

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

В.П. Герасименко

ТЕОРІЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Допущено Міністерством освіти і науки України
як підручник для студентів вищих навчальних закладів,
що навчаються за спеціальністю
«Авіаційні двигуни і енергетичні установки»

Харків «ХАІ» 2003

УДК 629.7.036.33(075.8)

Теорія авіаційних двигунів / В.П. Герасименко. – Підручник. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2003. – 199 с.

ISBN 966-662-048-0

Викладено основні закономірності робочих процесів і спільної роботи вузлів ГТД. Подано термодинамічний аналіз різних типів ПРД і оптимізації параметрів їх циклів. Розглянуто питання сучасних підходів щодо вибору проектних параметрів двигуна виходячи із інтеграції його з літаком і перспектив розвитку авіадвигунобудування. Дано порівняння експлуатаційних характеристик двигунів на усталених і перехідних режимах роботи. Приділено увагу шкідливому впливу двигунів на навколишнє середовище та заходам щодо його зниження.

Для студентів вищих навчальних закладів, які навчаються за спеціальністю «Авіаційні двигуни і енергетичні установки» та суміжними спеціальностями.

Іл. 170. Табл. 2. Бібліогр.: 65 назв

Р е ц е н з е н т и: д-р техн. наук, проф. М.К. Рязанцев,
д-р техн. наук, проф. О.Л. Шубенко

Гриф надано Міністерством освіти і науки України (лист №1/11-2377 від 22.05.2001)

ISBN 966-662-048-0

© Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2003 р.

ПЕРЕДМОВА

Сучасний стан розвитку авіаційних двигунів характеризується якісно новими досягненнями на основі використання науково-технічного прогресу практично в усіх галузях техніки. Складність задач настільки велика, що для задоволення вимог, які стоять перед творцями двигунів, усе частіше мусять об'єднувати свої зусилля декілька двигунобудівних фірм. Прикладом є розробка двигуна V2500, у створенні якого об'єдналися найвідоміші фірми п'яти передових країн світу (США, Англії, Німеччини, Японії та Італії), на що вказує перша римська цифра – V. Удосконалення двигунів відбувається у багатьох напрямках – від підвищення параметрів робочого процесу до створення нових схем та типів двигунів. Так, за останні роки з'явилися нові типи двигунів: турбогвинтовентиляторні, двигуни змінного робочого процесу, комбіновані та інші з достатньо високими термогазодинамічними параметрами і складними схемами.

Розвиток авіаційних двигунів потребує відповідних теоретичних розробок. Зі створенням нових типів або схем двигунів відбувається практично пропорційне зростання обсягу теоретичного матеріалу. Таким чином, порівняно з першими підручниками з теорії авіаційних двигунів обсяги сучасних посібників значно збільшилися, тому що у їх переважній більшості кожному типу двигуна відводиться окремий розділ [25, 26, 28, 37, 46, 51, 52] або навіть окремий підручник [2, 17, 29, 32, 35, 41, 43, 50]. Таке викладення матеріалу призводить до надмірної громіздкості підручників. Досконалішою методикою є викладення теорії, наприклад, шляхом узагальнення матеріалу на основі турбореактивного двоконтурного двигуна [27] або розділами: загальні питання теорії двигунів, робочі процеси та вузли, оптимізація параметрів циклу, спільна робота вузлів, характеристики та інше у вигляді порівняльного аналізу для різних типів двигунів з виявленням загальних закономірностей та особливостей. Така методика покладена в основу даного підручника.

З метою зіставлення різних типів ГТД термін «газогенератор» використовується для найменування їх загальної частини, яка забезпечує робочий процес із заданими параметрами.

ОСНОВНІ УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

- V_{Π} – швидкість польоту, м/с;
 H – висота польоту, км;
 M_{Π} – число Маха польоту; маса палива;
 λ – зведена швидкість;
 a – швидкість звуку, м/с;
 C – швидкість потоку;
 U – колова швидкість;
 p – тиск, Па (кПа);
 T – температура, К;
 ρ – густина, кг/м³;
 P – тяга двигуна, Н (кН);
 $P_{\text{еф}}$ – ефективна тяга двигуна, Н (кН);
 X – аеродинамічний опір, Н (кН);
 C_X – коефіцієнт аеродинамічного (лобового) опору;
 P_{Π} – питома тяга двигуна, Н·с/кг (кН·с/кг);
 P_F – лобова тяга, Н/м² (кН/м²);
 C_{Π} – питома витрата палива, кг/(Н·год) (кг/(кН·год));
 $C_{\Pi \text{ еф}}$ – питома ефективна витрата палива: $C_{\Pi \text{ еф}} = G_{\Pi} / P_{\text{еф}}$;
 G – масова витрата повітря (газу), кг/с;
 G_{Π} – витрата палива, кг/с;
 N – потужність, Вт (кВт);
 N_{Π} – питома потужність ТГД, ТВаД, кВт·с/кг;
 $C_e(\epsilon)$ – питома витрата палива ТГД, ТВаД, кг/(кВт·год);
 q_{Π} – відносна витрата палива;
 $M_{\text{ДВ}}$ – маса двигуна, кг;
 γ_{Π} – питома маса двигуна, кг/Н (кг/кВт);
 π_V – ізоентропійний ступінь підвищення тиску у повітрязбірнику;
 π_K^* – ступінь підвищення тиску у компресорі;
 π_{Σ} – сумарний ступінь підвищення тиску;
 π_B^* – ступінь підвищення тиску у вентиляторі;
 π_T^* – ступінь зниження тиску у турбіні;
 π_C – ступінь зниження тиску у соплі;
 $\pi_{\text{СН}}$ – наявний ступінь зниження тиску у соплі;

