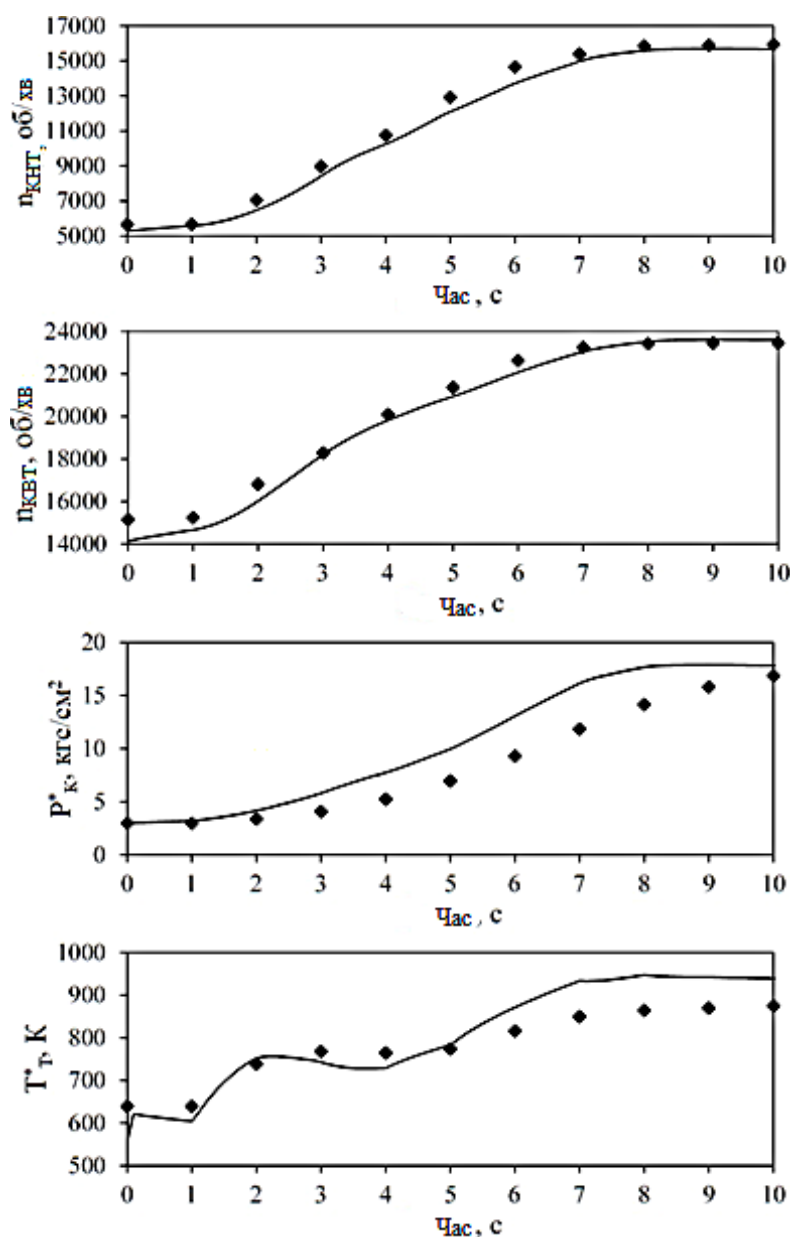


Рисунок 2.6 – Зміна параметрів ГТД при прийомі з режиму малого газу до режиму Максимальний (— - розрахунок, \blacklozenge - експеримент)

Прийнято такі припущення:

- характеристики компресорів та турбін приймаються квазістаціонарними;
- потік вважається одномірним;
- характеристики вузлів вважаються постійними, які не залежать від їх теплового стану;
- не враховується теплообмін з елементами конструкції ГТД.

Відповідно до традиційної практики верифікації поелементних математичних моделей на першому етапі підтверджується збіжність моделі при розрахунку дросельних характеристик двигуна в стандартних атмосферних умовах. На рис. 2.6 подано результати такого розрахунку. Як видно з графіків, обрана структура математичної моделі та задані вихідні дані забезпечують виконання розрахунку з необхідною для проектування та відпрацювання САК точністю.

На наступному етапі розрахунку підтверджується збіжність результатів розрахунку перехідних режимів: прийомистості (рис. 2.6). Слід зазначити, що для виключення впливу похибки, що вноситься моделлю паливо-регулюючої апаратури, витрата палива в процесі розрахунку перехідних процесів задавалася аналогічно отриманому експериментально.

Таким чином, підтверджено достатню для відпрацювання системи управління точність розрахунку.

Для розрахунку запуску, необхідно екстраполювати характеристики компресорів, турбін і камери згоряння в зоні запуску.

2.2.1 Екстраполяція характеристик компресора

Для здійснення розрахункової екстраполяції характеристик лопаткових машин відповідно до методів Секстона та Готьє вони були представлені у вигляді матриць параметрів – найбільш зручній для розрахунків формі подання. Остання відома напірна гілка, що відповідає найменшій частоті обертання на характеристиці компресора, і найменшій відносній окружній швидкості на

характеристиці турбіни не використовувалися в розрахунку, а служили для верифікації результатів екстраполяції.

Відповідно до способу Секстона, був виконаний наступний розрахунок характеристик компресора:

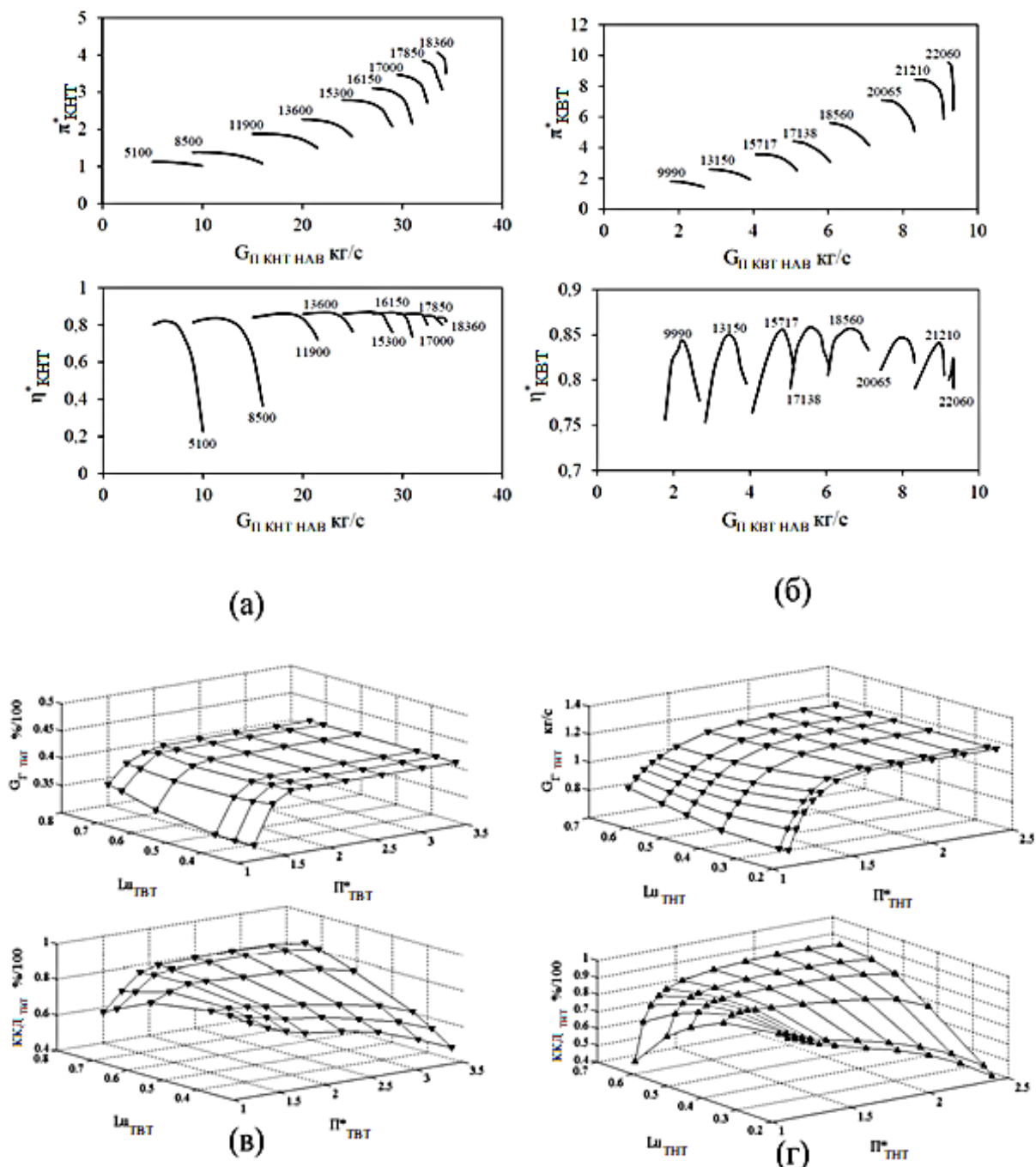


Рисунок 2.7 – Вихідні характеристики компресорів низького (а), високого тиску (б) та турбін високого (в), низького тиску (г)

1) значення витрати повітря були екстраполовані відповідно до виразу:

$$G_{\text{П НАВ } (i-1)} = G_{\text{П НАВ } i} \times \frac{n_{\text{НАВ } (i-1)}}{n_{\text{НАВ } i}}, \quad (2.19)$$

i – індекс параметра, що відповідає більшій (відомій) частоті обертання;

$i-1$ – індекс параметра, що відповідає меншій (невідомій) частоті обертання.

2) значення ступеня підвищення тиску повітря в компресорі були екстраполовані відповідно до виразу:

$$\pi_{\text{К } (i-1)}^* = \sqrt{\frac{k_{\text{П}}}{k_{\text{П}}-1} \left(\left(\frac{n_{\text{НАВ } (i-1)}}{n_{\text{НАВ } i}} \right)^2 \times \left(\pi_{\text{К } (i-1)}^* \frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}} - 1 \right) + 1 \right)}, \quad (2.20)$$

3) значення крутного моменту компресора були екстраполовані відповідно до виразу:

$$M_{\text{К } (i-1)} = M_{\text{К } i} \times \left(\frac{n_{\text{НАВ } (i-1)}}{n_{\text{НАВ } i}} \right)^2, \quad (2.21)$$

4) значення коефіцієнта корисної дії компресора були екстраполовані відповідно до виразу (для $T_{\text{ВХ}}^* = 288,15 \text{ K}$):

$$\eta_{\text{К } i} = \frac{30 k_{\text{П}}}{\pi k_{\text{П}}-1} R_{\text{П}} T_{\text{ВХ}}^* \times \left((\pi_{\text{К } i}^*)^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1 \right) \frac{G_{\text{П НАВ } i}}{n_i \times M_{\text{К } i}}. \quad (2.22)$$

Також було проведено розрахунок характеристик компресора в області запуску способом Готьє:

1) по двох відомих напірних лініях були визначені показники ступеня (p , s , q) із залежностей:

$$p = \log\left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}}\right) \left(\frac{G_{\text{П НАВ } j}}{G_{\text{П НАВ } (j+1)}}\right), \quad (2.23)$$

$$s = \log\left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}}\right) \left(\frac{(\pi_{\text{К } j}^*)^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1}{(\pi_{\text{К } (j+1)}^*)^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1}\right), \quad (2.24)$$

$$q = \log\left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}}\right) \left(\frac{M_{\text{К } j}}{M_{\text{К } (j+1)}}\right). \quad (2.25)$$

2) значення витрати повітря були визначені для екстрапольованої напірної гілки відповідно до виразу:

$$G_{\text{П НАВ } j} = G_{\text{П НАВ } (j+1)} \times \left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}}\right)^p. \quad (2.26)$$

3) значення ступеня підвищення тиску в компресорі екстрапольовані відповідно до виразу:

$$\pi_{Kj}^* = \sqrt{\frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} \left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}} \right)^S \times \left(\pi_{Kj}^* \frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}} - 1 \right) + 1}, \quad (2.27)$$

4) значення крутного моменту компресора екстраполовані відповідно до виразу:

$$M_{Kj} = M_{K(j+1)} \times \left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } (j+1)}} \right)^q. \quad (2.28)$$

5) значення коефіцієнта корисної дії компресора були екстраполовані відповідно до виразу (для $T^* = 288,15 \text{ K}$):

$$\eta_{Ki} = \frac{30 k_{\Pi}}{\pi k_{\Pi}-1} R_{\Pi} T_{\text{ВХ}}^* \times \left((\pi_{Ki}^*)^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \frac{G_{\Pi \text{ НАВ } i}}{n_i \times M_{Ki}}. \quad (2.29)$$

В результаті розрахунків були отримані наступні характеристики низького тиску компресора (Рисунок 2.8 а) і компресора високого тиску (Рисунок 2.8 б).

Як видно з графіків, обидва способи екстраполяції показують схожі результати для компресора низького тиску, що пов'язано з тим, що в області низьких частот обертання КНТ реалізуються низькі ступеня підвищення тиску $\pi^* \approx 1,2$, при яких ефект стисливості повітря проявляється в малій ступені.

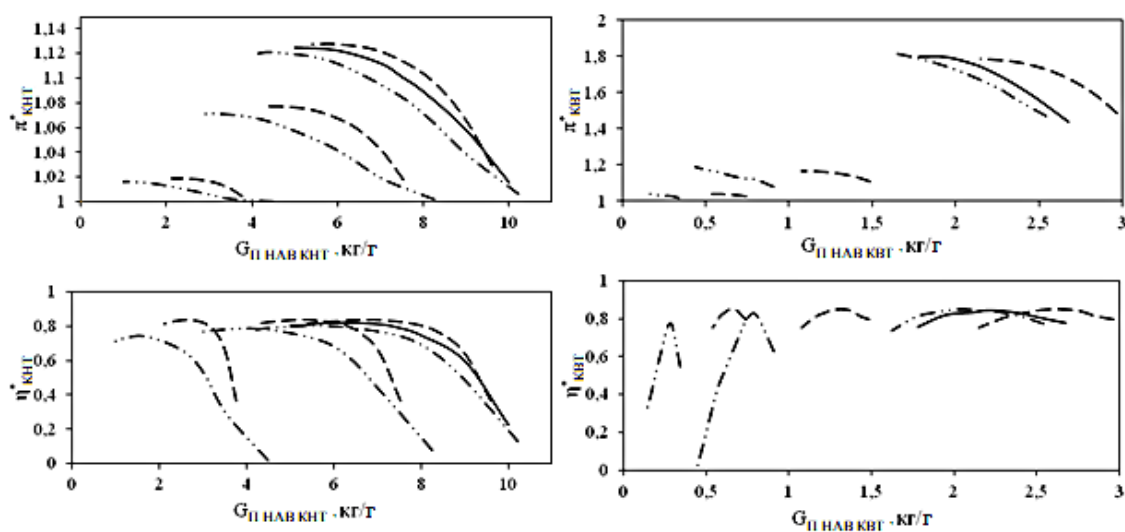


Рисунок 2.8 – Екстраполовані в області запуску характеристики КНТ (а) та КВТ (б) (— вихідні (верифіковані) напірні лінії,

— — — - напірні лінії, розраховані способом Секстона,
 - · · - напірні лінії, розраховані способом Готьє)

Для компресора високого тиску велику збіжність результатів забезпечив спосіб Готьє, що враховує стисливість робочого тіла. Однак, порівняно зі способом Секстона, екстрапольовані напірні гілки відрізняються заниженими витратами повітря. Розглянемо докладніше зміна коефіцієнтів ступенів p , s і q відомої області частот обертання. На рис. 2.9 наведено зміни коефіцієнтів ступенів p , s та q .

Як видно з графіків, коефіцієнти, отримані для компресора низького тиску близькі до значень 1, 2 і 2, відповідно, що використовуються в екстраполяції способом Секстону. У випадку компресора високого тиску, при екстраполяції використовуються значення $s \approx 1,5$, $p \approx 2$, $q \approx 2,5$, тобто значно відрізняються від використовуваних у способі Секстона.

Очевидно, що при зниженні частоти обертання ротора, ефекти стисливості виявляються меншою мірою, а значить значення коефіцієнтів повинні прагнути до значень $s \approx 1$, $p \approx 2$, $q \approx 2$. У способі Готьє коефіцієнти ступенів вважаються постійними в області низьких частот обертання, що вносить помилку екстраполяції.

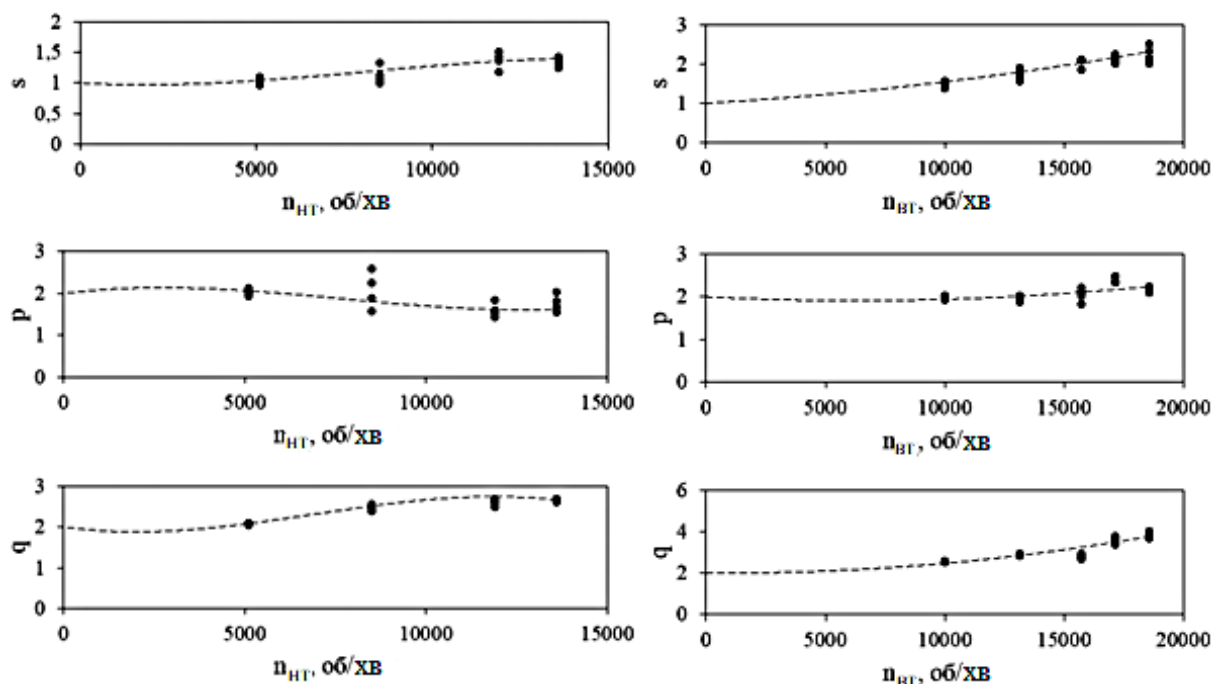


Рисунок 2.9 – Зміна коефіцієнтів ступенів s (G_{Π}), p (π^*) та q (M_K) в

залежно від частот обертання компресорів низького та високого тисків

Для усунення цього недоліку пропонується використовувати змінні коефіцієнти ступенів відповідно до трендів, наведених на рис. 2.9.

Зі змінними коефіцієнтами ступенів виконано розрахунок характеристик компресора високого тиску, результати якого наведено на рис. 2.10.

2.2.2 Екстраполяція характеристик турбін

Спосіб екстраполяції характеристик турбіни принципово не відрізняється від способу екстраполяції характеристик компресора. Однак, параметри (відносна витрата газу, ступінь зниження тиску і коефіцієнт корисної дії) залежать не тільки від частоти обертання ротора, але і від температури газу, що значно змінюється, перед турбіною.