n – частота обертання, 1/с (об./хв); показник політропи;
 m – ступінь двоконтурності;
 L_e – ефективна робота циклу, Дж/кг (кДж/кг);
 $L_{віль}$ – вільна робота, Дж/кг (кДж/кг);
 L_K^* – робота компресора, Дж/кг (кДж/кг);
 L_T^* – робота турбіни, Дж/кг (кДж/кг);
 L_u – робота колеса турбомашини, Дж/кг (кДж/кг);
 L_O – кількість повітря, яка необхідна для повного згоряння
 1 кг палива;
 L – дальність польоту, м(км);
 Q – підведена (відведена) теплота, Дж/кг (кДж/кг);
 H_u – теплотворність палива, Дж/кг (кДж/кг);
 i – ентальпія, Дж/кг (кДж/кг);
 S – ентропія, Дж/(кг·К) (кДж/(кг·К)); ковзання роторів;
 η – коефіцієнт корисної дії;
 Θ – ступінь підігріву;
 σ – коефіцієнт відновлення повного тиску;
 β_p – ступінь регенерації;
 $\varphi_{вх}$ – коефіцієнт витрати повітря у повітряозабірнику;
 φ_c – коефіцієнт швидкості у реактивному соплі;
 α – коефіцієнт надлишку повітря у камері згоряння;
 Q_v – теплонапруженість камери згоряння;
 I_{TK}^* – зведена робота турбіни компресора: $I_{TK}^* = L_{TK}^* / C_{pT} T_T^*$;
 x – коефіцієнт розподілу енергії між контурами ТРДД;
 ΔK_C – коефіцієнт запасу газодинамічної стійкості компресора;
 R – універсальна газова стала, Дж/(кг·К);
 C_p, C_{pT}, C_v – питома теплоємність повітря, газу, Дж/(кг·К);
 κ, κ_T – показник ізоентропи;
 $m_{п(Г)}$ – стала повітря (газу) у рівнянні витрати, що дорівнює
 $0,0404 (0,0396) (\text{кг} \cdot \text{К} / \text{Дж})^{0,5}$;
 F – площа прохідного перерізу, м²;
 J – момент інерції;
 j – імпульс;
 $M_{кр}$ – крутний момент;
 t – час;
 K – аеродинамічна якість планера;
 τ – ресурс.

Індекси

* – параметри загальмованого потоку
в – вентилятор
вх – вхідний пристрій
г – гвинт, газ, згоряння палива, гідравлічний
п – паливо, питома, польот
е – ефективний, еквівалентний
т – тяговий, турбіна
з – загальний
к – компресор
кз – камера згоряння
зч – звужувана частина сопла
кр – критичний, крейсерський, крутний
зм – змішування
ст – стиснення, ступінь
р – розширення
v – об'єм
с – сопло
ек – економічний
опт – оптимальний
m – механічний
S – ізоентропійний
 Σ – сумарний
I – внутрішній контур ТРДД, перший, підведена (теплота)
II – зовнішній контур ТРДД, другий, відведена (теплота)
ф – форсажна камера
відб – відбір
t – термічний
зв – зведений
о – осьовий
мід – мідель
рев – реверсивний
тг – турбіна гвинта
тк – турбокомпресор, тонно-кілометр
нт – низький тиск
вт – високий тиск
дв – двигун
гг – газогенератор
віл – вільна
са – сопловий апарат
u – коловий
мг – малий газ
тах тр – максимальний тривалий
зг – зона горіння
пз – первинна зона

кн – комерційне навантаження
зл – злітний
пл – планер

Основні перерізи потоку

Н – незбурений потік перед двигуном
ВХ – вхід у двигун
В – вхід у компресор
К – переріз за компресором
Г – переріз перед турбіною
СА – переріз «горла» соплового апарата
ЗМ – переріз входу у камеру змішування потоків
Ф – вихід з форсажної камери
КР – критичний переріз сопла
С – вихідний переріз реактивного сопла

Скорочення

ВНА – вхідний напрямний апарат
ВКД – важіль керування двигуном
ГТД – газотурбінний двигун
ДСУ – допоміжна силова установка
КВТ – компресор високого тиску
ККД – коефіцієнт корисної дії
КНТ – компресор низького тиску
ЛА – літальний апарат
НА – напрямний апарат
РК – робоче колесо
СА – сопловий апарат
ПРД – повітряно-реактивний двигун
ППРД – прямоструминний ПРД
НППРД – надзвуковий прямоструминний ПРД
ГППРД – гіперзвуковий прямоструминний ПРД
РДТП – ракетний двигун на твердому паливі
РРД – рідинний ракетний двигун
РПД – ракетно-прямоструминний двигун
РТД – ракетно-турбінний двигун
ТПД – турбопрямоструминний двигун
ТВА – турбовентиляторний агрегат
ТВаД – турбовальний двигун
ТГ(В)Д – турбогвинтовий (турбогвинтовентиляторний) двигун
ТРД(Ф) – турбореактивний двигун (з форсажною камерою)
ТРДД(Ф) – турбореактивний двоконтурний двигун (з форсажною камерою)
ТРДЗ – турбореактивний двигун зі змінним робочим процесом
ФК – форсажна камера
ЯРД – ядерний ракетний двигун

ВСТУП

Основоположником теорії реактивного руху є видатний російський вчений М.Є. Жуковський. Він зробив значний внесок у розв'язання практичних задач з теоретичної механіки і, зокрема, аеромеханіки, які були сформульовані власне І. Ньютоном і Ж. Лагранжем. У його працях «О реакции втекающей и вытекающей жидкости» та «К теории судов, приводимых в движение силой реакции вытекающей воды» визначено поняття сили реакції, тягового ККД реактивного двигуна та ін.

Велике значення у розвитку основ реактивного руху мають також праці К.Е. Ціолковського «Исследование мировых пространств реактивными приборами» і «Ракеты в космическом пространстве».

Початком сучасної теорії повітряно-реактивних двигунів стала праця Б.С. Стечкина «Теория воздушного реактивного двигателя» (1929 р.). На її подальший розвиток значно вплинули праці В.В. Уварова, М.В. Іноземцева, І.І. Кулагіна, Т.М. Мелькумова, К.В. Холщевникова, Ю.М. Нечаєва, Р.М. Федорова, С.М. Шляхтенка, М. Руа та ін.

У створенні газотурбінних двигунів велику роль відіграли видатні конструктори та вчені: А.М. Люлька, А.А. Мікулін, С.К. Туманський, В.Я. Климов, О.Г. Івченко, М.Д. Кузнецов, В.О. Лотарев, С.П. Ізотов, П.О. Соловйов, В.О. Глушенков, Ф.М. Муравченко, В.Ф. Уїтл та ін.

Проект першого вітчизняного турбореактивного двигуна був розроблений А.М. Люлькою у Харківському авіаційному інституті ще у 1935 році. А вже в 1939 році під його керівництвом у Ленінграді був побудований перший ТРД з осьовим компресором. Під кінець війни роботи були відновлені, і в 1947 році пройшов державні випробування двигун ТР-1 конструкції А.М. Люльки, який було встановлено на першому реактивному літаку Су-11. У 1938 році А.М. Люлька запропонував також схему двигуна, а потім одержав авторське свідоцтво на турбореактивний двоконтурний двигун – найпоширеніший у сучасній авіації. Для такої плідної роботи А.М. Люльці у ХАІ були створені умови великими прихильниками авіаційної техніки Г.Ф. Проскурою та В.Т. Цветковим. Значний внесок у розвиток газотурбінних двигунів зробили також учні Г.Ф. Проскури професори ХАІ О.І. Борисенко та В.М. Єршов. Генеральними конструкторами авіаційних двигунів стали випускники ХАІ В.О. Лотарев, В.О. Глушенков, Ф.М. Муравченко.

Перший у світі пасажирський реактивний лайнер Ту-104 з турбореактивним двигуном РД-3М випускали у Харкові. Пізніше тут налагодили виробництво літака Ту-124 з першими вітчизняними двоконтурними двигунами Д-20П. З того часу почали інтенсивно розробляти двоконтурні двигуни різних схем: двовальні (АІ-25, Д-30, Д-30КУ, Д-30КП), з підпірними ступенями компресора (НК-8-4, НК-8-2У, НК-86, ДВ-2, ПС-90), тривальні (Д-18Т, Д-36, Д-436ТП). Названі тривальні двигуни та двигуни АІ-25, ДВ-2 були розроблені в ЗМКБ «Прогрес», засновником якого був О.Г. Івченко, а продовжувачами – В.О. Лотарев і

Ф.М. Муравченко. Двигун Д-18Т використовують на літаку Ан-124 «Руслан», а також на найбільшому у світі літаку Ан-225 «Мрія» конструкції АНТК ім. О.К. Антонова. Слід зазначити, що цим же колективом був створений найбільший на той час літак Ан-22 «Антей» з турбогвинтовими двигунами НК-12.

Турбогвинтові двигуни АІ-20, АІ-24 конструкції ЗМКБ «Прогрес» майже два десятиріччя були найпоширенішими у транспортній авіації. Останнім часом турбогвинтові двигуни вийшли на новий виток свого розвитку як турбогвинтовентиляторні. Прикладом таких двигунів є Д-27 і ТВ3-117ВМА-СБМ1, розроблені в ЗМКБ «Прогрес».