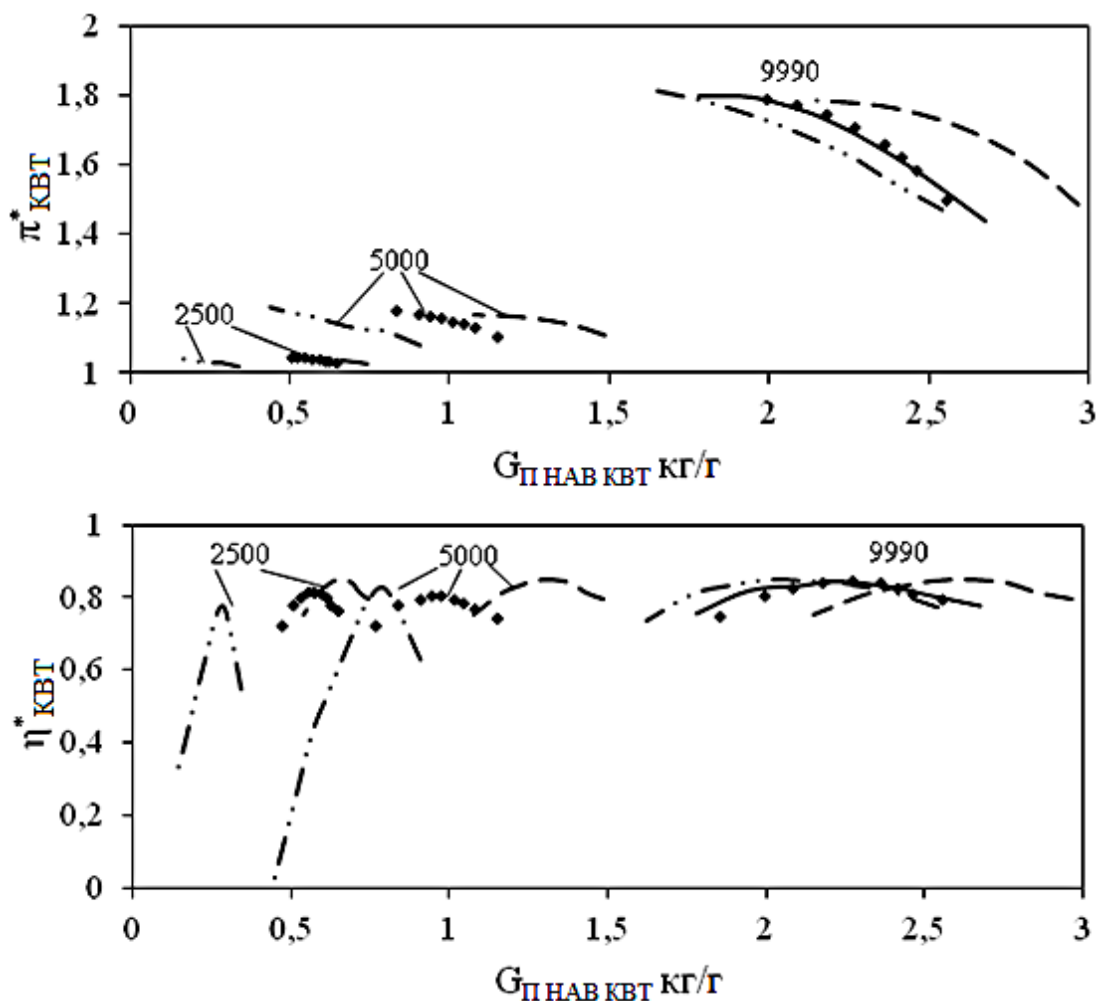


Рисунок 2.10 – Порівняння характеристик компресора високого тиску двигуна, екстрапованих в області запуску (—— вихідні (верифіковані) напірні лінії, — — — - напірні лінії, розраховані способом Секстона, - · · - - напірні лінії, розраховані способом Готьє ■ ■ ■ ■ - напірні лінії, розраховані з урахуванням змінних коефіцієнтів ступенів)

Саме тому традиційно характеристики турбіни мають вигляд:

$$G_{\Gamma \text{ ВІД}} = f\left(\frac{n}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}; \pi_{\Gamma}^*\right), \quad (2.30)$$

$$\eta_{\Gamma} = f\left(\frac{n}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}; \pi_{\Gamma}^*\right), \quad (2.31)$$

або

$$G_{\Gamma \text{ ВІД}} = f(\lambda_U; \pi_{\Gamma}^*), \quad (2.32)$$

$$\eta_{\Gamma} = f(\lambda_U; \pi_{\Gamma}^*), \quad (2.33)$$

Для екстраполяції характеристик застосовувалася наступний спосіб:

1) використовуючи наявні характеристики вузлів, виконується розрахунок двох статичних режимів роботи ГТД: мінімального стійкого з λ_{Uj} і відповідного $\lambda_{Uj+1} = \lambda_{Uj} + 10\%$.

2) за отриманими в ході розрахунку даними обчислюється ідеальна наведена робота турбіни і наведений момент, що крутить, відповідні робочим точкам λ_{Uj} і λ_{Uj+1} :

$$\frac{L_{\Gamma \text{ ІД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^*} = 1 - \frac{1}{\pi_{\Gamma}^* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}, \quad (2.34)$$

$$\frac{M_{\Gamma}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} = \left(1 - \pi_{\Gamma}^* \frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}\right) \times \frac{r_{\Gamma \text{ СР}} \times \eta_{\Gamma} \times G_{\Gamma}}{\lambda_U} \times \sqrt{\frac{C_{\text{РГ}}}{2}}. \quad (2.35)$$

3) за отриманими даними, визначаються значення коефіцієнтів m , n , l :

$$m = \log\left(\frac{\lambda_{Uj}}{\lambda_{U(j+1)}}\right) \left(\frac{G_{\Gamma j}}{G_{\Gamma(j+1)}}\right), \quad (2.36)$$

$$n = \log\left(\frac{\lambda_{Uj}}{\lambda_{U(j+1)}}\right) \left(\frac{\frac{L_{\Gamma \text{ ІД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^* j}}{\frac{L_{\Gamma \text{ ІД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^* j+1}}\right), \quad (2.37)$$

$$l = \log\left(\frac{\lambda_{Uj}}{\lambda_{U(j+1)}}\right) \left(\frac{\frac{M_T}{\sqrt{T_{\Gamma j}^*}}}{\frac{M_T}{\sqrt{T_{\Gamma(j+1)}^*}}}\right). \quad (2.38)$$

4) отримані коефіцієнти використовуються для отримання характеристик G_{Γ} вД, ідеальної наведеної роботи і наведеного моменту, що крутить, відповідних меншою (ніж остання відома) наведеної окружної швидкості - λ_{Uj-1} . Обчислення виконуються відповідно до таких виразів:

$$G_{\Gamma \text{ вД } j-1} = G_{\Gamma \text{ вД } j} \times \left(\frac{(\lambda_U)_{j-1}}{(\lambda_U)_j}\right)^m, \quad (2.39)$$

$$\left(\frac{L_{\Gamma \text{ вД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^*}\right)_{j-1} = \left(\frac{L_{\Gamma \text{ вД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^*}\right)_j \times \left(\frac{(\lambda_U)_{j-1}}{(\lambda_U)_j}\right)^n, \quad (2.40)$$

$$\left(\frac{M_T}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}\right)_{j-1} = \left(\frac{M_T}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}\right)_j \times \left(\frac{(\lambda_U)_{j-1}}{(\lambda_U)_j}\right)^l. \quad (2.41)$$

5) розрахунок ступеня зниження тиску здійснюється відповідно до виразу:

$$(\pi_T^*)_{j-1} = \left(1 - \left(\frac{L_{\Gamma \text{ вД}}}{C_{\text{РГ}} \times T_{\Gamma}^*}\right)_{j-1}\right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}. \quad (2.42)$$

6) розрахунок коефіцієнта корисної дії здійснюється відповідно до виразу:

$$\eta_{Tj-1} = \left(\frac{M_T}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}\right)_{j-1} \times \frac{(\lambda_U)_{j-1}}{\sqrt{\frac{C_{\text{РГ}}}{2} \times G_{\Gamma j-1} \times \left(1 - \frac{1}{\pi_{Tj-1}^* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}\right)}}. \quad (2.43)$$

7) таким чином отримана нова напірна гілка, що відповідає наведеній окружній швидкості λ_{Uj-1} . Далі пункти 4-6 повторюються для отримання характеристик області $\lambda_U < \lambda_{Uj-1}$. У цьому використовуються постійні показники ступенів m, n, l .

Отримані відповідно до наведеного способу характеристики представлені рис. 2.11.

Слід зазначити, що у зв'язку з тим, що теоретичною основою наведеного способу екстраполяції є припущення про подібність трикутників швидкостей в умовах постійної геометрії проточної частини, різними авторами зазначається, що подібний спосіб є математичним, ніж спирається на фізичні процеси, що відбуваються в турбіні.

Існують інші способи екстраполяції характеристик лопаткових машин, наприклад, [36], пропонується використовувати залежності виду:

$$\frac{G_{\text{НАВ } j}}{G_{\text{НАВ } j-1}} = K_G \times \frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } j-1}}, \quad (2.44)$$

$$\frac{\eta_j}{\eta_{j-1}} = K_\eta \times \frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } j-1}}, \quad (2.45)$$

$$\frac{L_{\text{РЕАЛ } j}}{L_{\text{РЕАЛ } j-1}} = K_L \times \left(\frac{n_{\text{НАВ } j}}{n_{\text{НАВ } j-1}}\right)^2. \quad (2.46)$$

Коефіцієнти K_G , K_η , K_L та їх залежність від наведеної частоти обертання визначаються за сукупністю значного обсягу статистичної експериментальної інформації. Таким чином, подібний спосіб екстраполяції так само залишається напівемпіричним, що не враховує фізичні процеси в лопаткових машинах, крім того, його точність сильно залежить від обсягу наявної апріорної інформації.

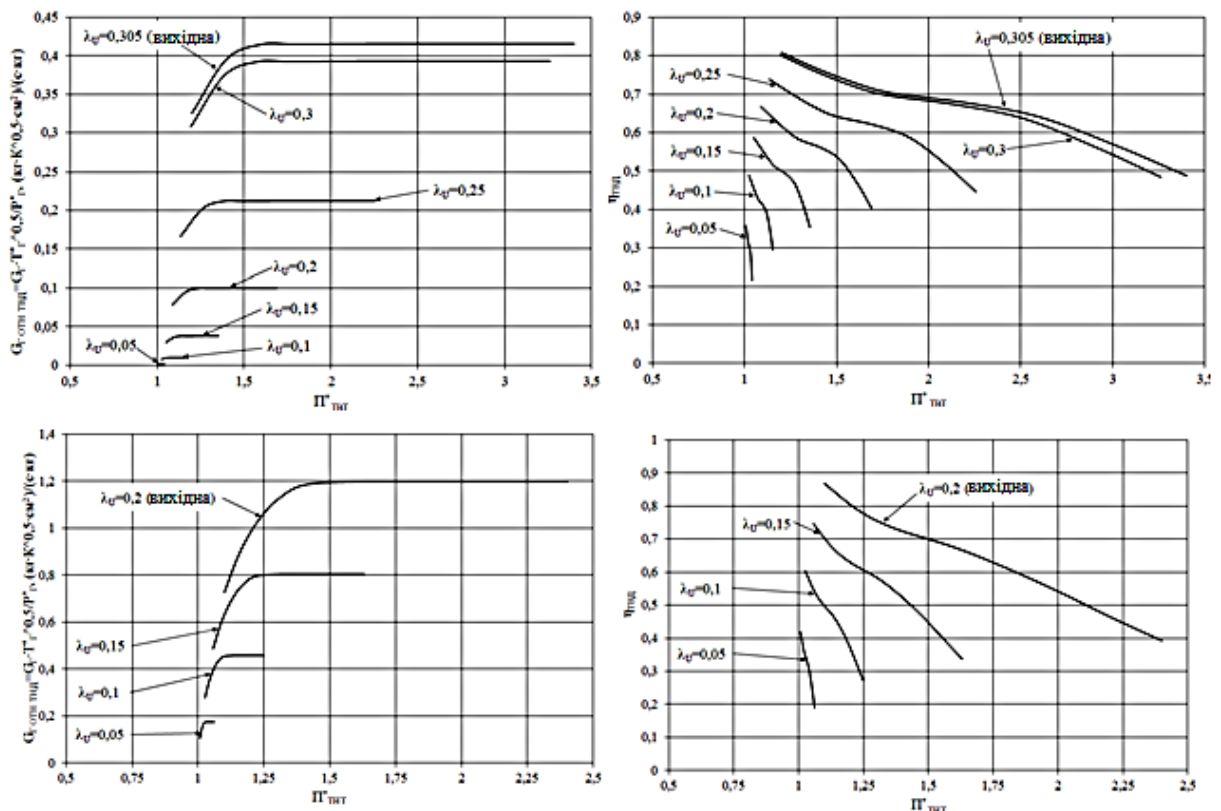


Рисунок 2.11 – Результати екстраполяції характеристик турбін високого та низького тисків двигуна

2.2.3 Екстраполяція характеристик камери згоряння

У процесі моделювання запуску використовуються такі характеристики

камери згоряння:

- залежність коефіцієнта повноти згоряння палива (η_{Γ}) від параметрів, що визначають режим роботи камери згоряння (P_K^* , T_K^* , C_K , α_{K3}) – повнотна характеристика;

- залежність коефіцієнта відновлення повного тиску (σ_{Γ}) від параметрів, що визначають режим течії (P_K^* , C_K) – гідравлічна характеристика;

- залежність граничних (зривних) значень коефіцієнтів надлишку повітря ($\alpha_{K3 \text{ MAX}}$, $\alpha_{K3 \text{ MIN}}$) від параметрів, що визначають режим роботи камери згоряння (P_K^* , T_K^* , C_K) – зривна характеристика;

- геометричні характеристики, в даному випадку об'єм камери згоряння (V_{K3}), що вважається постійним, тобто температурні деформації конструкції не враховуються.

Особливістю повноти характеристик камери згоряння і те, що розрахункові методи визначення дають лише наближені результати. Так при проектному визначенні повноти згоряння палива в КС визначають параметр форсування камери згоряння (K_V) для робочих режимів, за значеннями якого визначається максимально можлива для досліджуваного режиму повнота згоряння:

$$K_V = \frac{1.735 \times 10^{-6} \times G_{\Pi}}{P_K^{*1.25} \times T_K^* \times V_{K3}}, \quad (2.47)$$

$$\eta_{\Gamma} = 1 - 0.8 \times K_V^2. \quad (2.48)$$

Як видно з виразів (2.48) і (2.49), при цьому не враховується вплив коефіцієнта надлишку повітря на величину коефіцієнта повноти згоряння, яке може бути значним переважно через неоднорідність складу суміші в камері згоряння. При зниженні α_{K3} у перебагатих зонах суміші ефективність горіння може зменшуватися через брак кисню, у той час як при збільшенні α_{K3} в збіднених зонах відбуватиметься заморожування горіння через вихід складу суміші за концентраційні межі займання. Таким чином, повнота наближена до реальної може бути отримана лише при проведенні спеціальних випробуваннях на напівнатурному камерному стенді (похибка в результати вноситься прийнятим припущенням про рівномірність потоку на вході в камеру згоряння), а дійсна –

при випробуваннях камери згоряння у складі ГТД.

Гідравлічна характеристика камери згоряння визначає втрати повного тиску потоку внаслідок гідравлічного опору КЗ та теплових втрат (обумовлених підведенням тепла).

Гідравлічні втрати є наслідком в'язкості газу та гідравлічного опору камери згоряння, що визначається раптовим розширенням потоку (при виході з дифузора) та обтіканням елементів конструкції (завихрювачів, форсунок, вузлів кріплення отворів тощо). Коефіцієнт гідравлічного опору (ξ), що характеризує особливості конструкції камери згоряння, може бути визначений з достатньою точністю в ході гідравлічного розрахунку всіх елементів конструкції або прийнятий аналогічним коефіцієнтом згоряння камери прототипу. Згодом коефіцієнт гідравлічного опору може бути експериментально уточнений. Для дослідного зразка камери згоряння виконується холодне продування на напівнатурному стенді під час якої визначається величина $\Delta P_{\text{ГДР}}^*$, за величиною якої і визначається коефіцієнт гідравлічного опору:

$$\xi = \frac{\Delta P_{\text{ГДР}}^*}{\frac{\rho_K \times C_K^2}{2}}. \quad (2.49)$$

Коефіцієнт гідравлічних втрат повного тиску при цьому визначається як:

$$\sigma_{\text{ГДР}} = 1 - \xi \frac{k}{k-1} \xi (\lambda_K) \lambda_K^2. \quad (2.50)$$

З виразу (3.51) випливає, що величина $\sigma_{\text{ГДР}}$ при заданому постійному значенні коефіцієнта ξ однозначно визначається наведеною швидкістю в перерізі за компресором (λ_K).

Теплові втрати є наслідком автотурбулізації потоку у фронті полум'я (і далі за течією) та збільшення в'язкого тертя газу, що призводить до підвищення витрат на подолання опору.

Коефіцієнт теплових втрат залежить від швидкості потоку (λ_K) та ступеня підігріву газу ($T_{\text{Г}}^*/T_{\text{К}}^*$) для сучасних камер згоряння становить $\sigma_{\text{ТЕПЛ}} = 0,99 \dots 0,97$.

Загальний коефіцієнт втрат у камері згоряння визначається як:

$$\sigma_{\text{Г}} = \sigma_{\text{ГДР}} \cdot \sigma_{\text{ТЕПЛ}}. \quad (2.51)$$

Очевидно, що σ_T збільшується із підвищенням швидкості, тиску та температури газу на вході в КЗ, тобто з підвищенням режиму. Таким чином, в ході розрахунку режиму запуску, виходячи з умови моделювання гірших умов, коефіцієнт втрат може бути прийнятий аналогічним певному режиму для земного малого газу, або аналогічним відомому для камери згоряння прототипу (як це робиться при проведенні проектного термогазодинамічного розрахунку).

Зривні характеристики камери згоряння характеризують діапазон співвідношень палива та повітря в суміші, при яких може відбутися розпалювання та подальше стабільне її горіння. Діапазон розпалювання зазвичай вужчий ніж діапазон горіння. В даний час визначення зривних характеристик ведеться досвідченим шляхом у процесі спеціальних випробувань на напівнатурному стенді. Існують також різні напівемпіричні методики розрахунку граничних значень коефіцієнта надлишку повітря, що базуються на аналізі великої кількості статистичної інформації.

Наприклад, у роботі наведені такі формули визначення зривних меж камери згоряння:

Для кордону «бідного» зриву

$$\alpha_{KЗ MAX} = 1.8 - 2 \times (0.47 + 0.06 \times 0.01 \times (T_K^* - 200)) \times (\log K_p - 1.4 \times (0.2 + 0.275 \times 0.01 \times (T_K^* - -200))) \times \frac{K_T}{F_{ФР}}, \text{ де} \quad (2.52)$$

$$K_p = \frac{K_C \times \overline{F_{ФР1}} \times G_{П}}{29 \times V_1 \times \frac{F_{ЗН}}{F_{Ж1}} \times \left(\frac{P_{Ж}^*}{10^5}\right)^2}, \quad (2.53)$$

$$\log K_C = 1,14 - 4,72 \times \overline{F_{ФР1}}, \quad (2.54)$$

$$K_T = \left(0,07 + 0,017 \times \left(\frac{T_K^*}{100} - 3,5\right)\right) \times C_{ЖХ}, \text{ при } C_{ЖХ} < 14 - 2,35 \times \left(\frac{T_K^*}{100} - 3,5\right); \quad (2.55)$$

інакше $K_T=1$

$$C_{ЖХ} = \frac{G_{П}}{F_{Ж1} \times \rho_{ЖХ}}, \quad (2.56)$$

Для кордону «багатого» зриву:

$$\alpha_{KЗ MIN} = 128 \times \frac{\lambda_K}{f \times h_{Ж}^{-1,5} \times h_{Ж}^{0,5} \times T_K^{*0,5}}. \quad (2.57)$$

У наведених формулах використовуються такі позначення:

$\alpha_{K3 \text{ MAX}}$ – значення коефіцієнта надлишку повітря, яке відповідає межі "бідного" зриву;

T_K^* – повна температура газу за компресором, К;

K_P – параметра форсування реактора;

K_T – емпіричний коефіцієнт, що враховує якість сумішоутворення;

$\overline{F_{\text{ФР1}}}, V_1, F_{\text{ЗН}}, F_{\text{Ж1}}, f, \overline{h_{\text{Ж}}}, h_{\text{Ж}}$ – характерні геометричні розміри проточної частини камери згоряння, м;

K_C – допоміжний коефіцієнт;

$G_{\text{П}}$ – витрата повітря, що надходить через фронтний пристрій та перший пояс основних отворів, кг/с;

$P_{\text{Ж}}^*$ – повний тиск газу в жаровій трубі, Па;

$C_{\text{ЖХ}}$ – середня швидкість течії у зоні горіння, м/с;

$\rho_{\text{ЖХ}}$ – густина повітря, кг/м³;

$\alpha_{K3 \text{ MIN}}$ – значення коефіцієнта надлишку повітря, яке відповідає межі "багатого" зриву;

λ_K – наведена швидкість потоку на виході з компресора.