Велику різноманітність турбовальних двигунів створено для вертольотів, наприклад, ГТД-3Ф, ГТД-350, Д-25В, ТВ2-117, ТВ3-117, ТВ-0-100, Д-136 та ін. Двигун Д-136 конструкції ЗМКБ «Прогрес» експлуатується на найбільшому у світі вертольоті Мі-26.

У військовій авіації найпоширенішими двигунами є ТРДФ і ТРДДФ. Для багаторежимних літаків розробляються двигуни змінного робочого процесу з використанням багатьох регульованих елементів. Можна навести приклад двигуна АЛ-31ФП, який має поворотне сопло. Цей двигун розроблено колективом, яким керував А.М. Люлька.

За півстоліття розвитку авіаційних ГТД у післявоєнний період їх параметри робочого процесу значно змінилися: ступінь підвищення тиску зріс майже у 10 разів, досягнувши $\pi_{к}^* = 30...45$, а температура газу перед турбіною – майже на 1000 К, досягнувши приблизно 1800 К на серійних і 2000 К на дослідних двигунах. Безперервне зростання параметрів робочого процесу, застосування нових матеріалів та технологій виготовлення, удосконалення методів проектування і конструювання, розробка або ускладнення схем двигунів сприяли створенню двигунів суттєво нової якості. Такі зміни відбуваються приблизно через 10 років, тому двигуни можна розділити на покоління (таблиця).

Покоління авіаційних ГТД

Покоління	Роки	Тип двигуна	Схема двигуна	$T_{Г\max}^*$, К	$\pi_{К\epsilon}^*$	m	C_p , кг/кН·год	γ , кг/Н
Перше	1943-1952	ТРД, ТГД	Одновальна	1000-1100	3-5	0	120-140	0,06-0,08
Друге	1953-1960	ТРД, ТРДФ, ТГД	Одновальна	1150-1250	7-13	0	80-110	0,022-0,026
Третє	1960-1970	ТРД, ТРДФ, ТРДД	Двовальна	1250-1450	14-18	0,3-2,5	64-70	0,014-0,018
Четверте	1970	ТРДД	Двовальна	1450-	20-30	4-8	38-62	0,012-
	1980	ТРДДФ	Тривальна	1650				
П'яте	1980	ТРДД	Двовальна	1700-	30-45	8-15	50-56	0,009-
	1990	ТРДДФ, ТГВД	Тривальна	1800				
Шосте	1990-2000	ТГВД, ТРДЗ	Двовальна Тривальна	1800-2000	45-60	20-50	35	0,005

1. ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ТЕОРІЇ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

1.1. Класифікація та принципи роботи авіаційних двигунів

Реактивні двигуни – це двигуни, в яких хімічна енергія палива перетворюється на кінетичну енергію реактивного струменя, вихідний імпульс якого забезпечує отримання реактивної тяги. Реактивні двигуни розділяються на два класи (рис. 1.1): ракетні (РД) та повітряно-реактивні (ПРД).