Тим не менш, отримані результати з необхідною точністю корелюються тільки для конструкції камери згоряння і дають значні похибки при використанні для розрахунку зривних характеристик камер згоряння інших типів.

Таким чином, при здійсненні розрахунку запуску та виборі програми управління витратою палива в процесі запуску рекомендується орієнтуватися на середні значення коефіцієнта надлишку повітря, при яких здійснюється стабільне розпалювання та горіння паливо-повітряної суміші в камері згоряння двигуна прототипу або камери згоряння близької конструкції.

Таким чином, завдання екстраполяції характеристик камери згоряння зводиться до визначення повноти згоряння на режимі розпалювання та запуску.

Прийнято такі підходи до подання коефіцієнта повноти згоряння:

- при низьких тисках та високій якості розпилу палива, горіння не залежить від процесів випаровування та змішування; коефіцієнт повноти згоряння

представляється як залежності

$$\eta_{\Gamma} = f\left(\frac{P_K^{*1.75} \times A_X \times D_X^{0.75} \times e^{\left(\frac{T_K^*}{300}\right)}}{G_{\Pi}}\right) = f(\Theta), \quad (2.58)$$

або

$$\eta_{\Gamma} = f\left(\frac{P_K^{*1.75} \times V_{K3} \times e^{\left(\frac{T_K^*}{300}\right)}}{G_{\Pi}}\right), \quad (2.59)$$

де A_X – площа характерного поперечного перерізу камери згорання;

D_X – максимальний діаметр чи висота проточної частини камери згорання;

V_{K3} – об'єм камери згорання.

- при високих тисках процес горіння лімітується швидкістю змішування; при цьому коефіцієнт повноти згорання подається у вигляді залежності

$$\eta_{\Gamma} = f\left(\frac{P_K^* \times A_X}{G_{\Pi}} \sqrt{\frac{\Delta P_{\text{ЖТ}}^*}{P_K^*}}\right), \quad (2.60)$$

де $\Delta P_{\text{ЖТ}}^*$ – перепад тиску на жаровій трубі.

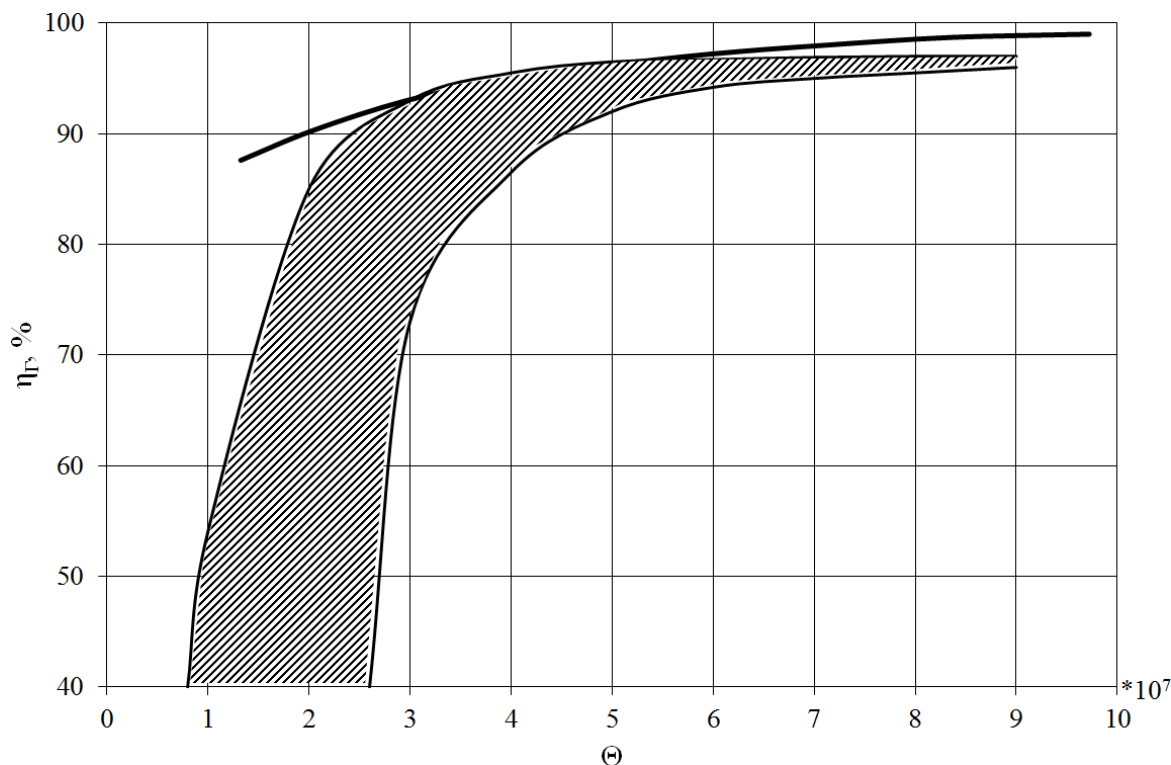


Рисунок 2.12 – Залежність повноти згорання палива від параметра Θ для двигуна, що розглядається, та узагальнені характеристики повноти згорання, отримані А.

Лефевром для камер згорання традиційних схем

Для моделювання запуску, в умовах низьких швидкостей та тисків повітря на вході в камеру згоряння, більш характерним є подання коефіцієнта повноти згоряння у вигляді залежності 2.51.

Для двигуна, залежність $\eta_{\Gamma} = f(\theta)$, наведена на рис. 2.12.

Як видно з графіка, залежність $\eta_{\Gamma} = f(\Theta)$ для розглянутого двигуна розташовується дещо вище області визначеної А. Лефевром у 1980-х роках, що свідчить про досягнення більшої ефективності організації процесу горіння, проте при цьому загальний характер залежності повноти згоряння від зміни параметрів на вході до КЗ залишається тим самим. Таким чином, припустимо припустити, що зміна повноти згоряння в області запуску (у даному випадку в області $\Theta=0,4 \dots 1,3 \cdot 10^7$) набуде наступного вигляду (Рисунок 2.13).

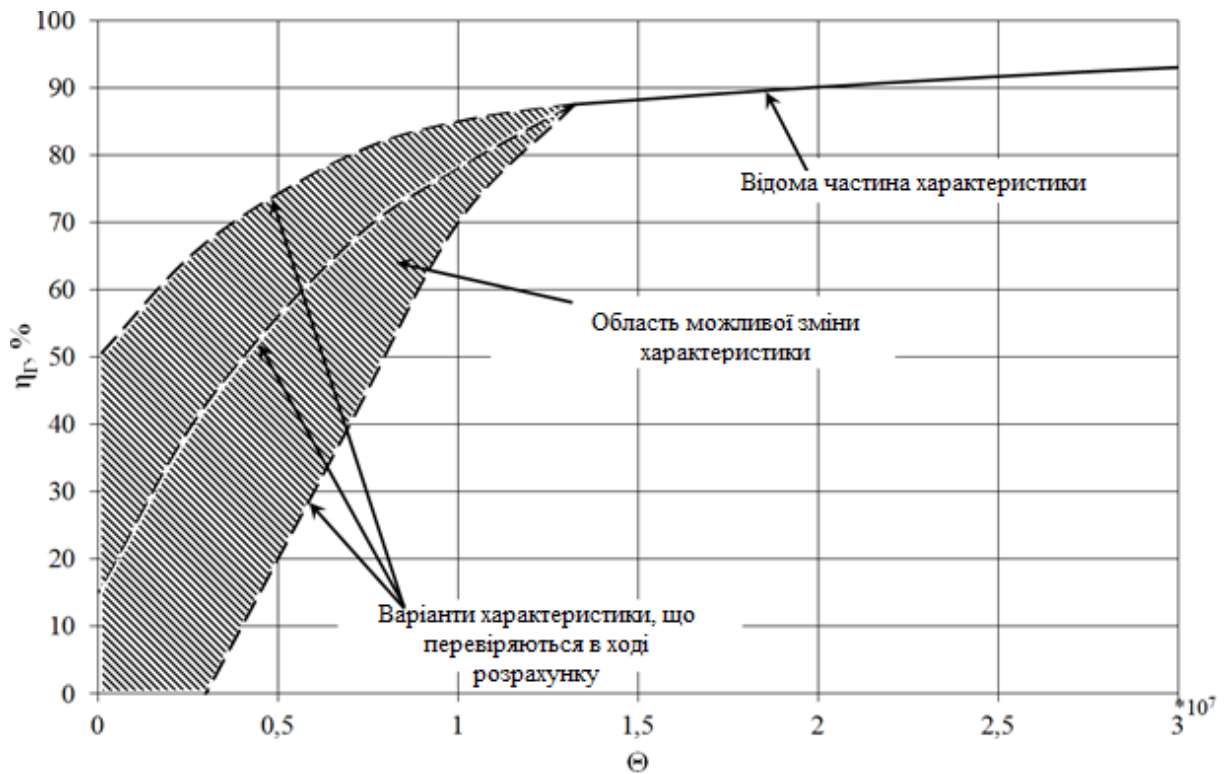


Рисунок 2.13 – Передбачуваний характер зміни повноти згоряння палива у сфері запуску

Оскільки апріорної інформації про зміну повноти згоряння палива в області запуску не існує, під час розрахунку буде перевірено декілька варіантів: межі передбачуваного діапазону та середнє значення діапазону.

2.3 Розрахункова модель запуску двигуна

З екстраполірованими характеристиками було проведено розрахунки запуску ГТД за умов $H=0$ км, $M=0$, МСА.

Оскільки процеси, що відбуваються на запуску до моменту розпалювання ТВС у камері згоряння, з високою точністю описуються рівнянням динаміки ротора:

$$\frac{\pi}{30} J_{0 \text{ РВТ}} \left(\frac{dn_{\text{ВТ}}}{d\tau} \right) = M_0 - b \times n_{\text{ВТ}} - c \times n_{\text{ВТ}}^2, \quad (2.61)$$

звідки тривалість першого періоду запуску:

$$\tau_1 = \frac{\pi}{30} \int_{n_{\text{ВТ}}=0}^{n_{\text{ВТ}}=n_{\text{ВТ РОЗЖ}}} \frac{dn}{M_0 - b \times n_{\text{ВТ}} - c \times n_{\text{ВТ}}^2}, \quad (2.62)$$

де $J_{0 \text{ РВТ}}$ – полярний момент інерції ротора високого тиску, кг/м²;

$dn_{\text{ВТ}}/d\tau$ – прискорення ротора високого тиску, об/хв/с;

$M_0 - b \cdot n_{\text{ВТ}}$ - залежність крутного моменту від частоти обертання ротора ГТД;

$c \cdot n_{\text{ВТ}}^2$ – залежність моменту опору двигуна від частоти обертання ротора високого тиску;

τ_1 - час першого періоду запуску, с.

У даному випадку обчислений, відповідно до цих виразів, час розкручування ротора високого тиску до частоти обертання розпалювання становив 13,7 секунд, в процесі експериментальних робіт цей час становив - 13,5 ... 14,7 секунд (залежно від атмосферних умов, температурного стану редуктора і ГТД в цілому).

Далі під розрахунком запуску розуміється розрахунок другого і третього етапів запуску (від моменту розпалювання паливоповітряної суміші в камері згоряння до виходу на завдання режиму малого газу, який визначається досягнення відносної частоти обертання ротора високого тиску $n_{\text{ВТ}}/n_{\text{ВТ МАХ}}=60\%$). Для аналізу впливу способу екстраполяції характеристик було виконано 9 розрахунків запуску.

Для виключення впливу похибок при моделюванні роботи паливного регулятора дозування палива здійснювалося аналогічно експериментальному.

Розрахункові значення параметрів порівнювалися з параметрами,

отриманими в процесі реального запуску двигуна на експериментальному стенді, в ході якого було отримано час запуску (час виходу з $n_{VT}/n_{VT\ MAX}=12\%$ до $n_{VT}/n_{VT\ MAX}=60\%$) - $\tau_{ЗАП}=42$ с, Максимальна температура газу за турбіною - $T^*_{T\ MAX} = 829,4$ К.

На рис. 2.14 наведено розрахунок запуску двигуна з характеристиками компресора, екстрапольованим способом Секстона, і повнотою згоряння палива, що відповідає верхній межі аналізованого діапазону.

Отримано:

Розрахунковий час запуску – 31,5 с;

Максимальна температура газу за турбіною – 1130 К.

Як видно з графіка, при розрахункових частотах обертання більших ніж отримані в ході запуску ГТД на стенді розрахункове значення повного тиску повітря за компресором в діапазоні 0...15 секунд збігається з вимірним значенням. Це свідчить про те, що характеристики компресорів, екстраполовані способом Секстона, занижують значення ступенів підвищення тиску компресору.

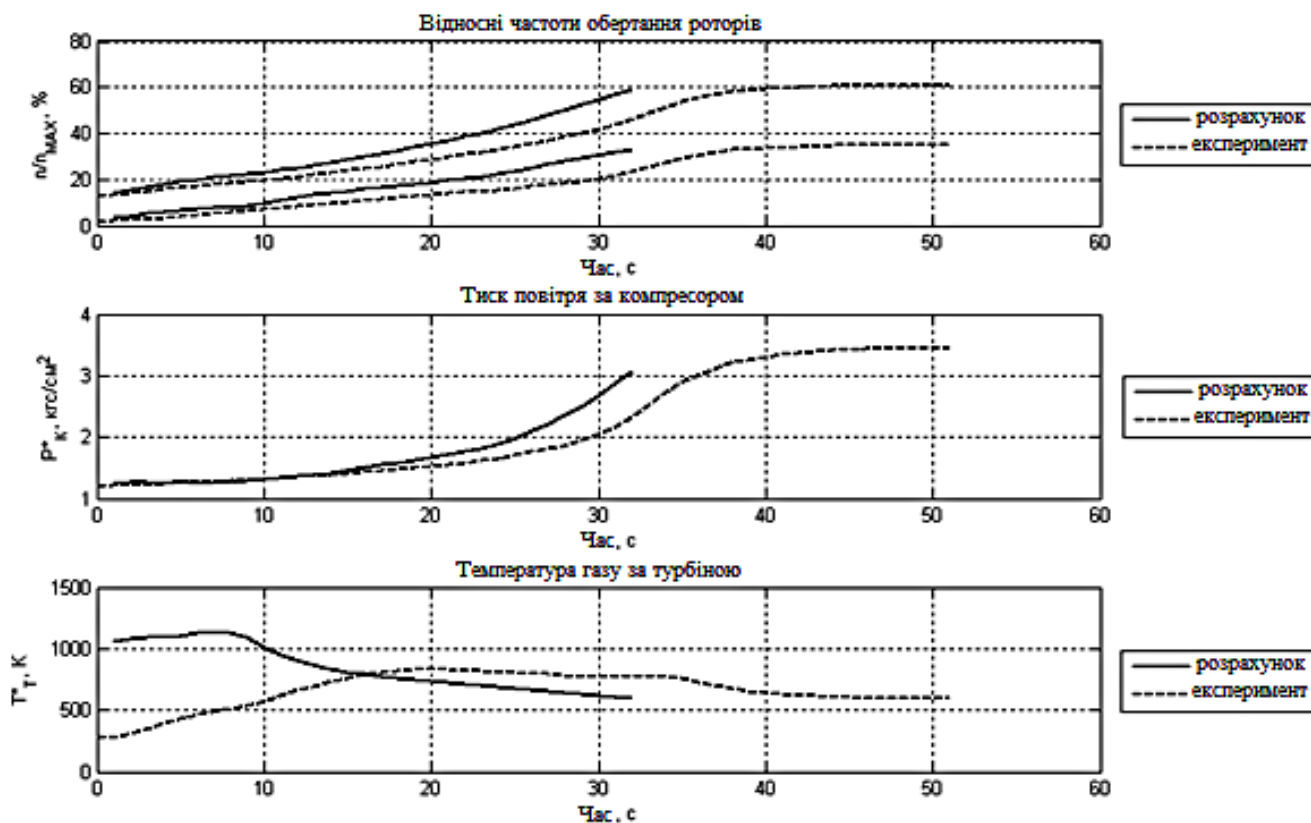


Рисунок 2.14 – Результати розрахунку режиму запуску №1

Порівняння рівня температури газу за турбіною низького тиску показує, що на початковому етапі розрахункові значення значно перевищує експериментально виміряні величини. Основною причиною цього є, що використовується в розрахунку, підвищене значення повноти згоряння палива камери згоряння. Очевидно, ще однією причиною підвищеного рівня розрахункової температури газу за турбіною є занижені витрати повітря через компресор (неточність характеристик компресорів), що у розрахунку проявляється у вигляді збагачення суміші та відповідне підвищення температури горіння палива, а значить і температури газу за турбіною. На жаль, визначити невідповідність розрахункових значень витрати повітря через компресор від дійсних (виміряних) значень неможливо, зважаючи на те, що витрата повітря не є штатно вимірюваним параметром.

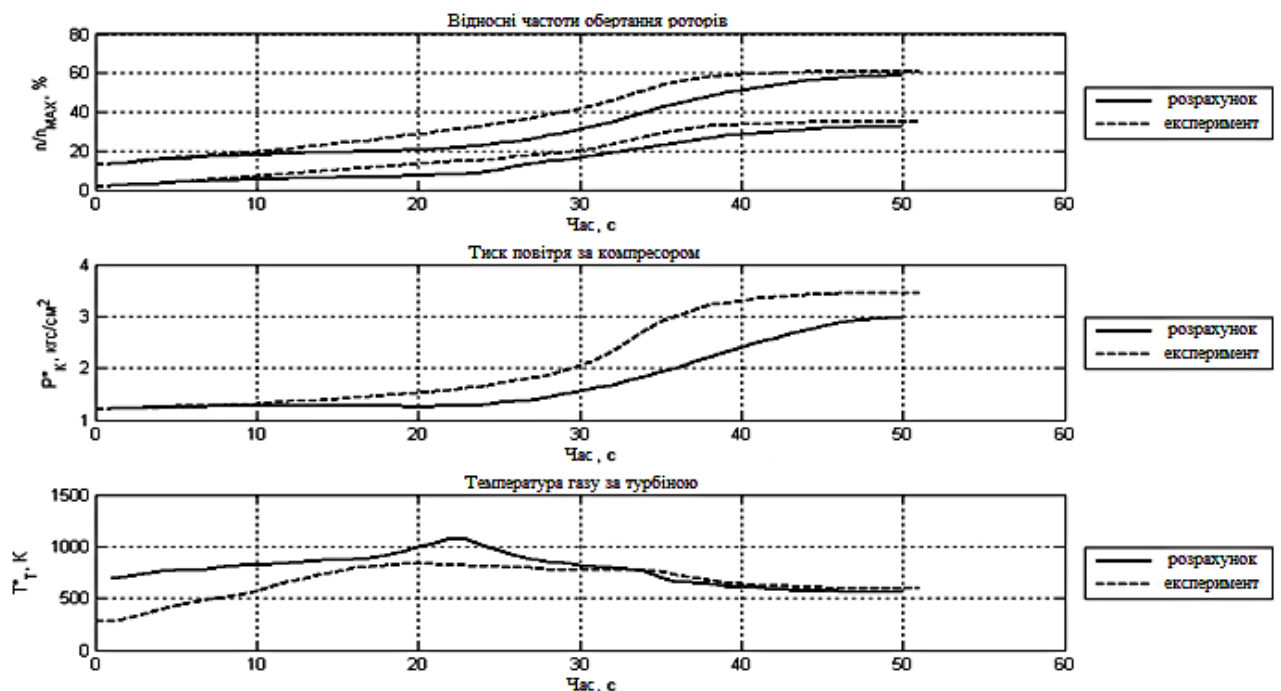


Рисунок 2.15 – Результати розрахунку режиму запуску №2

Крім того, очевидно, що в процесі запуску двигуна не все тепло, що виділяється при згорянні палива йде на підвищення внутрішньої енергії газу і, зрештою, на розкручування ротора ГТД. Частина тепла акумулюється елементами конструкції гарячої частини двигуна, що також проявляється як зниження рівня

температури газу за турбіною. Ще однією причиною відмінності розрахункової температури газу від вимірної є інерційність первинних термоперетворювачів.

На рис. 2.15 наведено розрахунок запуску двигуна з характеристиками компресора, екстрапольованим способом Секстона, і повнотою згоряння палива, що відповідає центру діапазону, що розглядається.

Отримано:

Розрахунковий час запуску – 50 с;

Зниження повноти згоряння палива в камері згоряння знижує загальний рівень температури газу за турбіною, який залишається вище, ніж вимірний при стендових випробуваннях. Однак при цьому темп розкручування роторів також знизився. Отримано розрахунковий час запуску – 50 секунд (у розрахунку з підвищеними коефіцієнтами згоряння палива – 31,5 секунди, час стендового запуску – 42 секунди).

Слід зазначити, що в діапазоні 30...50 секунд при приблизно однакових рівнях розрахункової та вимірної температури газу ($\Delta T_T^* \approx 35...40$ K), розрахунковий темп розкручування роторів значно нижчий за експериментальний, що свідчить про занижені розрахункові значення надмірної потужності. Оскільки у всіх розрахунках прийнята постійна характеристика потужності пускових пристроїв (отримана при вимірюванні крутного моменту на вихідному валу електростартера, а значить відповідає реальній характеристиці пускового пристрою під час випробувань), невідповідність надлишкової потужності пояснюється недосконалістю характеристик лопаткових машин в області запуску. Локалізація помилок екстраполяції неможливо, оскільки, на рівняння руху ротора виявляється сукупний вплив, як характеристик компресора, і турбіни.

На рис. 2.16 наведено розрахунок запуску двигуна з характеристиками компресора, екстраполованим способом Секстона, і повнотою згоряння палива, що відповідає нижній межі аналізованого діапазону.

Отримано:

Розрахунковий час запуску – запуск не здійснено;

Максимальна температура газу за турбіною – 679,6 К.

Як видно з графіка запуск не був здійснений, занижені значення основних параметрів на характеристиках лопаткових машин і низька повнота згоряння палива призвели до того, що потужність турбіною, що розвивається, виявилася недостатньою для здійснення розкручування ротора.

Отриманий режим роботи практично відповідає режиму холодної прокрутки (за винятком того, що під впливом теплоперепаду, турбіна розвиває деяку потужність, більшу, ніж при відсутності горіння в КС, проте не достатню для підвищення частоти обертання).

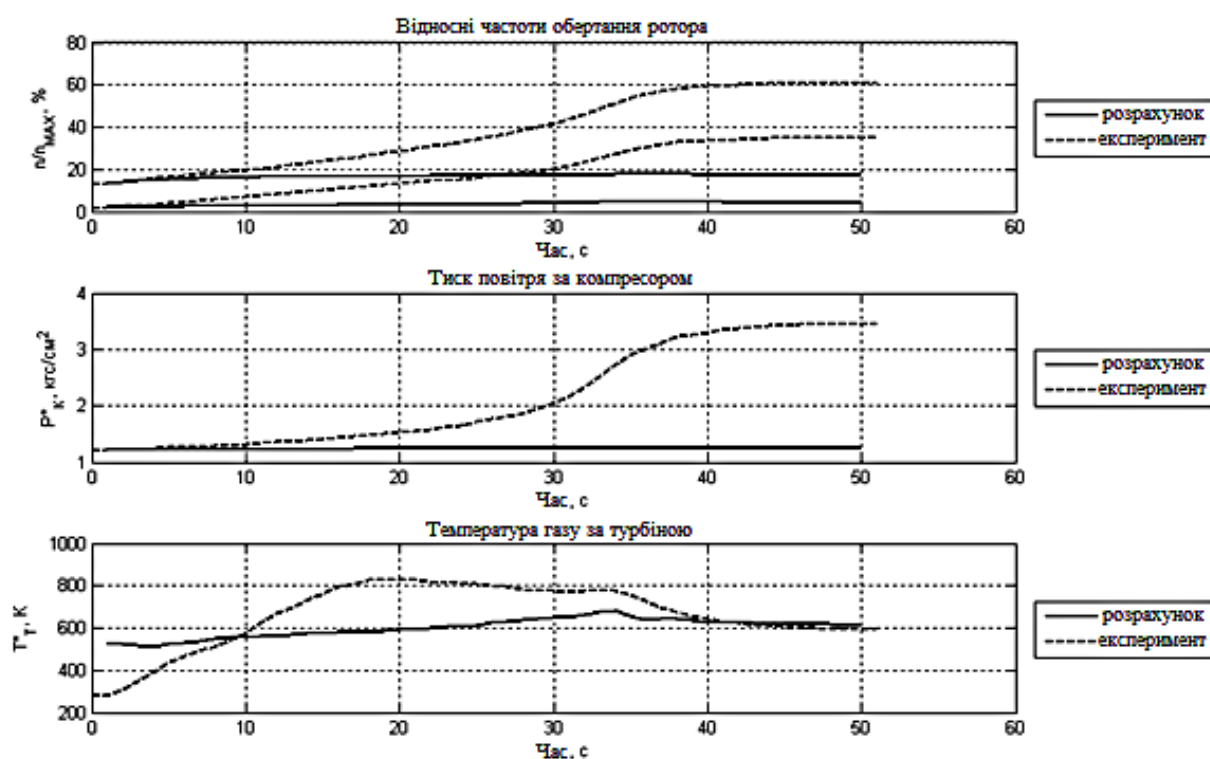


Рисунок 2.16 – Результати розрахунку режиму запуску №3

Зміна температури газу при постійній частоті обертання роторів, а значить і постійних газодинамічних параметрах трактом двигуна, пояснюється підвищенням витрати палива (як це згадувалося раніше, дозування здійснюється за часом, аналогічно дозування палива в процесі стендового запуску).

Отримані результати розрахунку режиму запуску показали:

- характеристики лопаткових машин, екстраповані способом Рендольфа Секстона, мають відмінності від реальних (помилка екстраполяції), наприклад,

зазначено, що екстраполовані значення ступенів підвищення тиску в компресорах нижчі від реальних. Аналіз помилки екстраполяції інших показників компресорів і турбін обмежений обсягом штатних засобів вимірювань ГТД.

- повнота характеристика камери згоряння значно впливає на результати розрахунку, зокрема на температуру газу в перерізі за турбіною низького тиску і на потужність, що розвивається каскадами турбін, а значить на темп розкручування роторів. Обмежена інформація про повноту характеристики камери згоряння та відсутність верифікованих методів її розрахунку є однією з ключових перешкод для підвищення точності розрахунків запуску.

На рис. 2.17 наведено розрахунок запуску двигуна з характеристиками компресора, екстрапольованим способом Готье, і повнотою згоряння палива, що відповідає верхній межі аналізованого діапазону.

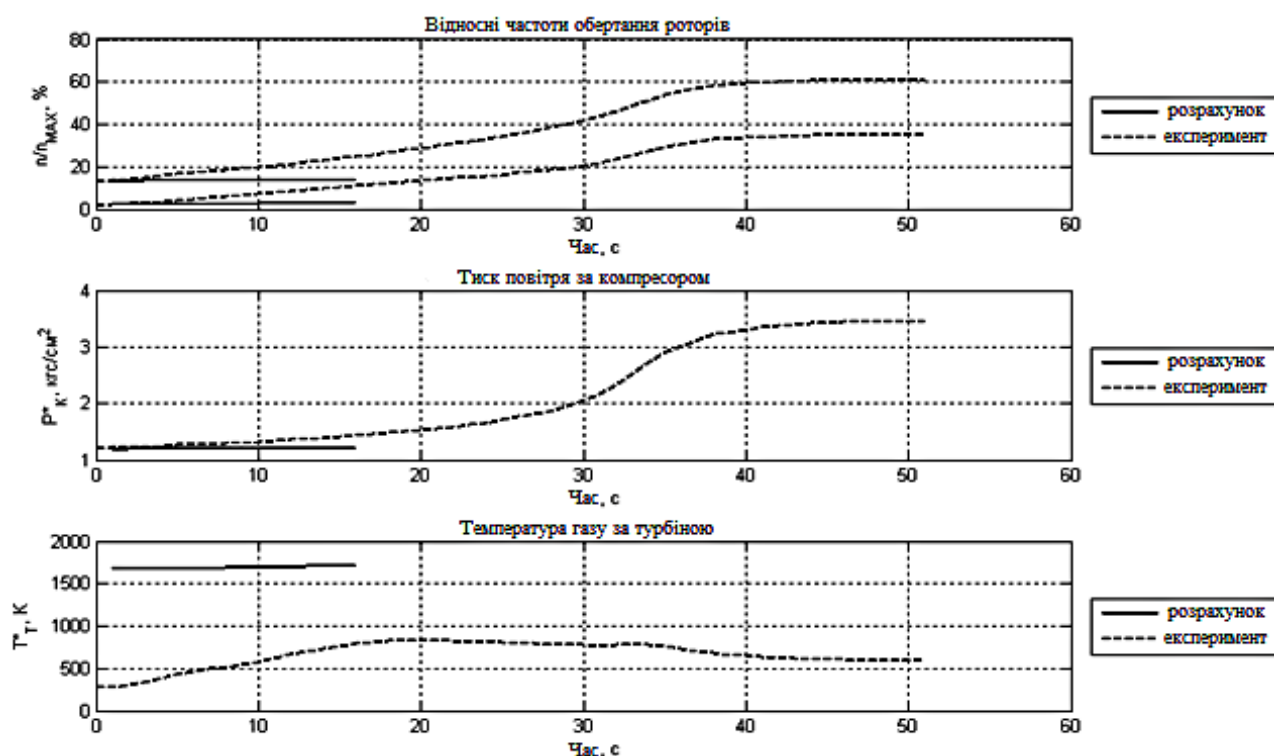


Рисунок 2.17 – Результати розрахунку режиму запуску №4

Як очевидно з графіка, характер отриманих результатів аналогічний результатам, отриманим розрахунку №3. На початку запуску відбувається зависання частоти обертання роторів, у своїй максимальна відносна частота обертання ротора високого тиску розрахунку №3 становила 17,7 %, а розрахунку

№4 – 13,4 %. Таким чином, при постійній потужності пускового пристрою зміна максимальної частоти обертання ротора високого тиску викликається зміною співвідношення потрібної потужності компресора і надмірної потужності турбіни. На рис. 2.18 наведено порівняння потужностей компресора та турбіни високого тиску, отримані під час розрахунків №3 та №4.

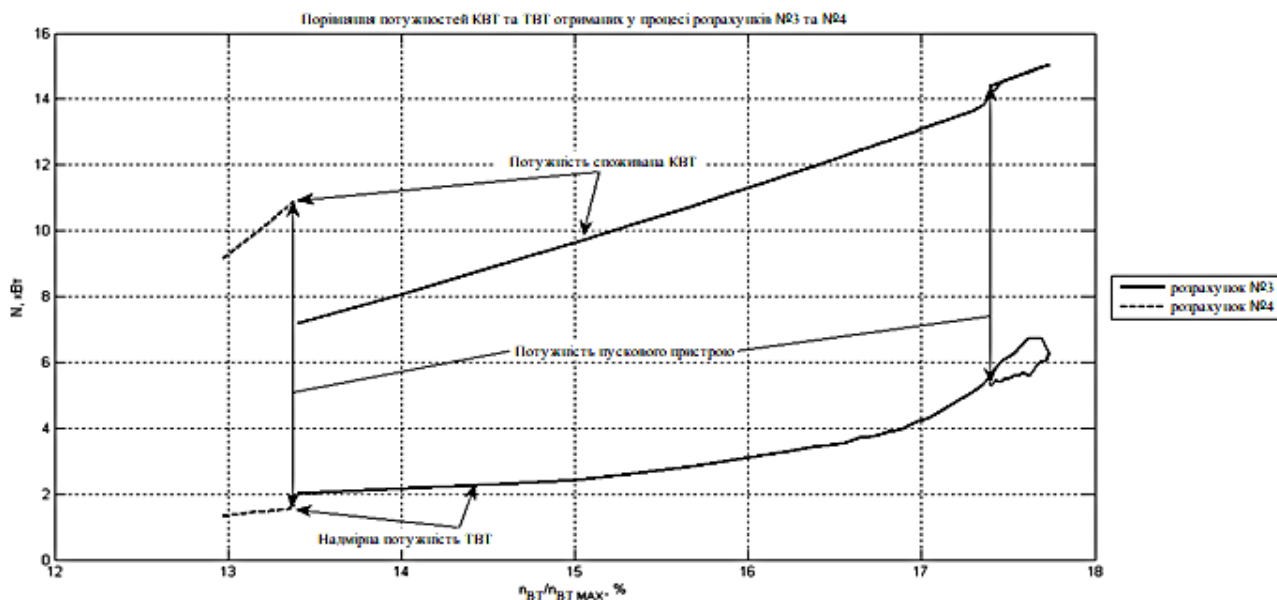


Рисунок 2.18 – Зміна балансу потужностей КВТ та ТВД для розрахунків №3 та №4

Потужність, що споживається компресором високого тиску, збільшилася більшою мірою. Розглянемо вплив зміни характеристик компресора ВТ на параметри у точці розрахунку, що відповідає відносній частоті обертання РВТ 13,4%. Потужність компресора визначається відповідно до виразу:

$$N_{\text{КВТ}} = \frac{k_{\text{П}}}{k_{\text{П}}-1} R_{\text{П}} T_{\text{ТНТ}}^* \left((\pi_{\text{КВТ}}^*)^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1 \right) \frac{G_{\text{П КВТ}}}{\eta_{\text{КВТ}}}. \quad (2.63)$$

Використовуючи дані розрахунку №3 перетворимо на вираз:

$$N_{\text{КВТ}} = \frac{k_{\text{П}}}{k_{\text{П}}-1} R_{\text{П}} \times 288.7 \left(\left(1.075^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1 \right) \frac{0.5335}{0.7218} = \frac{k_{\text{П}}}{k_{\text{П}}-1} R_{\text{П}} \times 288.7 \left(\left(1.075^{\frac{k_{\text{П}}-1}{k_{\text{П}}}} - 1 \right) 0.74. \quad (2.64)$$

Використовуючи дані розрахунку №4:

$$N_{\text{КВТ}} = \frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} R_{\Pi} \times 288.8 \left(\left(1.093^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \frac{0.2245}{0.2077} = \frac{k_{\Pi}}{k_{\Pi}-1} R_{\Pi} \times 288.8 \left(\left(1.093^{\frac{k_{\Pi}-1}{k_{\Pi}}} - 1 \right) \right) 1.08 \quad (2.65)$$

Результати показують, що причиною, що визначає підвищення потрібної потужності компресора високого тиску є зміна відношення витрати повітря через компресор до коефіцієнта корисної дії, а отже, впливом методики, що використовується для екстраполяції характеристик компресорів.

Очевидно, що при зниженні повноти згорання палива надмірна потужність турбіни знижуватиметься, а отже, знижуватиметься і максимальні досягнуті частоти обертання роторів.

Підвищення потреби потужності компресорів незначно і очевидно пов'язане з підвищенням режиму роботи, на якому відбувається зависання частоти обертання.

Отримані результати розрахунку режиму запуску показали:

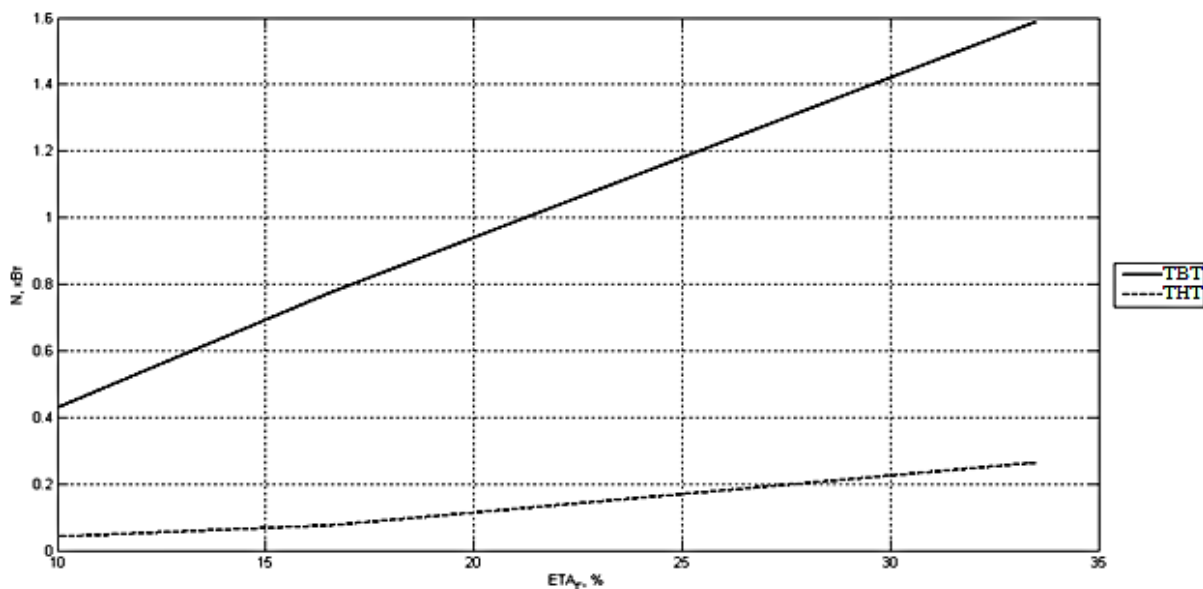


Рисунок 2.19 – Зміна надмірної потужності турбін залежно від повноти згорання палива в камері згорання

- характеристики лопаткових машин, екстраповані способом Готье, мають значні відмінності від реальних (помилка екстраполяції), зокрема отримані значення ступенів підвищення тиску та наведеної витрати повітря виявилися

значно нижчими, отриманими як при екстраполяції способом Секстона так дійсних. Отримані характеристики не дозволили здійснити розрахунок запуску з виходом на заданий режим.

- можливою причиною некоректної екстраполяції характеристик є недолік апіорної інформації про характеристики компресора в області низьких частот обертання, а саме недостатня частота напірних ліній. Введемо допоміжний коефіцієнт густоти напірних ліній на характеристиці компресора (2.21):

$$K_{\Gamma}(i) = \frac{n_i}{n_{i-1}}. \quad (2.66)$$

На рис. 2.20 наведено зміну цього коефіцієнта для компресорів низького та високого тиску.