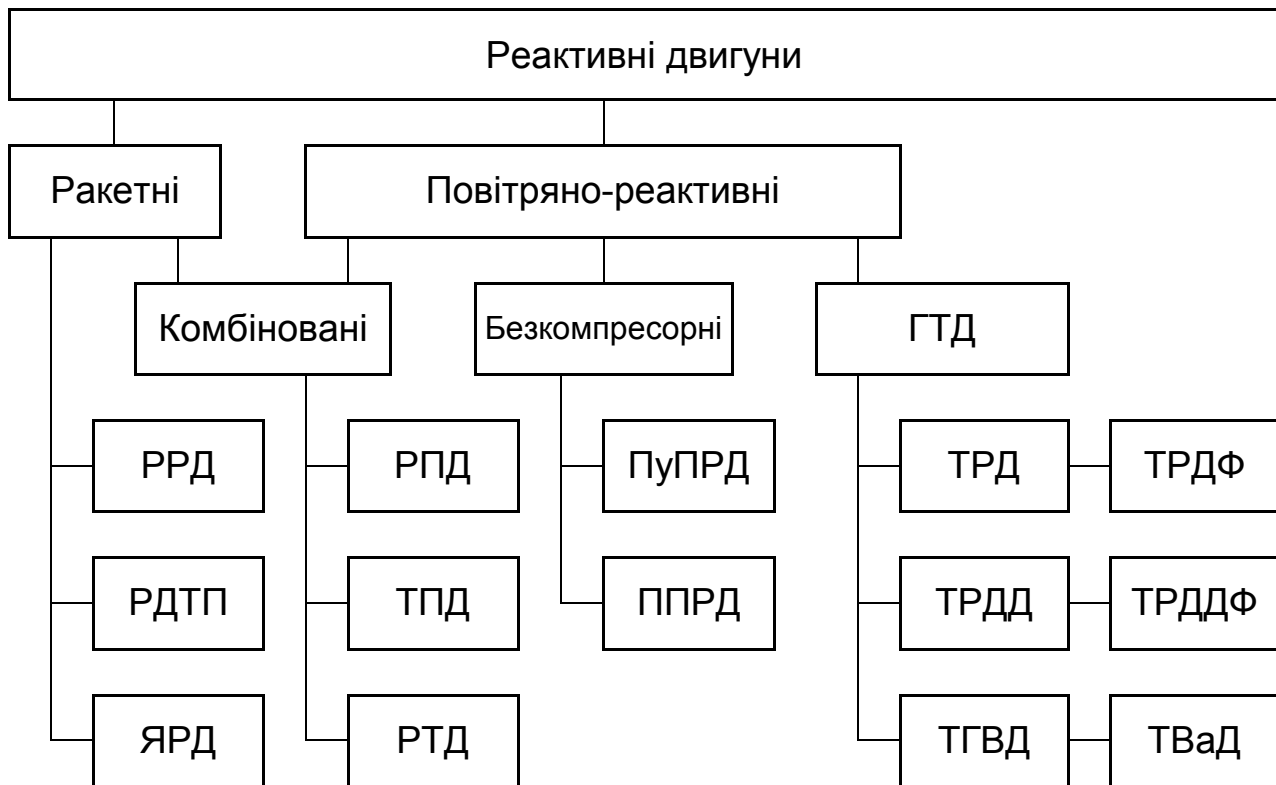


Рис. 1.1. Класифікація реактивних двигунів

Для роботи ракетного двигуна компоненти палива (пальне та окислювач) знаходяться на борту літального апарата (ЛА), що дозволяє працювати йому незалежно від навколишнього середовища у безповітряному просторі, під водою тощо. У повітряно-реактивних двигунах як окислювач використовують кисень атмосферного повітря. Крім того, повітря в ПРД складає основу робочого тіла.

Залежно від стану компонентів палива (рідкого або твердого) ракетні двигуни поділяються на рідинні (РРД) та твердопаливні (РДТП). В ядерному ракетному двигуні (ЯРД) використовують теплоту ядерної реакції.

Повітряно-реактивні двигуни, у свою чергу, поділяють на безкомпресорні та газотурбінні (ГТД). До безкомпресорних ПРД відносяться пульсуючі ПРД (ПуПРД) та прямотруминні ПРД (ППРД) – дозвукові (ДППРД), надзвукові (НППРД) і гіперзвукові (ГППРД) залежно від швидкості польоту ЛА, для яких їх використовують. ППРД є най-

простішим повітряно-реактивним двигуном (рис. 1.2).

Він складається з повітряозабірника 1, де відбувається стиснення повітря за рахунок швидкісного напору; камери згоряння 2 з форсунками і стабілізаторами полум'я, де утворюється газ високої температури внаслідок спалювання палива у потоці повітря; реактивного сопла 3, де утворюється реактивний струмінь в результаті розширення газу, який забезпечує виникнення реактивної тяги.

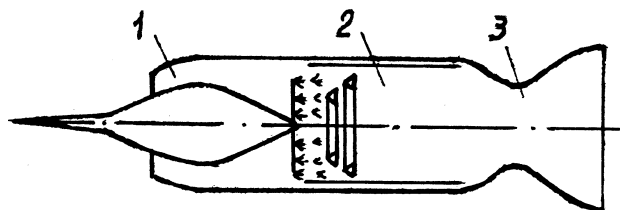


Рис. 1.2. Схема ППРД

У сучасній авіації використовують головним чином ГТД. Характерною особливістю цих двигунів є наявність турбокомпресора, що складається з компресора, камери згоряння та турбіни. До них відносяться турбореактивні двигуни (ТРД), турбореактивні двигуни з форсажною камерою (ТРДФ), турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД), ТРДД з форсажною камерою (ТРДДФ), а також турбовальні двигуни. Останні, у свою чергу, розподіляються на турбогвинтові (ТГД), турбогвинтовентиляторні (ТГВД) та вертолітні ГТД (ТВаД).

Окрема група комбінованих двигунів утворюється попарним сполученням циклів трьох розглянутих вище груп. До них насамперед відносяться двигуни: ракетно-прямоструминні (РПД), турбопрямоструминні (ТПД) та ракетно-турбінні (РТД). Завдяки використанню двох різних циклів в одному двигуні з обміном енергіями між ними можливості двигунів збільшуються внаслідок розширення їх висотно-швидкісних характеристик.

Розглянемо детальніше найпоширенішу в авіації групу ГТД.

ТРД складається (рис. 1.3) із вхідного пристрою 1, компресора 2, камери згоряння 3, турбіни 4 та реактивного сопла 5. У вхідному пристрої тиск підвищується через гальмування набігаючого потоку повітря. Далі повітря надходить у компресор, де продовжується подальше стиснення. В

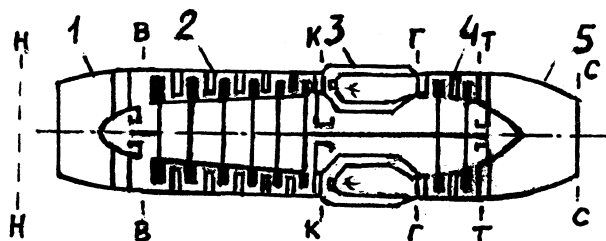


Рис. 1.3. Схема ТРД

камері згоряння у потік повітря з високим тиском уприскується паливо, внаслідок згоряння якого утворюється газ з високою температурою. Процес згоряння відбувається майже зі сталим тиском, а рівень температури газу на виході з камери згоряння обмежується жароміцністю матеріалів та ефективністю охолодження турбіни.