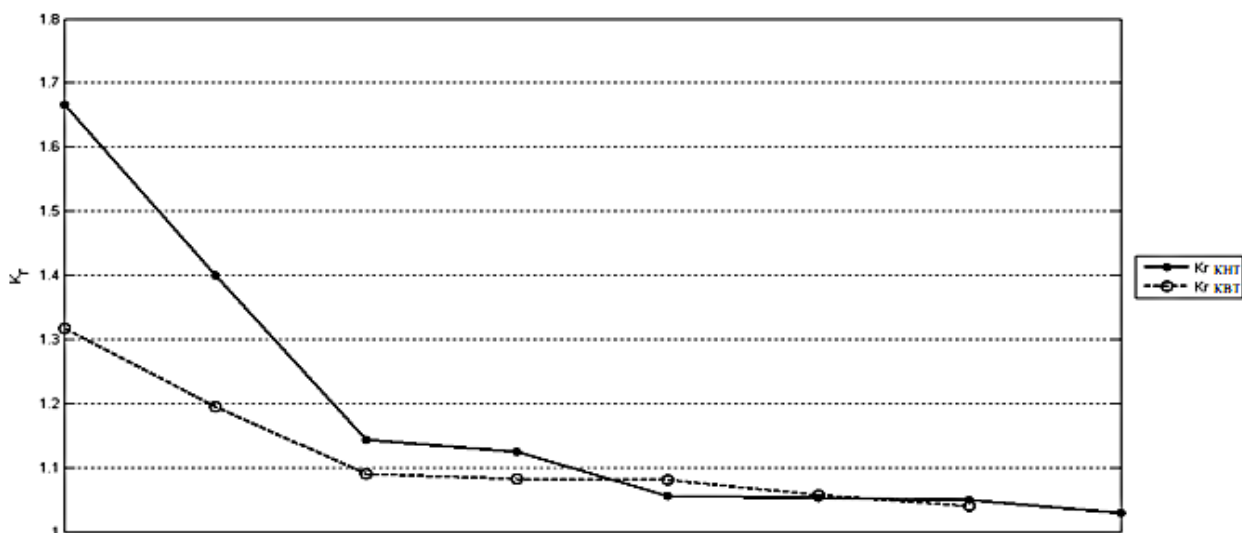


Рисунок 2.20 – Зміна коефіцієнта густоти напірних ліній на характеристиці компресора

Як видно з графіків, в області низьких частот обертання густота напірних ліній знижується, коефіцієнт K_{Γ} збільшується. Раніше зазначалося (див. рис. 2.9), що показники ступенів, що використовуються при екстраполяції характеристик способом Готье, значно змінюються в області частот обертання біля режиму ЗМГ і нижче, таким чином, при низькій густоті напірних ліній виникають значні похибки розрахунку цих показників. Таким чином, для отримання більш точних показників ступенів, рекомендується використовувати вихідні характеристики компресора в області робочих режимів з приблизно постійною густотою напірних

ліній $K_T=1,1 \dots 1,2$.

З графіків видно, що розраховані темпи розкручування роторів вище за отримані при стендових випробуваннях, що, мабуть, пов'язано з завищеними значеннями повноти згоряння палива в камері згоряння. Аналіз впливу характеристик компресорів на отримані результати утруднений у зв'язку з їх значними відмінностями від експериментально вимірних параметрів.

Як видно з графіка, отримані похибки не перевищують 6% і забезпечують необхідну відпрацьовування системи запуску точність.

Розрахунковий тренд температури газу за турбіною значно відрізняється від експериментального, що, як раніше розглядалося, пов'язано з неврахуванням акумуляції тепла в елементах конструкції та інерційністю вимірювання температури газу в ході експериментальних робіт. Тим не менш, оскільки температура газу в процесі запуску використовується в управлінні лише як обмеження, при моделюванні запуску важливо коректно визначити максимальні її значення.

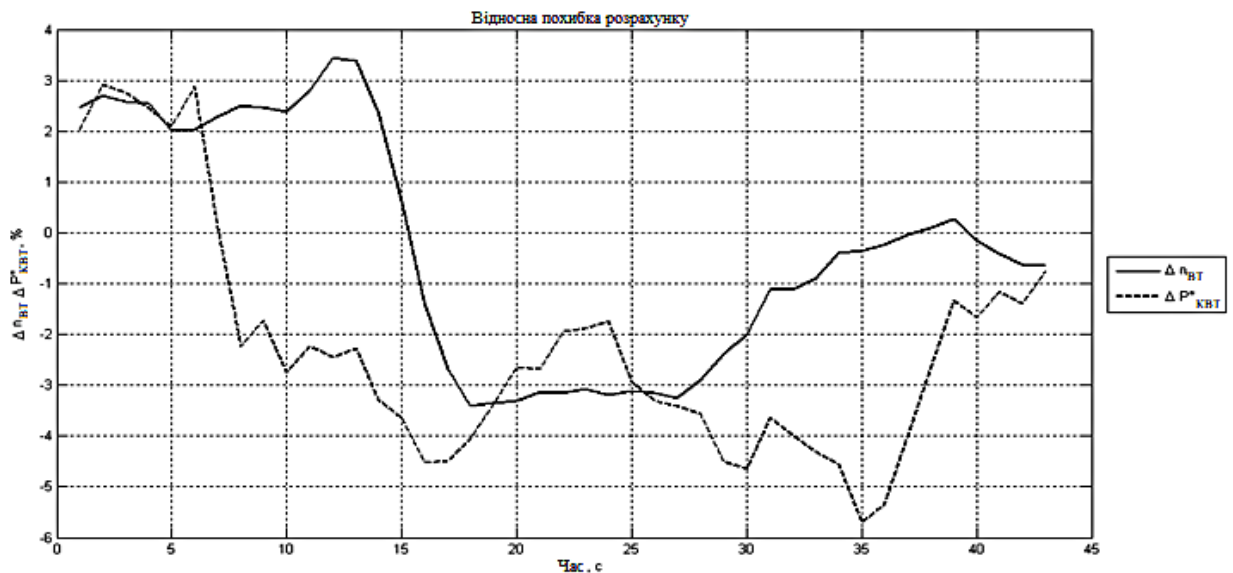


Рисунок 2.21 – Відносні похибки розрахунку частоти обертання ротора високого тиску та повного тиску повітря ха компресором

Із застосуванням повної поелементної математичної моделі ГТД, було виконано розрахунок потужності пускового пристрою, що задовольняє наступним

ВИМОГАМ:

- час запуску трохи більше 45 секунд;
- відносна частота обертання ротора на режимі холодного прокручування не менше 24%;
- відносна частота обертання на якій здійснюється розпалювання не менше 20%;
- Мінімальна маса пускового пристрою.

У розрахунку прийнято питому масу пускового пристрою $\gamma=1,8$ кг/кВт.

На рис. 2.22 наведені потужнісні характеристики пускового пристрою отримані: 1 - застосовуваним традиційним способом (для порівняння), 2 - із застосуванням повної поелементної математичної моделі та характеристиками отриманими розробленим способом екстраполяції, 3 - із застосуванням повної поелементної математичної моделі та характеристиками, отриманими способом Секстона.

Потужна характеристика, отримана в ході розрахунку №2, не тільки забезпечує відповідність заданим вимогам, а й мінімізацію маси пристрою, що становить 25 кг.

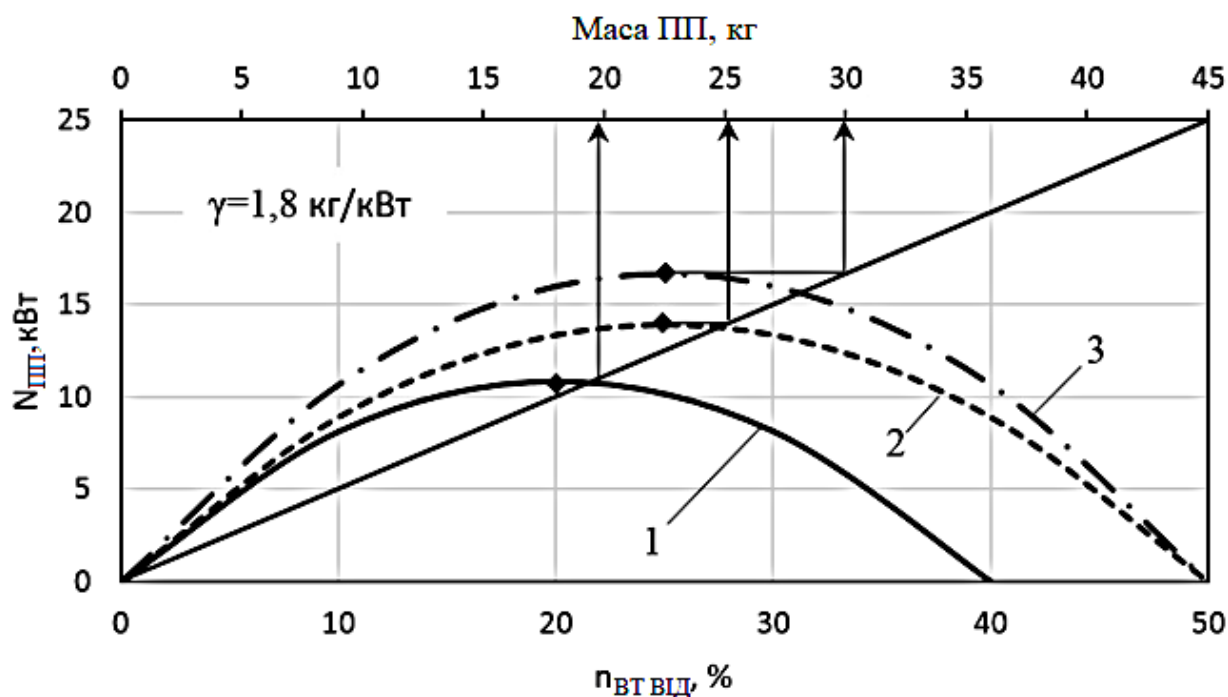


Рисунок 2.22 – Порівняння потужності пускових пристроїв, отриманих різними способами

Потужна характеристика, отримана під час розрахунку №3, забезпечує відповідність заданим вимогам. Тим не менш, похибки розрахунку призводять до того, що маса пристрою з розрахованою моментною характеристикою складе 30 кг, що на 20% вище за масу пристрою отриманої в розрахунку №2.

Таким чином, застосування розрахунку з використанням повної поелементної математичної моделі ГТД та розробленого способу екстраполяції характеристик осьових компресорів дозволяє визначати оптимальні характеристики пускових пристроїв та мінімізувати їх масогабаритні характеристики.

2.4 Технологія формування вимог до системи запуску авіаційного ГТД

Дана технологія відноситься до систем запуску середньо- та великорозмірних авіаційних ГТД. Системи запуску малорозмірних ГТД, як правило, не вимагають багаторазового виконання запуску, у зв'язку з чим будуються на базі пірозасобів (твердопаливні газогенератори як пусковий пристрій та піропатрони для розпалювання ТВС), мають власну специфіку проектування. Пропонована технологія складається з наступних етапів:

- формування математичної моделі ГТД для розрахунку запуску;
- розрахункове визначення доріжки запуску;
- вибір законів, програм та циклограм управління двигуном у процесі запуску;
- розрахункове визначення діапазону зміни пускових властивостей ГТД;
- формування вимог до системи розкручування (за результатами розрахунку);
- формування вимог до системи запалення (за наслідками розрахунку);
- формування вимог до паливної системи (за результатами розрахунку);
- експериментальне визначення ефективного розташування свічок запалювання/запальників;
- експериментальне визначення ефективного розташування приймачів температури газу в контрольованому перерізі.

Для розробки поелементної динамічної математичної моделі ГТД для розрахунку запуску необхідні такі основні дані:

- принципова схема двигуна;
- циклограма запуску;
- пневмосхема;
- газодинамічні характеристики лопаткових машин;
- характеристики (повнотні та зривні) камери згоряння;
- моменти інерції роторів;
- моментна характеристика пускового пристрою;
- геометричні параметри основних вузлів (середні діаметри лопаткових машин, об'єми камери згоряння, перехідних каналів та вихідних пристроїв);
- величини втрат повного тиску газоповітряним трактом двигуна;
- обмеження, що накладаються на режим запуску (час запуску, максимальні значення параметрів у процесі виконання тощо).

Для отримання характеристик лопаткових машин в області запуску використовуються розрахункові характеристики в частотах обертання, які екстраполюються відповідно до способів, розглянутих раніше.

Визначення моментної (потужної) характеристики пускового пристрою в першому наближенні виконується за таким алгоритмом:

1) за результатами розрахунку режиму земного малого газу, або згідно з термогазодинамічним розрахунком, визначається потрібний крутний момент компресора на режимі земного малого газу ($M_{\text{ПОТР ЗМГ}}$).

2) зміна потрібного крутного моменту за частотою обертання в області запуску задається виразом:

$$M_{\text{ПОТР}} = \frac{M_{\text{ПОТР ЗМГ}}}{n_{\text{ЗМГ}}^2} \times n^2. \quad (2.67)$$

3) залежність крутного моменту пускового пристрою від частоти обертання ротора ГТД у першому наближенні може задаватися виразом виду:

$$M_{\text{ПП}} = M_0 - b \times n, \quad (2.68)$$

таким чином, щоб частота обертання холодного прокручування становила

25...30 % від частоти обертання ротора на максимальному режимі (Рисунок 2.23). Слід зазначити, що при цьому компресор вважається єдиним споживачем потужності, а пусковий пристрій єдиним джерелом. Вплив турбіни, приводних агрегатів і тертя в опорах у першому наближенні допустимо знехтувати.

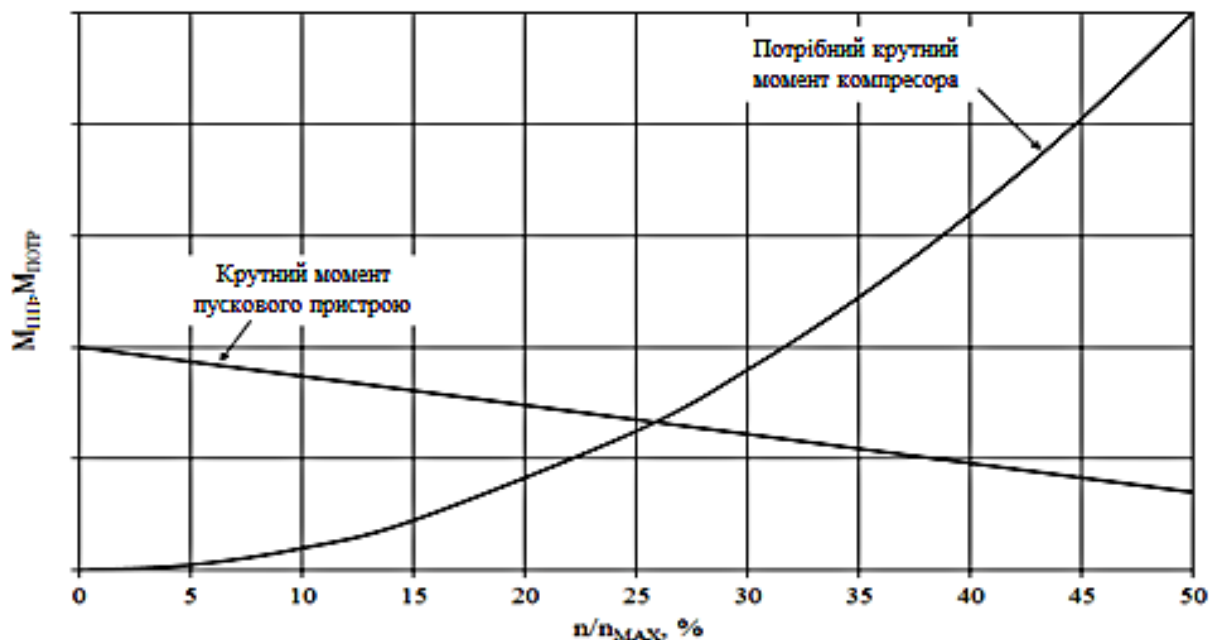


Рисунок 2.23 – Вибір вихідної моментної характеристики пускового пристрою

Після того, як визначено всі необхідні вихідні дані, виконується ряд розрахунків за умов $H=0$ км, $M=0$, МСА.

При відключеному аналізі відповідності поточного коефіцієнта надлишку повітря зривною характеристикою камери згоряння шляхом послідовних наближень визначається розрахункова статична характеристика ГТД в області нижче земного малого газу.

При розрахунку зручно користуватися наступною логікою дозування палива (Рис. 2.24):

- задається постійне вихідне значення GT_0 ;
- здійснюється контроль одночасного виконання умов:

$$dn/dt < 0,01\%, \quad dP_K^*/dt < 0,01\%, \quad dT_\Gamma^*/dt < 0,01\%;$$

- у разі виконання всіх умов на поточному кроці розрахунку до поточної витрати палива додається задане значення ΔG_T ; цикл повторюється до досягнення

$G_T = G_{T \text{ ЗМГ}}$ або $n = n_{\text{ЗМГ}}$.

Таким чином, в результаті розрахунку формується характеристика $G_T \text{ СТАТ ПР} = f(n_{\text{ПР}})$, яка, як правило, має вигляд наведений на рис. 2.24.

Далі підключається модуль аналізу відповідності поточного коефіцієнта надлишку повітря зривною характеристикою камери згоряння та виконується розрахунок витрат палива в процесі запуску, що відповідають межах «багатого» та "бідного" зривів на характеристиці КЗ. При виконанні розрахунку дозування палива здійснюється традиційним ПІ-регулятором:

$$\frac{dG_T}{d\tau} = k_1(\alpha_{\text{КЗ ЗРИВ}} - \alpha_{\text{КЗ ПОТ}}) + k_2\left(\frac{d\alpha_{\text{КЗ ЗРИВ}}}{d\tau} - \frac{d\alpha_{\text{КЗ ПОТ}}}{d\tau}\right). \quad (2.69)$$

Таким чином одержують, наведену на рис. 2.25, характеристику виду $G_T \text{ ЗРИВ} = f(n)$. Слід пам'ятати, що положення меж зривної характеристики двигуна з витрат палива, крім частоти обертання ротора визначається і темпом підвищення цієї частоти, тобто траєкторією перехідного процесу характеристики компресора. Проте для наближеного визначення меж доріжки запуску, тим більше за умови невизначеності дійсних зривних характеристик камери згоряння, впливом темпу розкручування ротора можна знехтувати.

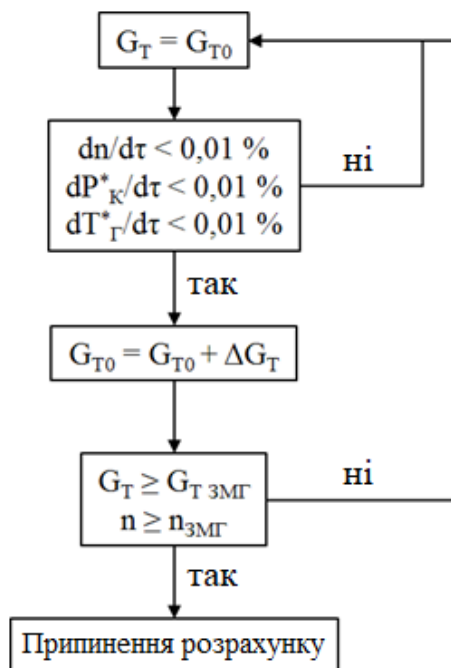


Рисунок 2.24 – Алгоритм дозування палива під час розрахунку дросельної характеристики ГТД у сфері запуску

Далі повторно відключають модуль аналізу відповідності поточного коефіцієнта надлишку повітря зривної характеристики камери згоряння і виконують розрахунок витрати палива в процесі запуску, що відповідає максимально допустимим значенням температури газу в контрольованому перерізі (наприклад, за турбіною). У розрахунку використовується регулятор витрати палива:

$$\frac{dG_T}{d\tau} = k_3(T_{\Gamma \text{ MAX}}^* - T_{\Gamma}^*) + k_4\left(\frac{dT_{\Gamma \text{ MAX}}^*}{d\tau} - \frac{dT_{\Gamma}^*}{d\tau}\right). \quad (2.70)$$

У наслідок розрахунку отримують характеристику $G_{T \text{ Tmax}} = f(n)$, наведену на рис. 2.24.

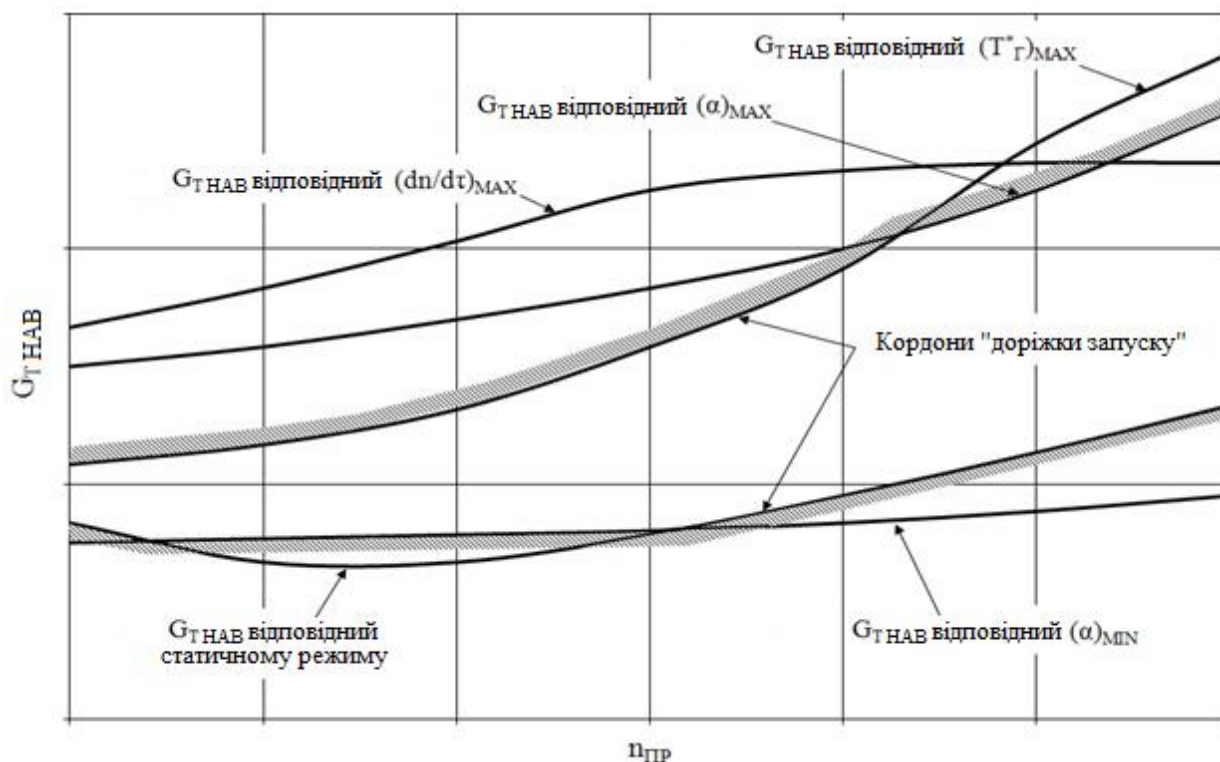


Рисунок 2.25 – Визначення «доріжки запуску» шляхом розрахунку граничних значень витрати пального

Якщо застосовується додаткові обмеження параметрів, наприклад обмеження максимального темпу розкручування ротора, необхідно провести додатковий розрахунок, принципово аналогічний розрахунку вище. При цьому можна використовувати регулятор витрати палива виду:

$$\frac{dG_T}{d\tau} = k_5(P_{\text{ЗАД}} - P_{\text{ПОТ}}) + k_6\left(\frac{dP_{\text{ЗАД}}}{d\tau} - \frac{dP_{\text{ПОТ}}}{d\tau}\right), \quad (2.71)$$

де $P_{\text{ЗАД}}$ – задане значення контрольованого параметра (максимальне чи мінімальне);

$P_{\text{ПОТ}}$ - поточне значення параметра.

Таким чином, за результатами розрахунку визначаються межі доріжки запуску (Рисунок 2.24), які згодом уточнюються експериментально при стендових та льотних випробуваннях дослідного зразка ГТД. Вихідні значення програми управління витратою палива на запуску (задається регулюваннями електронного блоку системи управління перед початком стендових випробувань дослідного зразка ГТД) повинні реалізовувати витрату палива, що відповідає центру запису.

Отримані результати дозволяють формувати уточнені значення обмежень невимірюваних параметрів, наприклад, обмеження температури газів за турбіною, що побічно характеризує температуру газів у перерізі за камерою згоряння, або обмеження значень комплексу (G_T/P_K^*) , що побічно характеризує запаси газодинамічної стійкості компресора.

Далі необхідно визначити зміну пускових властивостей двигуна в заданій області експлуатації, щоб на підставі цих даних сформувати вимоги до агрегатів пускової системи – пускового пристрою та системи запалення.

Повнота згоряння палива визначається параметрами повітря за компресором (при постійній величині коефіцієнта надлишку повітря), а також потужність опору двигуна в основному визначається параметрами компресора. Таким чином, для формування вимог до агрегатів пускової системи ГТД достатньо розглянути зміну параметрів компресора в заданій області експлуатації.

Для визначення вимог до агрегату запалювання необхідно розрахувати умови в камері згоряння на режимі розпалювання у всьому діапазоні експлуатації. В даний час, частота обертання розпалювання зазвичай постійна, тобто не залежить від зовнішніх умов.

Таким чином, нижня межа умов $(P_K^*$ та $T_K^*)$ відповідає умовам $N_{\text{МАХ}}$, $M_{\text{П MIN}}$. Верхня межа штатного запуску у польоті відповідає умовам N_{MIN} , $M_{\text{П МАХ}}$.

Однак слід мати на увазі, що в ситуації відновлення режиму після згасання камери згоряння або спрацьовування спеціальних захистів (наприклад, захисту від помпажу) або при роботі агрегату запалювання в режимі «вогневого супроводу» робочі умови в камері згоряння можуть виявитися вищими. У зв'язку з цим визначення верхньої межі робочих умов (P^*_k і T^*_k) необхідно проводити розрахунок параметрів за компресором для крайніх експлуатаційних умов, зазначених у технічному завданні на ГТД.

Максимум споживаної потужності компресора досягається при польоті біля землі з максимальною швидкістю ($H=0$ км, $M=M_{MAX}$), тому розрахунок необхідної моментної характеристики пускового пристрою необхідно вести саме в цій галузі. Слід зазначити, що в цих умовах частина необхідної для розкручування ротора потужності буде створюватися потоком повітря, що набігає (як при роботі в режимі авторотації), проте величина цієї потужності сильно залежить від конструкції літакових повітрязабірників, у зв'язку з чим, її величина може бути перебільшена, що призведе до некоректного визначення моментної характеристики пускового пристрою. У умовах, що розглядаються, вибирається така моментна характеристика ПП, щоб частота обертання ротора на режимі ХП була не менше 25 % від частоти обертання на максимальному режимі, а час запуску відповідав вимогам, що пред'являються, з урахуванням виконання заданих обмежень.

У частині формування вимог до паливної системи розрахунок запусків дозволяє визначити необхідний діапазон зміни витрати палива в процесі запуску, а саме максимальне значення витрати палива в залежності від частоти обертання ротора. Ця інформація необхідна для визначення вимог до приводних паливних насосів, чия продуктивність залежить від частоти обертання, отже низька при частотах обертання режиму запуску. Оскільки продуктивність електроприводних насосів не залежить від частоти обертання ротора, параметри паливорегулюючої апаратури не є лімітуючим фактором.

Інформація про діапазон зміни витрати палива та відповідні параметри в камері згоряння на запуску необхідна також для проектування пускових паливних

форсунок, для забезпечення необхідної якості розпилювання палива.

Після виготовлення дослідного зразка двигуна, укомплектованого дослідними зразками агрегатів, переходять до стендових випробувань, у рамках яких необхідно визначити ефективне розташування свічок запалювання/запальників та приймачів температури газу в контрольованому перерізі (наприклад, у перерізі за турбіною низького тиску).

Для визначення найбільш ефективного розташування свічок запалювання/запальників по колу камери згоряння пропонується використовувати експериментальний зразок модуля камери згоряння, що передбачає можливість монтажу декількох свічок запалювання/запальників у перерізах:

- навпроти паливних форсунок у верхній половині камери згоряння;
- навпроти паливних форсунок у нижній половині камери згоряння;
- між паливними форсунками у верхній половині камери згоряння;
- між паливними форсунками у нижній половині камери згоряння.

У процесі експериментальних робіт можливий як одночасний монтаж систем запалення у всіх перерізах, що розглядаються (якщо дозволяє трасування штатного обв'язки двигуна і кількість наявних дослідних зразків системи запалення), так і монтаж штатної кількості систем запалення (як правило двох) у аналізованих перерізах з наступним перемонтаж у процесі випробувань.

Шляхом послідовного включення/вимкнення систем запалення або їх перемонтажу визначають найбільш ефективне розташування в окружному перерізі камери згоряння. Критеріями ефективності є мінімальні значення затримки розпалювання (час від включення системи запалювання до моменту розпалювання) і окружної нерівномірності температури газу, які характеризуються швидкість і якість поширення полум'я за обсягом камери згоряння.

Для визначення ефективного положення свічок запалювання в осьовому напрямку необхідно провести аналогічні випробування на іншому експериментальному модулі камери згоряння, що передбачає можливість монтажу свічок запалювання/запальників на різній відстані від паливних

форсунок. При цьому в окружному напрямку пристрою запалювання повинні розташовуватися в перерізах, вибраних за попередніми результатами випробувань. Критеріями вибору найбільш ефективного осевого становища свічок запалювання є стабільні розпалювання з мінімальними затримками.

В ході експериментального відпрацювання температура газу в контрольованому перерізі повинна визначатися за показаннями спеціального вимірювального пристрою.

Число термопар вимірювання повинно не менше ніж у два рази перевищувати кількість паливних форсунок для забезпечення контролю нерівномірності температури газу, викликані дискретністю подачі палива. Рішення про вибір кількості та місця розташування штатних термопар необхідно приймати виходячи з умови забезпечення точного вимірювання

середньої температури газу мінімальним числом термопар.

При експериментальному відпрацюванні системи запуску необхідно підтвердити ефективність розташування свічок системи запалення та термопар вимірювання в ситуації дозування мінімальних витрат палива, для якої характерний нерівномірний розподіл палива по форсунках: великі витрати через форсунки нижнього сектора, менші через форсунки верхній сектор.

Для газотурбінних двигунів промислового призначення характерним є використання газового палива. При цьому процес сумішоутворення більшою мірою проявляє дифузійні властивості, у зв'язку з цим вимоги до організації процесів розпалювання та стабілізації полум'я повинні бути жорсткішими з тієї точки зору, що нерозрахункове підведення повітря в первинній зоні може екранувати потік газового палива та локалізувати ініційований системою запалювання осередок горіння.

2.5 Висновки розділу 2

1) Зазначено, що недосконалість існуючих методів визначення вимог до агрегатів системи запуску (насамперед до пускового пристрою) обумовлює високі технічні ризики проектування цих систем. Розробка розрахункового способу дослідження режиму запуску на ранньому етапі проектування (до виготовлення першого дослідного зразка ГТД) дозволить знизити рівень технічних ризиків проектування, так і скоротити обсяг дорогих експериментальних досліджень.

2) Розглянуто існуючі підходи до моделювання запуску газотурбінного двигуна, визначено, що найбільшу точність, фізичну обґрунтованість та ефективність для вирішення таких завдань відпрацювання систем запуску та управління ГТД (формування точних вимог з урахуванням наявних пускових властивостей двигуна) має розрахунок з використанням повної поелементної динамічної математичної моделі двигуна. При цьому основною проблемою при використанні даного типу моделей є те, що як вихідні дані використовуються характеристики вузлів в області режимів нижче малого газу. Існуючі методики розрахунку характеристик лопаткових машин мають низку припущень, які дозволяють здійснювати розрахунок характеристик із заданою точністю лише області робочих режимів.

Методики тривимірного розрахунку газодинаміки лопаткових машин вимагають значних обчислювальних потужностей та часу, водночас на результати виявляється суттєвий вплив специфічних параметрів, таких як густина сітки. Власні обмеження мають методи експериментального зняття характеристик при випробуваннях дослідних зразків на спеціальних напівнатурних стендах. Крім того, оскільки однією з основних цілей моделювання запуску є формування вимог до агрегатів системи запуску, найбільша ефективність досягається на етапі технічного проекту, тобто до виготовлення перших дослідних зразків вузлів ГТД. Визначення повнотних та зривних характеристик камери згоряння здійснюється експериментально в ході спеціальних випробувань зразків КС на напівнатурних стендах. Наявні розрахункові методики є напівемпіричними і дозволяють отримувати досить точні результати лише конкретних конструкцій камер

згоряння. Тому при моделюванні режиму запуску необхідно використовувати існуючі характеристики камери згоряння прототипу.

3) Основним завданням при моделюванні режиму запуску двигуна з використанням поелементної динамічної математичної моделі двигуна є екстраполяція в області запуску відомих в області робочих режимів характеристик лопаткових машин з достатньою точністю для виконання розрахунків.

4) Показано, що застосування розрахунку із застосуванням повної поелементної математичної моделі ГТД дозволяє визначати пускові характеристики ГТД з точністю, достатньою для формування вимог до пускової системи.

5) Наведено технологію формування вигляду системи запуску, засновану на розрахунку режиму запуску із застосуванням повної поелементної математичної моделі ГТД. У рамках технології передбачається вибір необхідної потужності пускового пристрою, визначення «доріжки запуску», вибір програми управління, визначення умов роботи системи запалення, визначення потрібних витрат палива та перепадів на форсунці.

РОЗДІЛ 3

ОХОРОНА ПРАЦІ

Під охороною праці розуміють систему правових, соціально-економічних, організаційних, технічних, гігієнічних і профілактичних заходів та інструментів, спрямованих на захист життя, здоров'я і працездатності людини в процесі трудової діяльності.

Основні законодавчі заходи такі: Конституція України, Закони України «Про охорону праці», «Кодекс законів про працю України», «Основи законодавства України про охорону здоров'я», «Про забезпечення санітарного і епідеміологічного благополуччя населення», «Про пожежну безпеку», «Про використання ядерної енергії та радіаційну безпеку», «Правила нормування робочого часу і часу відпочинку екіпажів повітряних суден цивільної авіації».

Розроблення розділу охорони праці ґрунтується на необхідності забезпечення безпеки, здоров'я та ефективності трудових процесів, усунення впливу небезпечних і шкідливих виробничих чинників, забезпечення безпеки виробничих процесів і устаткування, оптимізації трудових процесів і виробничого середовища.

Більшість робіт з обслуговування двигунів виконуються в спеціалізованих ангарах і майстернях. Особливістю роботи з двигунами є поводження з небезпечними матеріалами, різними видами устаткування, підйомними механізмами та випробувальними роботами.

3.1 Фактори, що впливають на умови праці

3.1.1 Організація робочого місця

Якщо внаслідок технічних процесів у загальному виробничому приміщенні повинні знаходитися небезпечні викиди, шум, ультразвукове та електромагнітне випромінювання, вони повинні розташовуватися в окремому приміщенні, ізольованому від інших стін до стелі.

Несприятливий вплив на працівників через підвищений рівень ультразвуку

має бути усунутий або зменшений конструктивним плануванням, наприклад, використанням екранів або укладанням звукоізолюючого матеріалу.

Для захисту працюючих на радіочастотах від впливу електромагнітного випромінювання повинні використовуватися інженерно-технічні методи захисту: екранування випромінювального обладнання, екранування робочих місць, екрани, що відбивають і поглинають, та ін.

Підлога приміщення ангара (ангарної зони) повинна мати гладку, рівну поверхню, що дає змогу легко очищати її від бруду, пролитих спеціальних рідин, паливно-мастильних матеріалів.

Підлоги у виробничих приміщеннях для проведення зварювальних робіт повинні бути вогнестійкими, мати низьку теплопровідність, гладку і неслизьку поверхню, зручну для прибирання.

Вхідні двері у виробничі приміщення повинні бути обладнані ремонтпридатними механічними пристроями для примусового закриття.

Зберігання і використання радіоізотопного обладнання та роботи з гамма-дефектоскопії повинні проводитися в ізольованому одноповерховому будинку або прибудові до нього.

Повітряне, парове або водяне опалення повинно використовуватися для обігріву виробничого обладнання та отримання стандартизованих показників мікроклімату.

У виробничих приміщеннях, де неможливо встановити прийнятні нормативні значення параметрів мікроклімату через технічні вимоги до виробничого процесу, труднощі технічного забезпечення або економічного обґрунтування, вживаються заходи для захисту працівників від можливого перегріву або охолодження, місцеві системи кондиціонування повітря, повітряні душі, системи відпочинку й обігріву приміщення, засоби індивідуального захисту, регулювання часу роботи та відпочинку тощо мають бути прийнятні.

Промислові об'єкти з об'ємом менше ніж 20 м³ на одного робітника повинні мати подачу зовнішнього повітря не менше ніж 30 м³/год на одного робітника, а об'єкти з об'ємом більше ніж 20 м³ на одного робітника повинні мати подачу

зовнішнього повітря не менше ніж 20 м³/год на одного робітника.

В ангарі (секції вішалки) має бути забезпечене природне освітлення. Площа отвору має становити не менше 25% від площі ангара, а сам отвір повинен розташовуватися над стіною.

Склади і приміщення, не зайняті працівниками, можуть не отримувати природного освітлення.

Коефіцієнт природного освітлення у виробничих приміщеннях має становити в середньому 1,0 для бокового освітлення і 3,0 для стельового освітлення або бокового і стельового освітлення.

Для робочих поверхонь у приміщеннях повинно бути встановлене штучне освітлення і, залежно від виробничого процесу, значення освітленості повинні бути стандартизовані і прийняті відповідно до цих норм.

Щоб уникнути потрапляння прямих сонячних променів, світильники місцевого освітлення повинні мати відбивачі, які не видно крізь них, і мати кут захисту не менше 30°. Для цього висота підвісу світильника має бути невеликою, а поверхні стін, стель і внутрішніх елементів виробничого приміщення мають мати розсіяне відображення, якщо це не заважає технічним процесам.

Конструкція місцевих світильників повинна давати змогу змінювати напрямок світла на робочу поверхню.

У приміщеннях, де існує високий ризик небезпеки, особливо ризик ураження електричним струмом членів льотного екіпажу, світильники загального освітлення 220 В з лампами розжарювання або розрядними лампами на висоті менше ніж 2,5 м повинні бути спроектовані таким чином, щоб до ламп не можна було дістатися без використання інструментів. Електропроводка, під'єднана до лампи, має бути в металевих трубах, металевих шлангах або захисних оболонках.

Під час подавання живлення на локалізовані стаціонарні світильники з лампами розжарювання напруга, яка використовується, має бути нижчою за 220 В у приміщеннях без підвищеної небезпеки та нижчою за 42 В у приміщеннях з підвищеною небезпекою та особливо небезпечних.

У вибухонебезпечних приміщеннях електрообладнання повинне бути

вибухозахищеним, а в приміщеннях із пожежною безпекою - мати клас захисту, що відповідає класу пожежної безпеки.

3.1.2 Шкідливі та небезпечні виробничі фактори та чинники

Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання генеруються в процесі подачі струму великим споживачам електроенергії, водночас багато металевих компонентів і конструкцій виступають як каталізатори процесу випромінювання. Вплив електромагнітного випромінювання на організм людини може викликати гострі та хронічні порушення фізіологічних функцій організму. Такі порушення виникають під час впливу електричної складової електромагнітного випромінювання на нервову систему, кору головного мозку, коркові структури спинного мозку та серцево-судинну систему.

Іонізуюче випромінювання (радіація) - потік електромагнітних хвиль або частинок, які можуть утворювати іони в речовині під час взаємодії з нею. Джерелом може бути спеціалізоване обладнання або обладнання неруйнівного контролю, що працює за рахунок іонізуючого впливу. Ураження можуть викликати гостру та хронічну променеву хворобу. Гостра форма виникає після короткого періоду впливу високих доз радіації, а хронічна - після тривалого впливу низьких доз зовнішнього випромінювання.

Радіація може викликати місцеві порушення, як-от шкірні захворювання, злоякісні пухлини, катаракта, сухість шкіри, ламкість нігтів і випадіння волосся. Небезпека радіаційного опромінення також пов'язана з тим, що органи чуття людини не можуть відчувати вплив радіації, якщо він ще не відбувся в організмі.

Робота з небезпечними летючими речовинами та недостатня вентиляція приміщення можуть призвести до появи небезпечних речовин у повітрі робочої зони. Рівень безпеки залежить від концентрації речовини в повітрі. Вплив на здоров'я людини залежить від типу речовини.