В турбіні відбувається розширення газу зі зниженням тиску і температури. При цьому від газу відводиться частина енергії, яка перетворюється на механічну роботу на валу турбіни. Ця робота потрібна для обертання компресора та агрегатів двигуна.

Сукупність компресора, камери згоряння та турбіни компресора у газотурбінному двигуні являє собою газогенератор. Він забезпечує термодинамічний цикл двигуна і являє собою теплову машину. Газогенераторна частина є загальною для усієї групи газотурбінних двигунів. Другою частиною двигуна є рушій, який відрізняється в різних типах ГТД.

Енергію, яку має газ за турбіною компресора, називають вільною. Ця енергія використовується по-різному в різних ГТД для виконання основної функції двигуна – утворення реактивної тяги або потужності на валу гвинта. У ТРД рушієм є реактивне сопло, де потенціальна енергія газу у процесі розширення перетворюється на кінетичну енергію газу реактивного струменя, який забезпечує тягу двигуна.

ТРДФ (рис. 1.4) відрізняється від ТРД наявністю форсажної камери згоряння між турбіною та соплом. За рахунок спалення в форсажній камері додаткового палива суттєво зростає температура газу перед соплом, а отже, й швидкість реактивного струменя і реактивна тяга двигуна. На великих надзвукових швидкостях польоту ($M_{П} = 2...3$) ці двигуни виявляються більш економічними, ніж ТРД. ТРД мають прийнятну економічність на невеликих надзвукових швидкостях польоту.

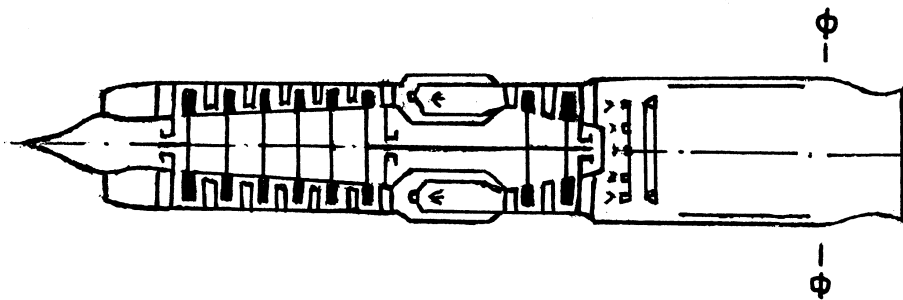


Рис. 1.4. Схема ТРДФ

У турбовальних двигунах основна частина вільної енергії перетворюється на механічну роботу на відповідному валу. Таким чином, на відміну від ТРД в ТВаД за турбіною компресора встановлюється вільна турбіна.

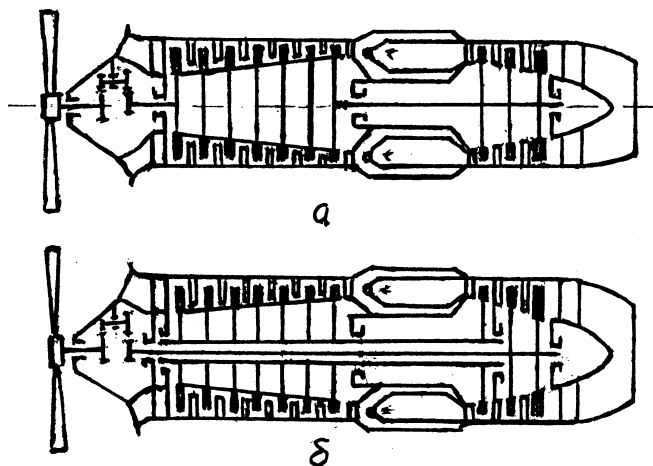


Рис. 1.5. Схеми ТГД

У ТГД (рис. 1.5) потужність на відповідному валу використовується для приводу повітряного гвинта, що забезпечує основну тягу двигуна, і лише незначна частина (не більше 10%) тяги утворюється реактивним струменем сопла, тобто вільна енергія газу за газогенератором розподіляється між турбіною гвинта та реактивним струменем, що витікає із сопла. Турбіна гвинта в ТГД

може бути механічно зв'язаною з турбіною компресора (рис. 1.5, а) або вільною (рис. 1.5, б), маючи з нею лише газодинамічний зв'язок.

За схемою з вільною турбіною виконують, як правило, вертолітні ГТД (рис. 1.6), а також більшість ГТД наземного застосування. У цих ГТД практично всю вільну енергію газу намагаються використати для приводу турбіни гвинта, оскільки кінетична енергія газу, що виходить із двигуна, є утраченою.