Промисловий шум, ультразвук та інфразвук виникають під час роботи деякого обладнання та чинять негативний вплив на здоров'я людини. Шум

- це хаотичне зібрання звуків, ультразвук - це високочастотні та низькочастотні звуки. Шум впливає на здоров'я людини, проявляючись у вигляді втоми, зниження концентрації уваги, підвищеного нервового збудження і зниження працездатності, а також впливаючи на слухову, ендокринну, нервову, серцево-судинну і травну системи. Тривала дія гучного шуму знижує розумову працездатність на 60%. Вважається, що шум, зокрема, негативно впливає на нейропсихологічну діяльність людини.

Вібрація - це струс усього тіла або його частин унаслідок виконання певних завдань. Вплив вібрації варіюється від втоми та незначних змін функцій організму до струсу мозку, розриву тканин, ушкодження серця та нервової системи, деформації м'язів і кісток, підвищеної чутливості шкіри та порушення кровообігу. Вібрації вище 200 Гц можуть перенапружувати нервову систему та посилювати психічне напруження.

Компанії мають потужні джерела струму та безліч пристроїв, що живляться від них. Електричний струм - це спрямований рух електрично заряджених частинок. У разі ураження електричним струмом людина отримує сильний миттєвий удар і може відчувати галюцинації. Насамперед, мозок і серце уражаються електричним струмом. Наслідки ураження електричним струмом очевидні: опіки, біль, порушення серцевої та дихальної діяльності, запаморочення, втрата зору, втрата відчуття напрямку, іноді збудження, ретроградна амнезія, розрив м'язів під час спазматичних скорочень, здавлювання та переломи. Якщо шок не є важким, він може бути небезпечним для життя або шкідливим для людського організму, навіть якщо наслідки не очевидні.

3.2 Заходи для зменшення та усунення впливу небезпечних виробничих факторів при ТО авіаційних ГТД

Необхідно організувати брифінги з питань безпеки та охорони праці на підприємствах.

Необхідно встановити і впровадити спеціальні екрани для усунення

електромагнітного випромінювання.

Роботи з іонізуючим випромінюванням повинні проводитися в ізолюваному приміщенні відповідно до всіх стандартів.

Обладнання, для роботи якого потрібен електричний струм, має бути заземлене і регулярно перевірятися.

Джерела шуму мають бути ізолювані від працівників, а там, де це неможливо, мають бути передбачені спеціальні заходи для зниження впливу звуку на організм людини.

Залежно від умов роботи співробітники повинні дотримуватися правил внутрішнього розпорядку компанії.

Перед початком роботи співробітники повинні надіти спеціальний одяг і перевірити справність агрегату, в якому вони працюють.

У процесі роботи вони повинні координувати свої дії з іншими співробітниками, щоб виключити нещасні випадки.

Під час роботи з небезпечними речовинами необхідно використовувати засоби індивідуального захисту, такі як респіратори, рукавички і маски.

Якщо природного освітлення недостатньо, необхідно використовувати штучне освітлення, що відповідає всім стандартам.

Повітря в робочій зоні має постійно вентилюватися.

Після завершення роботи необхідно прибрати інструменти, вимкнути обладнання і зробити робочу зону безпечною.

3.3 Пожежна безпека

Корпоративних вимог пожежної безпеки мають дотримуватися всі співробітники, а організаційні підрозділи повинні мати закріплений за ними персонал, визначений керівництвом і зазначений у посадовій інструкції та регламенті організаційного підрозділу.

Зокрема, конкретні області, райони, зони, об'єкти, цілі атракціони, частини будівель і поверхи закріплюються за відповідними особами для виконання цих

організаційних завдань.

Відповідальна особа зобов'язана розробити, впровадити та підтримувати в робочому стані правила та інструкції з пожежної безпеки на підвідомчій території відповідно до вимог, викладених у нормативних документах.

Розроблено та діють правила поведінки з відкритим полум'ям і горючими матеріалами.

Важливим аспектом пожежної безпеки є розробка та впровадження процедур реагування в разі пожежі. Він має включати план евакуації, інструкції з вимкнення електрообладнання та вказівки щодо того, що і в якому порядку мають робити співробітники.

Тому письмові інструкції мають бути підготовлені для кожного об'єкта, кожного приміщення (окрім коридорів, ванних кімнат, басейнів тощо), кожної робочої зони, кожної людини, яка працює на певній ділянці, і кожної людини, яка виконує певне завдання. Інструкції використовуються для навчання (інструктування) персоналу.

Навчальні курси надають детальну інформацію про протипожежний режим і правила складання інструкцій.

Вогнегасники мають бути розташовані в легко видимих і доступних місцях на випадок пожежі або задимлення. Рекомендується розміщувати їх поблизу потенційних джерел пожежі, шляхів евакуації, а також входів і виходів із приміщень. Однак вогнегасники не повинні перешкоджати вільному виходу людей з вогню.

3.4 Розрахунок кратності повітрообміну при вентиляції виробничого приміщення.

Об'єм вентиляції визначається індивідуально для кожного приміщення з урахуванням наявності шкідливих домішок (речовин) або на підставі результатів попередніх досліджень. Якщо характер і кількість забруднюючих речовини річ неможливо підрахувати, повітрообмін визначається по кратності.

$$L = V_{\text{прим}} \times K_p \text{ (м}^3\text{/год)}, \quad (3.1)$$

де $V_{\text{прим}}$ – об'єм приміщення, м^3 ;

K_p – мінімальна кратність повітрообміну, 1/год.

Необхідно розрахувати загальний об'єм приміщення в кубічних метрах.

Для цього використовується проста формула:

$$\begin{aligned} \text{Довжина} \times \text{ширина} \times \text{висота} &= \text{об'єм приміщення } \text{м}^3 \\ A \times B \times H &= V (\text{м}^3), \end{aligned} \quad (3.2)$$

Приміщення довжиною 100 м, шириною 25 м та висотою 10 м. Щоб визначити кількість повітря, необхідного для вентиляції цієї кімнати, розрахуємо її обсяг:

$$100 \times 25 \times 10 = 25000 \text{ м}^3. \quad (3.3)$$

$$L = 25000 \times 3 = 75000 (\text{м}^3/\text{год}). \quad (3.4)$$

Визначення повітрообміну згідно нормі повітря на людину:

$$L = L_1 \times N_L (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.5)$$

де L_1 – норма повітря на одну людину, $\text{м}^3/\text{год} \cdot \text{чол}$;

N_L – кількість людей в приміщенні.

20-25 $\text{м}^3/\text{год}$ на одну людину при мінімальній фізичній активності

45 $\text{м}^3/\text{год}$ на одну людину при легкій фізичній роботі

60 $\text{м}^3/\text{год}$ на одну людину при важкій фізичній роботі

Припустимо що в ангарі при важкій фізичній роботі працює 5 людей, легкій 20 і мінімальній 10.

$$L = 25 \times 10 + 45 \times 20 + 60 \times 10 = 1750 (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.6)$$

Визначення повітрообміну при виділенні вологи:

$$L = D / ((d_v - d_n) * \rho) (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.7)$$

де D – кількість вологи, що виділяється, г/год;

d_v – вміст вологи у повітрі, що видаляється, г води/кг повітря;

d_n – вміст вологи у припливному повітрі, г води/кг повітря;

ρ – густина повітря, кг/м³ (при +20 °С = 1,205 кг/м³).

$$L = 500 / ((5 - 4,5) * 1,205) = 829,88 (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.8)$$

Визначення повітрообміну для видалення надлишків тепла:

$$L = Q / (\rho \times C_p \times (t_v - t_n)) (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.9)$$

де Q – виділення тепла у приміщення, кВт;

t_v – температура повітря, що видаляється, °С;

t_n – температура припливного повітря, °С;

ρ – густина повітря, кг/м³ (при 20 °С = 1,205 кг/м³);

C_p – теплоємність повітря, кДж/(кг·К) (при 20 °С; $C_p=1,005$ кДж/(кг·К)).

$$L = 500 / (1,205 \times 1,005 \times (18 - 17,5)) = 825,75 (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.10)$$

Визначення повітрообміну, залежно від гранично допустимої концентрації речовин:

$$L = G_{\text{CO}_2} / (U_{\text{ПДК}} - U_{\text{П}}) (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.11)$$

де G_{CO_2} – об'єм CO₂, що виділяється, л/год ;

$U_{\text{ПДК}}$ – гранично допустима концентрація CO₂ у повітрі, що видаляється, л/м³;

$U_{\text{П}}$ – вміст газу у припливному повітрі, л/м³.

$$L = 700 / (1,7 - 1,5) = 3500 (\text{м}^3/\text{год}), \quad (3.12)$$

Якщо брати у увагу всі ці чинники то отримаємо що повітрообмін рівняється $75000 + 1750 + 829,88 + 825,75 + 3500 = 81905,63$ м³/год

3.5 Спецодяг та засоби індивідуального захисту працівників.

Відповідно до статті 8 Закону України "Про охорону праці" та статті 163 Кодексу законів про працю України, Інспекцію стандартів праці України слід повідомити в разі роботи в шкідливих і небезпечних умовах праці, у зв'язку із

забрудненням довкілля або в

При роботі в несприятливих погодних умовах співробітники безкоштовно забезпечуються спеціальним одягом певного стандарту. використовувати спеціальне взуття та інші засоби індивідуального захисту.

Роботодавці зобов'язані забезпечити отримання, придбання, видачу та утримання ЗІЗ за свій рахунок відповідно до нормативно-правових актів з охорони праці та колективних договорів.

Працівники, зайняті на разових роботах, пов'язаних з усуненням наслідків аварій або стихійного лиха, не передбачених трудовими договорами, мають бути забезпечені необхідними ЗІЗ.

ЗІЗ повинні надаватися працівникам за професіями та посадами (професійними професіями), що використовуються на відповідних виробництвах, у цехах, на дільницях, при виконанні певних робіт зі шкідливими та небезпечними умовами праці, робіт, пов'язаних із забрудненням довкілля, а також робіт, що виконуються за несприятливих погодних умов. Кодекс встановлює обов'язкові мінімальні умови для роботодавців щодо безоплатної видачі ЗІЗ, а також визначає захисні характеристики ЗІЗ та умови їх використання (носіння).

Працівникам за професіями і посадами (професійними званнями), зазначеними в Кодексі безоплатної видачі ЗІЗ працівникам за загальними (міжгалузевими) професіями в різних галузях економіки незалежно від виду економічної діяльності підприємства з урахуванням конкретних умов праці, якщо такі професії та посади (професійні звання) не зазначені в Кодексі безоплатної видачі ЗІЗ. ЗІЗ видаються для.

Пропозиції про внесення змін і доповнень до встановлених норм безоплатної видачі ЗІЗ з урахуванням виробничих шкідливостей і температурного режиму для затвердження в установленому порядку центральним органом виконавчої влади з промислової безпеки, охорони праці та гірничого нагляду на підставі обґрунтованих пропозицій підприємств та організацій, що розробляють ці норми, є Пропозиції щодо затвердження змін та доповнень до "Кодексу безоплатної видачі ЗІЗ" можуть бути внесені органами і додаються.

- Обґрунтував необхідність внесення деяких змін і доповнень до Зводу норм щодо безоплатної допомоги ОЗ.

- Дані про кількість працівників, щодо яких порушувалося питання про внесення змін і доповнень до норми безоплатної видачі ЗІЗ, а також про необхідні для цього матеріали та засоби.

Засоби індивідуального захисту, передбачені Законом про охорону праці, повинні видаватися працівникам відповідно до їхнього характеру та умов праці, а строк їх носіння в будь-якому разі не повинен перевищувати строк придатності, зазначений у документації виробника.

Згідно із Законом України "Про охорону праці", роботодавець зобов'язаний ознайомити під підпис працівника з умовами праці та наявністю на робочому місці небезпечних і шкідливих виробничих факторів, які ще не усунуто, та їхнім можливим впливом на здоров'я, а працівник зобов'язаний використовувати видані йому ЗІЗ.

Засоби індивідуального захисту використовуються за призначенням відповідно до інструкції з експлуатації, яка має бути зрозуміла працівнику. Вимога має бути зазначена у відповідній частині документа, що зобов'язує працівника (наприклад, інструкції з охорони праці, технічні регламенти тощо).

3.6 Висновки розділу 3

Забезпечення охорони праці є дуже важливою частиною забезпечення нормального функціонування підприємств авіаційної галузі. Підготовка спеціалістів у цій галузі потребує багато часу та не є дуже поширеною, тому безпека та здоров'я працівників має дуже важливе значення за для подальшого розвитку галузі.

Дотримання вимог та норм з охорони праці допомагає зменшити кількість нещасних випадків на підприємстві та зменшити або навіть усунути розвиток хронічних захворювань у працівників зайятих у процесі технічного обслуговування авіаційних двигунів.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1 Вплив запуску та роботи ГТД на навколишнє середовище

Шкідливі та токсичні речовини у вихлопних газах двигунів групуються відповідно до механізму їх утворення.

- Вуглецевмісні речовини - продукти повного і неповного згоряння палива (CO₂, CO, вуглеводні, включно з поліциклічними ароматичними речовинами).

- Речовини, що утворюються за механізмами, не пов'язаними безпосередньо з процесом згоряння палива (оксиди азоту - за термічними механізмами).

- Домішки в паливі (сполуки сірки, свинець та інші важкі метали) і речовини, що утворюються в процесі зносу деталей (оксиди металів).

Загальний обсяг викидів шкідливих речовин від літаків, обладнаних ГТД, продовжує зростати в міру збільшення витрати палива до 20-30 тонн на годину і постійного збільшення кількості експлуатованих літаків. У районах, прилеглих до аеропортів і випробувальних полігонів, ГТД викидаються в навколишнє середовище, негативно впливаючи на безпеку життєдіяльності. Порівняльні дані щодо викидів шкідливих речовин в аеропортах показують, що викиди від ГТД у приземний шар атмосфери становлять оксиди вуглецю - 55%, оксиди азоту - 77%, вуглеводні - 93% і аерозолі - 97%. Решта викидів припадає на наземні транспортні засоби з двигунами внутрішнього згоряння.

Аналіз джерел показує, що найбільше забруднення довкілля відбувається під час максимальної потужності літака, під час посадки, зльоту та прогріву двигуна. Чадний газ і вуглеводневі сполуки викидаються в навколишнє середовище під час роботи двигуна під час зльоту та посадки, а оксиди азоту викидаються в навколишнє середовище в польоті. Дослідження екологів засвідчили, що найбільш забрудненими районами є аеродроми, особливо ті, які прилягають до злітно-посадкових смуг.

Тому з 1977 року Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) встановила, застосовує та дотримується міжнародних стандартів регулювання

викидів реактивних двигунів, що ведуть до зниження шкідливих викидів Банк даних щодо викидів двигунів ІКАО (EEDB - ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значення EI (грами забруднювальних речовин на кілограм пального для NO_x, CO та HC) для сертифікованих двигунів та споживання конкретних видів пального (кілограми на секунду) в різних режимах роботи для різних типів двигунів. Тут також показано, що димове число - це безрозмірний параметр, який розраховують за 10-бальною шкалою, що характеризує "непрозорість" вихлопних газів.

Запуск і експлуатація ГТД на ранніх стадіях використання з відпрацюванням процесів під час роботи двигуна потребують формування певних підходів до прогнозування пускових характеристик ГТД (зокрема закладання пускових характеристик на етапі проектування) і правильного вибору режиму роботи пускової установки авіаційної силової установки. Розгляд режиму роботи ГТД на ранній стадії дає змогу визначити не тільки ефективний режим роботи силової установки, а й спосіб застосування з найменшим впливом на навколишнє середовище за максимальної тяги літака. Однак на сьогодні питання застосування авіаційних ГТД і режимів їхньої роботи на ранніх стадіях в умовах, що мінімізують шкідливі викиди в навколишнє середовище, не набуло належного висвітлення в літературі, і знання в цій галузі все ще обмежені.

Незалежно від способу займання паливоповітряної суміші в камері згоряння ГТД (у разі електроіскрових, електроплазмових або лазерних систем), від нього залежать особливості режиму роботи двигуна внутрішнього згоряння та викиди продуктів згоряння авіаційного палива. На сьогодні вивчено принцип його роботи, його вплив на високу питому потужність, можливість ефективного використання силової тяги завдяки поєднанню кількох функцій - джерела крутного моменту під час запуску та бортового джерела живлення в польоті під час роботи ГТД. Водночас основними напрямками досліджень запусків авіаційних ГТД є моделювання газотурбінних двигунів за умов дослідження режимів роботи та характеристик елементів ГТД під час запуску та старту із землі та польотного запуску, авторотації.

Цікавими є також питання, що стосуються викидів продуктів згоряння авіаційного палива та їхнього впливу на навколишнє середовище на сучасному етапі розвитку суспільства. Вивчення ступеня впливу продуктів згоряння авіаційного палива, що викидаються авіаційними ГТД, і можливість визначення складу продуктів згоряння залишиться важливим питанням. Тому бажано визначити напрямок зміни ступеня впливу газотурбінних двигунів на навколишнє середовище на основі аналізу екологічних умов навколо аеродрому.

Основними забруднювальними речовинами у вихлопі реактивного двигуна є оксиди азоту NO_x , оксид вуглецю CO , незгорілий вуглеводень HC і частинки (дим). Вихлопні гази також містять забруднювачі повітря, такі як оксиди сірки, альдегіди, аерозолі, пахучі речовини та ароматичні поліциклічні вуглеводні, такі як бензопірен. Якщо розглядати виробництво небезпечних продуктів як масову частку згорілого палива, то виробництво небезпечних продуктів зазвичай становить 0,1-1% для більшості режимів роботи двигуна.

Концентрація, що виділяється, значною мірою залежить від режиму роботи двигуна. Камера згоряння розроблена для досягнення максимальної ефективності під час зльоту і крейсерського польоту. Робота дросельної заслінки знижує цілісність згоряння і, відповідно, збільшує викиди забруднювальних речовин. Тому в режимі низького газу цілісність згоряння становить 88-96%, залежно від розміру, потужності та терміну служби двигуна і кількості повітря, що проходить від компресора.

Основними викидами при низькому газі є окис вуглецю (до 50-60 г/кг пального) і вуглеводні (до 10-20 г/кг пального), як у вигляді пального (фізична вада згоряння), так і частково окислених компонентів пального (хімічна вада згоряння). Останнє є речовиною, відповідальною за запах, характерний для всіх аеропортів із літаками, обладнаними ГТД.

Низька повнота згоряння, ймовірно, зумовлена низькими значеннями температури на вході в камеру (360-450 К) і тиску (приблизно 2-4) x 105 Па. Крім того, бідний склад суміші на режимі малого газу змушує паливну форсунку працювати за низького перепаду тиску (2-4) x 105 Па, що значно погіршує

дисперсність розпилу і призводить до нерівномірного розподілу палива в зоні згоряння.

Ця проблема ще більше ускладнюється низькою летючістю авіаційного палива.

Зі збільшенням потужності двигуна тиск і температура на вході в камеру згоряння зростають. За повної потужності ефективність згоряння близька до 100%, а вміст CO і HC у вихлопних газах дуже низький. Однак за високих температур і тисків у камері утворюються оксиди азоту і дим. Викиди NOx під час зльоту досягають 40-50 г/кг, а диму - до 10-15 одиниць (SAE).

Оксиди сірки утворюються в результаті окислення сірки в паливі. Викиди безпосередньо залежать від вмісту сірки в паливі і значною мірою не залежать від типу двигуна. Оскільки в реактивних двигунах важко видалити оксиди з вихлопних газів, викиди регулюються шляхом зниження вмісту сірки в паливі.

Викиди альдегідів від ГТД, ймовірно, можна порівняти з викидами від поршневих двигунів. Відносно низькі викиди незгорілих вуглеводнів, але відносно високі концентрації альдегідів зумовлені згорянням розведеної паливної суміші. Викиди залежать від конструкції камери згоряння, зокрема, від температури продуктів згоряння з плином часу.

Аерозольні викиди від газових турбін дуже великі. Показники викиду аерозолів для турбореактивних двигунів становлять 9 г/кг і 2 г/кг для поршневих авіаційних двигунів. Аерозолі містять агломерати дрібних частинок і конденсати, які можуть бути адсорбентами для активних викидів. Роль аерозолів у забрудненні повітря погано вивчена, за винятком погіршення видимості.

4.2 Засоби, заходи, методи зниження впливу запуску та роботи ГТД на навколишнє середовище

Останніми роками широко практикуються методи зниження кількості роботи двигунів літаків під час руління в зонах аеропортів для зменшення шкідливих викидів в атмосферу.

Збільшення вмісту вуглеводнів у паливі зазвичай супроводжується

підвищенням в'язкості, густини та поверхневого натягу палива, що посилює розпилення та випаровування палива. У результаті двигуни повинні мати протилежний вплив палива на викиди NOx на низькому і максимальному режимах. Паралельно з дослідженнями природи шкідливих викидів і механізмів їхнього впливу на навколишнє середовище бажано продовжувати розробку нових камер згоряння і нових концепцій двигунів. Метою конструктивних змін камери згоряння є поліпшення цілісності згоряння палива. Конструкція авіаційних двигунів має ґрунтуватися на сучасних камерах згоряння, таких як гомогенні камери згоряння, камери згоряння змінного об'єму, гібридні камери згоряння, камери згоряння з реактивною стабілізацією та каталітичні камери згоряння.

Схема утворення NOx у камерах згоряння газотурбінних двигунів передбачає два основні шляхи зниження викидів цих оксидів.

- Знизити температуру в першій зоні камери згоряння.
- Зменшити час перебування газів у зоні високих температур. З огляду на складність запропонованих вище методів, розглянемо простіший спосіб поліпшення показників, що впливають на забруднення повітря вихлопними газами авіаційних двигунів.

Відомо, що збільшення злітної ваги сучасного реактивного авіалайнера на 3-4% збільшує витрату палива в польоті на 150-200 кг, що призводить до збільшення викидів CO₂ в атмосферу на 470-630 кг. Логічно можна навести такі приклади підвищеної витрати палива.

- Залишивши один із трьох водяних баків на землі на літаку Boeing 747-200 і знизивши злітну вагу (якщо він не потрібен для цього рейсу), можна заощадити 380 тонн палива на рік і скоротити 1200 тонн викидів CO₂.

- Заміна металевих баків для води на пластикові дає змогу заощадити 52 тонни палива і скоротити викиди газу на 165 тонн.

- Зниження опору літака на 1% через забруднення поверхні може заощадити 15 000 галонів палива на рік для літака Boeing 737 і 100 000 галонів для літака Boeing 737.

- Зменшення нагару в двигуні призводить до підвищення питомої витрати

палива (ПВП). Відомо, що регулярне промивання покращує SFC на 1,5% і знижує викиди CO₂ з 290 до 190 тонн на рік.

Крім того, очікується, що інтегрована система зв'язку, навігації, наведення та управління повітряним рухом (CNS/ATM), яку мають ухвалити в Європі та США у 2015 році, дасть змогу зменшити витрату пального та викиди CO₂ приблизно на 5%.

Варто також відзначити можливість впровадження і використання альтернативних видів палива в повітряному транспорті. Одним із таких "чистих" видів палива є водень або так зване криогенне паливо. Водень не вигідний як транспортне паливо через низьку щільність і температуру кипіння 20 К, але вважається більш перспективним, ніж інші види, для авіаційного транспорту. Водночас, чим вища швидкість і вага літаків, тим сприятливішим стає використання водневих двигунів.

Наразі пропонується інноваційна розробка - встановлення сонячних батарей на поверхні крил і фюзеляжу для приводу тягових двигунів. Теоретично, літак може залишатися в повітрі доти, доки світить сонце. У цьому разі зліт літака здійснюватиметься за рахунок накопиченої енергії, а обслуговування в польоті - за рахунок енергії, що надходить від сонячного випромінювання. І хоча авіаційні експерти скептично і недовіжливо ставляться до подібних силових установок у цивільних і військових літаках, я вважаю, що ідея жива і здорова і заслуговує на серйозну перевірку в модельних літаках.

4.3 Висновки розділу 4

1. забруднення повітря транспортними засобами, що працюють на турбореактивних двигунах, відбувається здебільшого під час передстартової підготовки, зльоту та посадки, наземних випробувань під час виробництва та після ремонту. Робота рідинних ракетних двигунів супроводжується викидами продуктів повного і неповного згоряння палива, що складаються з O, NO_x і OH.

2. викиди забруднюють навколишнє середовище на території, прилеглій до аеродрому

3. зниження шкідливих викидів під час роботи двигуна вимагає застосування таких методів, як використання паливних присадок, упорскування води тощо, розпилення палива, збагачення суміші в зоні згоряння, скорочення часу роботи двигуна на землі та зменшення кількості працюючих двигунів під час руління (зниження викидів відходів у 3-8 разів).

4. для зниження співвідношення токсичних речовин у відпрацьованих газах створюють нові газотурбінні двигуни, а також удосконалюють методи експлуатації: нові конструкції камер згоряння, форсунки для змішування палива з повітрям, компресори з розумним співвідношенням змішування палива та повітря, поліпшене розпилення та змішування суміші, що подається в камеру згоряння, і повне згоряння.

5. вдосконалення способів експлуатації повітряних суден з метою зниження загальної витрати палива і викидів шкідливих речовин

6. проблема забруднення повітря від повітряного транспорту потребує комплексного вирішення. У результаті пропонується поліпшити екологічні характеристики викидів авіаційних двигунів у хімічному, структурному та економічному напрямках і водночас впровадити нові технології в повітряний транспорт за дотримання нормативного режиму.

Аналізується проблема забруднення повітря, спричиненого авіаційними двигунами, та узагальнюються рішення.

Встановлено, що вирішення проблем забруднення повітря від повітряного

транспорту має бути комплексним. Проаналізовані напрямки щодо зниження забруднення повітря від літаків вирішували тільки конкретні проблеми і не знижували шкідливого впливу всіх чинників.

У результаті було запропоновано поліпшити екологічні характеристики вихлопу авіаційних двигунів шляхом комплексного й одночасного розв'язання проблеми в чотирьох галузях

- Хімічна, структурна, економічна та альтернативна енергія в повітряному транспорті. Хімічна орієнтація заснована на поліпшенні вуглеводневого складу палива і додаванні специфічних присадок і добавок.

- Структурні - на поліпшення процесу згоряння палива в камері згоряння і самої камери згоряння.

- Економічні - за рахунок зниження витрати палива шляхом зменшення злітної ваги, опору літака, чистоти двигуна, зменшення ешелонування і більш ефективного маневрування літаків у зоні аеропорту.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В результаті виконання кваліфікаційної роботи проаналізовано, розглянуто, визначено, запропоновано, сформовано, встановлено наступне:

Створення та розробка систем запуску - це дуже складний процес, обумовлений низкою чинників, включно із зовнішніми умовами, варіаціями характеристик запуску та поведінкою компонентів газотурбінного двигуна в умовах нестационарних аеродинамічних сил.

Основним напрямком розвитку систем керування двигуном під час запуску є розроблення методів адаптації керування для забезпечення ефективного потоку під час запуску, незалежно від змін зовнішніх умов експлуатації, без необхідності коригування окремих екземплярів двигуна.

Існуючі методи визначення вимог до вузлів пускових систем недосконалі і являють собою високий технічний ризик для проектування пускових систем. Розроблення методів розрахунку, що враховують режим запуску на ранній стадії проектування (до створення першого прототипу ГТД), дасть змогу знизити рівень технічного ризику проекту й обсяг дорогих експериментальних досліджень.

В існуючих підходах до моделювання пуску газотурбінних двигунів найточнішим, фізично обґрунтованим і найефективнішим розв'язанням проблеми пуску ГТД і системи керування (тобто формування точних вимог, що враховують існуючі пускові характеристики двигуна) є розрахунок із використанням повної базової динамічної математичної моделі двигуна визначили, що це так. Водночас основною проблемою під час використання цього типу моделі є використання як вхідних даних характеристик компонентів, які перебувають нижче за область низького дроселювання. Існуючі методи розрахунку характеристик крильових літальних апаратів роблять різні припущення і можуть розраховувати характеристики із заданою точністю тільки в робочому режимі.

Методи розрахунку газодинаміки імпульсних літальних апаратів у трьох вимірах потребують значної обчислювальної потужності та часу, а результати сильно залежать від конкретних параметрів, таких як щільність сітки.

Експериментальні методи визначення характеристик обмежені тестуванням прототипів у спеціальних напівприродних лісах. Крім того, оскільки однією з основних цілей моделювання запуску є формулювання вимог до блоку системи запуску, максимальна ефективність може бути досягнута на етапі технічного проектування, тобто до виготовлення першого прототипу блоку ГТД.

Визначення повних і руйнівних властивостей камери згоряння проводиться експериментально під час спеціальних випробувань зразків КЗ на напівнатурних стендах. Наявні методи розрахунку є напівемпіричними і можуть дати досить точні результати тільки для конкретних конструкцій камер згоряння. Тому під час моделювання пускового режиму необхідно використовувати наявні характеристики камери згоряння двигуна-прототипу.

Основним завданням під час моделювання пускових режимів двигуна з використанням елементарних динамічних математичних моделей двигунів є екстраполяція в області відомих пускових в область характеристик режиму роботи лопаткової машини з достатньою для проведення розрахунків точністю.

Було розглянуто три методи екстраполяції, які використовують провідні компанії в галузі, Sexton, Gauthier і Agrval-Yunis, і оскільки метод Agrval-Yunis потребує значних вихідних даних, екстраполяцію характеристик аналізованого двигуна було проведено за методом Sexton (без урахування стисливості газу). екстраполяція) було проведено тільки. Було показано, що екстраполяцію характеристик двигуна, що аналізуються, проводили тільки методом Секстона (екстраполяція без урахування стисливості газу) і методом Готьє (екстраполяція з використанням індексу тангажу, визначеного на основі відомих характеристик крильової машини і з урахуванням стисливості робочого тіла).

Оскільки вплив стисливості робочої рідини (повітря або газу) зменшується зі зменшенням швидкості обертання ротора, а значення індексу кроку наближається до значення, використовуваного в методі Секстона, запропоновано метод екстраполяції характеристик компресора, що враховує цей вплив.

Це визначається екстрапольованими характеристиками.

Встановлено, що характеристики компресора, екстрапольовані за

допомогою запропонованого методу, мають вищу точність розрахунку, ніж характеристики, екстрапольовані за допомогою методів Секстона і Готьє.

Джерелом помилок під час екстраполяції характеристик компресора методом Готьє є особливість початкових характеристик компресора (область робочого режиму), тобто недостатня щільність напірних ліній. У зв'язку з цим, для поліпшення якості екстраполяції рекомендується розраховувати коефіцієнт щільності $K_G = 1.1.1.2$ для характеристик компресора в області робочих режимів.

Хоча характеристики турбіни, екстрапольовані методом Готьє, мали необхідну точність для розроблення пускового обладнання, необхідно розробити метод екстраполяції характеристик турбіни, заснований на фізичному процесі запуску. Наявні нині підходи для визначення характеристик запуску і зриву камери згоряння не можуть бути розраховані з необхідною точністю без значного обсягу експериментальної інформації. Єдиний спосіб отримати ці характеристики до проведення спеціальних випробувань дослідних зразків у напівприродних лісах - експериментально визначити характеристики камер згоряння дослідних зразків.

Було показано, що, застосовуючи розрахунки з використанням повноелементної математичної моделі ГТД, характеристики запуску ГТД можуть бути визначені з достатньою точністю для формування вимог до системи запуску. Ключові галузі досліджень, які можуть значно підвищити обчислювальну ефективність стартапів і скоротити дорогу експериментальну роботу, включають.

- Дослідження газодинамічних процесів у турбіні під час пуску на основі фізичних законів, а не тих, що існують на даний час, з метою розроблення методів екстраполяції характеристик в області низької температури, тиску і швидкості потоку на вході.

- Дослідження газодинамічних процесів у режимах запалювання і запуску в камері згоряння для розроблення методів розрахунку повних характеристик розриву новопроекттованих камер згоряння.

Удосконалені системи запуску двигуна дають змогу знизити викиди в навколишнє середовище, подовжити термін служби двигуна і знизити вартість

авіаперевезень.

Забезпечення безпеки праці має вирішальне значення для нормального функціонування авіаційної галузі. Охорона праці та здоров'я працівників має вирішальне значення для подальшого розвитку галузі, оскільки підготовка спеціалістів у цій галузі займає багато часу і не має широкого розповсюдження.

Дотримання вимог і стандартів з охорони праці та техніки безпеки може знизити кількість нещасних випадків на підприємствах і зменшити або усунути поширеність хронічних захворювань серед працівників, зайнятих обслуговуванням авіаційних двигунів.

Забруднення повітря транспортними засобами з турбореактивними двигунами відбувається здебільшого під час передстартової підготовки, зльоту та посадки, наземних випробувань, у процесі виробництва та після ремонту. Під час роботи рідинних ракетних двигунів відбуваються викиди продуктів, які складаються з O, NO_x та OH внаслідок повного та неповного згоряння палива.

викиди, що забруднюють навколишнє середовище в районах, прилеглих до аеродрому.

Для зниження шкідливих викидів під час роботи двигуна необхідні такі методи, як використання паливних присадок, упорскування води тощо, розпилення палива, збагачення суміші в зоні згоряння, скорочення часу роботи двигуна на землі та скорочення роботи двигуна під час рулювання (у 3-8 разів менше відходів).

Розробляються нові газотурбінні двигуни для зниження співвідношення шкідливих речовин у вихлопних газах, поряд з новими конструкціями камер згоряння, інжекторами для змішування палива з повітрям, компресорами з помірними коефіцієнтами змішування палива з повітрям, покращеним розпиленням і змішуванням суміші, що подається в камеру згоряння, та вдосконаленими методами роботи, такими як повне згоряння.

Скорочення загального споживання палива і викидів за рахунок поліпшення практики експлуатації повітряних суден

Проблема забруднення повітря від повітряного транспорту потребує

комплексного вирішення. У результаті пропонується поліпшити екологічні характеристики викидів авіаційних двигунів у хімічному, структурному та економічному напрямках, одночасно впроваджуючи в повітряний транспорт нові технології, що відповідають нормативному режиму.

Аналізується проблема забруднення повітря, спричиненого авіаційними двигунами, та наводяться короткі рішення.

Встановлено, що вирішення проблем забруднення повітря від повітряного транспорту має бути комплексним. Проаналізовані напрямки щодо зниження забруднення повітря від літаків вирішували тільки конкретні проблеми і не знижували шкідливого впливу всіх факторів.

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВІКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. **Кравченко І.Ф.** *Концепція вирішення проблем запуску камери згорання при створенні та доведенні ГТД з низьким викидом шкідливих речовин.* Авіаційно-космічна техніка та технологія, – 2005.
2. **Sanderson J.** *Federal Aviation Administration, Airframe & Powerplant Mechanics Powerplant Handbook U.S Department of Transportation,* – 1976.
3. **Jack D.** *Mattingly william h. heiser david t. pratt aircraft engine design second edition,* – 2002.
4. **Alejandro Flavio Soto Espinosa.** *Analysis of aeronautical engines based on machine learning,* – 2021.
5. **Єпіфанов С.В.** *Аналіз методик синтезу математичних моделей газотурбінних двигунів на етапі запуску.* Авіаційно-космічна техніка та технологія, – 2013.
6. **Романовський Г.Ф.** *Моделювання динаміки процесу пуску суднового ГТД на ЕОМ.* Авіаційно-космічна техніка та технологія, – 2011.
7. **Gaudet S.R.** *Development of a dynamic modeling and control system design methodology for gas turbines.* Carleton University, Ottawa, Ontario, Canada, – 2007.
8. **Zoccoli Michael J.** *Development of the Next Generation Gas Turbine Based Jet Air Start Unit for the US Navy.* Proceedings of the ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. – Stockholm: Sweden, – 1998.
9. **Von Flue R.J.** *Pneumatic starting systems.* Proceedings of the ASME 1967 Gas Turbine Conference and Products Show. –Houston: USA, – 1967.
10. *Boeing 747-400 Operators manual.* Boeing Commercial Airplanes Group, – 2000.
11. **Ferrand A.** *High Fidelity Modeling of the Acceleration of a Turbo shaft Engine During a Restart.* Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, – 2018.

12. **Hirsch N.** *Space ignition method using microwave radiation.* MTZ Worldwide, – 2009.
13. **Tian T.** *Turbo Engine Starting Control Law Design and Process Simulation.* Proceedings of the 2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), – 2018.
14. **Gunston B.** *World encyclopedia of aero engines, 5th edition.* UK: Sutton Publishing Limited, – 2006.
15. **JaeHyeon P.** *Design of an Air-Starter Turbine and Starting Performance Prediction Through the Numerical Analysis.* Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, – 2015.
16. **Agrawal R.K.** *A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics.* Journal of Propulsion and Power, – 1982.
17. **Sexton W.** *A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed.* Master of Science Thesis. – Blacksburg Virginia, – 2001.
18. *ERJ-135BJ Legacy 600 Aircraft maintenance manual.* – 2019.
19. *НАКАЗ 24.03.2008 №53. Положення про порядок забезпечення працівників спеціальним одягом, спеціальним взуттям та іншими засобами індивідуального захисту.* Державний Комітет України з Промислової Безпеки, Охорони Праці та Гірничого Нагляду. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0446-08#Text> .
20. *Визначення необхідного повітрообміну приміщень. Рекомендації до проектування.* URL: <https://vents.ua/ua/viznacenna-neobhidnogo-povitroobminu-primisen-rekomendacii-do-proektuvanna> .
21. *ЗАКОН УКРАЇНИ Про охорону праці.* Відомості Верховної Ради України (ВВР), 1992, № 49, ст.668. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2694-12#Text> .

22. **Присяжний В.І.** *Аналіз екологічного стану та напрямків впливу газотурбінних двигунів мобільних техногенних об'єктів на стан довкілля.* – Екологія і виробництво. – Екологічні науки № 4(27), – 2019.
23. **Трофімов І.Л.** *Аналіз впливу авіаційного транспорту на забруднення атмосфери.* – Екологія. – Енергетика: економіка, технології, екологія, – 2014.
24. **Gaudet S.R. and Gauthier J.E.D.** *A Simple Sub-Idle Component Map Extrapolation Method.* – Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Quebec, Canada, – 2007.
25. **Palme T.** *Compressor Map prediction by neural networks.* Journal of energy and power engineering, – 2012.
26. **Gaudet S.R.** *Development of a dynamic modeling and control system design methodology for gas turbines.* – Carleton University, Ottawa, Ontario, Canada, – 2007.
27. **Jones G.** *Extrapolation of compressor characteristics to the low-speed region for sub-idle performance modeling.* – Proceedings of ASME Turbo Expo 2002 Amsterdam, Netherlands, – 2002.
28. **Asgari H.** *Modeling and simulation of the start-up operation of a heavyduty gas turbine by using NARX models.* – Proceedings of ASME Turbo Expo 2014 Dusseldorf, Germany, – 2014.
29. **Jones G.** *Performance modeling of windmilling gas turbines: Eng. D. Thesis.* – Cranfield, – 2002.
30. **Zachos P.** *Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling; Altitude relight and windmilling: Ph. D. Thesis.* – Cranfield, – 2010.
31. **Walsh P.P.** *Gas turbine performance (Second edition).* – Blackwell Publishing Ltd., – 2004.
32. **Panov V.** *GasTurboLib: Simulink Library for gas turbine engine modelling.* – Proceedings of ASME Turbo Expo 2009 Orlando, USA, – 2009.

33. **Chapman S.J.** *Matlab programming for engineers (second edition)*. – Thomson Learning, – 2002.

34. **Чен К.** *Matlab в математических исследованиях*. – Мир, – 2001.

35. **Xue D.** *Linear Feedback Control. Analysis and design with Matlab*. – Society for industrial and applied mathematics, – 2007.

36. **Agrawal R.K.** *A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics*. – Journal of Propulsion and Power, – 1982.