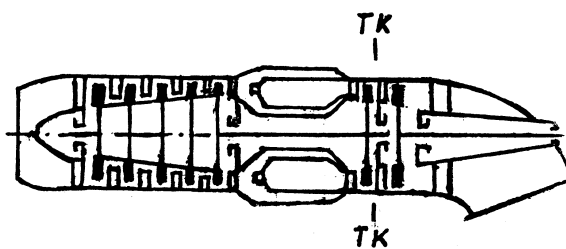


Рис. 1.6. Схема вертолітного ГТД

Турбогвинтові двигачи мають високу економічність на малих швидкостях польоту ($M_{\Pi} = 0,3 \dots 0,6$). А у діапазоні великих дозвукових швидкостей польоту ($M_{\Pi} = 0,8$) головним чином використовують ТРДД (рис. 1.7).

У ТРДД тяга створюється двома контурами шляхом розподілу вільної енергії газу між турбіною вентилятора зовнішнього контуру та реактивним струменем внутрішнього контуру. Відношення масової витрати повітря через зовнішній контур G_{Π} до масової витрати повітря через внутрішній контур G_I називається ступенем двоконтурності $m = G_{\Pi} / G_I$. Розподіл вільної енергії між контурами залежить від ступеня двоконтурності. ТРДД можна розглядати як найзагальніший тип ГТД, для якого ТРД являє собою ТРДД з $m = 0$, а турбовальний – з $m > 20$. Існують також ТРДД зі змішуванням потоків зовнішнього і внутрішнього контурів перед загальним реактивним соплом.

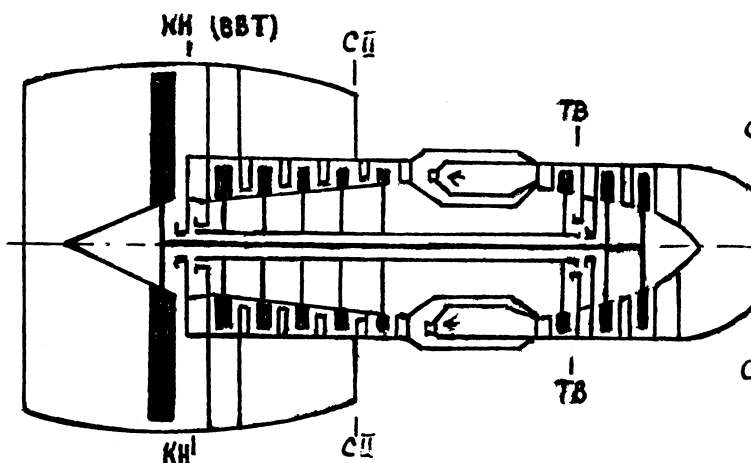


Рис. 1.7. Схема ТРДД

Економічність ТГД на великих дозвукових швидкостях польоту ($M_{\Pi} \approx 0,8$) погіршується порівняно з ТРДД внаслідок суттєвого зниження ККД гвинта, тому за останні роки розроблено гвинтовентилятор, який забезпечує високий ККД на швидкостях польоту $M_{\Pi} \approx 0,8$. Цей гвинтовентилятор займає проміжне положення між гвинтом ТГД і вентилятором ТРДД, а ТГВД відповідно займає проміжне положення між ТГД і ТРДД.

ТРДДФ відрізняється від ТРДД наявністю форсажної камери згоряння, яку найчастіше встановлюють після змішування потоків зовнішнього і внутрішнього контурів (рис. 1.8). За рахунок додаткового спалення палива у форсажній камері, як і у ТРДФ, збільшується тяга двигуна. Прикладом ТРДДФ можуть бути двигуни АЛ-31 і РД-33, які використовують на літаках Су-27 та МіГ-29.

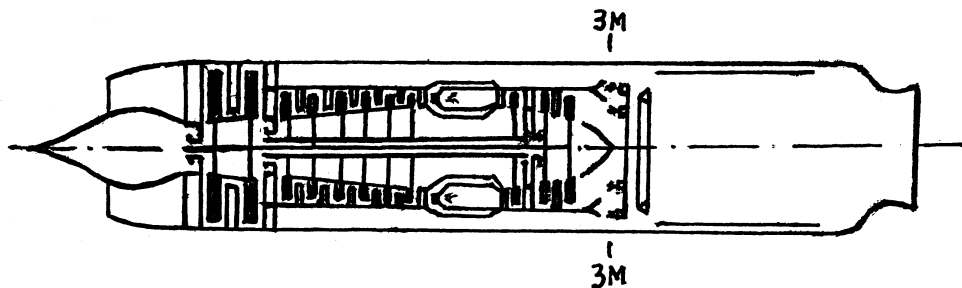


Рис. 1.8. Схема ТРДДФ

ТРДД має найбільші можливості для широкого регулювання параметрів робочого процесу, у тому числі й ступеня двоконтурності, що забезпечує підвищення економічності зі зміною режимів польоту. Тому для багаторежимних літаків на його основі розробляються двигуни змінного робочого процесу (ТРДЗ).

Різні типи ПРД залежно від швидкості та висоти польоту ЛА мають різну ефективність, а тому й різну область використання (рис. 1.9).

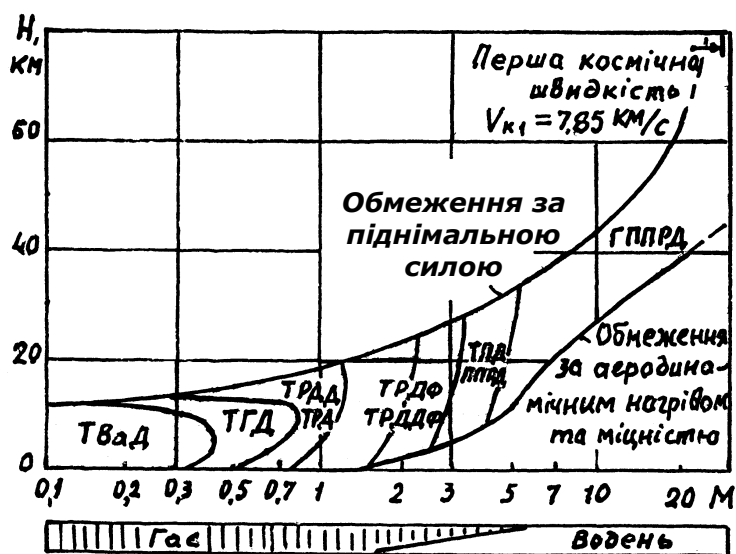


Рис. 1.9. Области використання ПРД

1.2. Термодинамічний цикл ТРД

Робочі процеси, які характеризують принцип роботи різних двигунів, наочно зображуються термодинамічними діаграмами. Для повітряно-реактивних двигунів найбільш доцільно користуватися i - S -діаграмою. Тут координата i (ентальпія) показує зміну енергії 1 кг робочого тіла відповідно до закону збереження енергії. Повна енергія газового потоку, як відомо, складається із внутрішньої енергії $C_V T$,

потенціальної енергії тиску p/ρ та кінетичної енергії $C^2/2$ і дорівнює ентальпії загальмованого стану газу:

$$i^* = i + C^2/2 = C_v T + p/\rho + C^2/2.$$

Координата S (ентропія) змінюється відповідно до другого закону термодинаміки. Крім того, якщо на цій діаграмі провести лінії $p = \text{const}$ і $T = \text{const}$, то перетин цих ліній зі значеннями тиску і температури робочого тіла у характерних перерізах двигуна дає точки, які характеризують стан робочого тіла у відповідних перерізах. З'єднавши послідовно ці точки лініями, отримуємо цикл.

Оскільки газогенераторна частина двигуна, яка головним чином забезпечує реалізацію циклу, є загальною для всіх ГТД, то для зображення загальних процесів достатньо розглянути спочатку ТРД як найпростіший ГТД.

У газотурбінному двигуні реалізується термодинамічний цикл, в якому теплота, що виділяється внаслідок згорання палива, перетворюється на механічну роботу. Обов'язковою умовою такого перетворення є послідовне використання процесів стиснення, підведення теплоти, розширення і відведення теплоти. Ці процеси утворюють замкнутий цикл.

Приклад циклу турбореактивного двигуна зображено в i - S -координатах на рис. 1.10. Стиснення повітря відбувається у компресорі, а також за рахунок швидкісного напору течії на вході у двигун. Відповідно робота стиснення

$$L_{CT} = L_K^* + V_{II}^2/2,$$

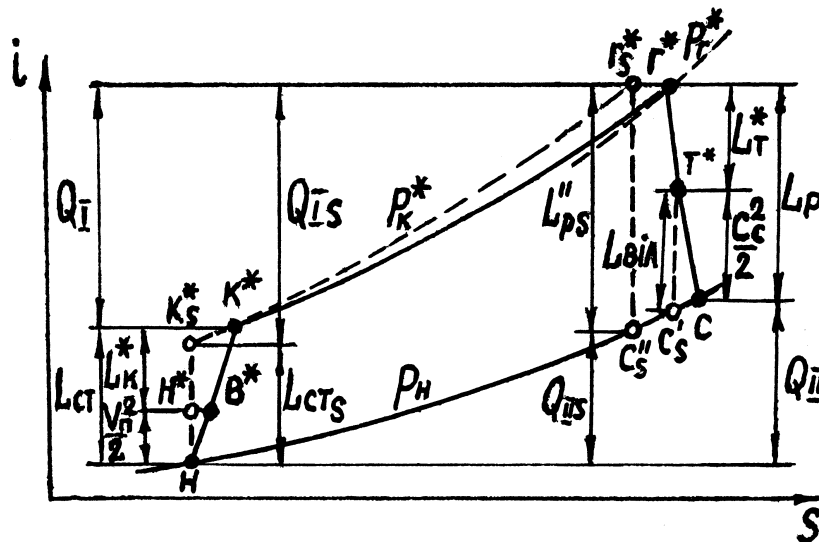


Рис. 1.10. Діаграма циклу ТРД

де L_K^* – робота, що передається кожному кілограму повітря у компресорі. Компресор подає повітря в камеру згорання. Теплота, що підводиться до одного кілограма повітря внаслідок згорання палива у цьому повітрі, дорівнює Q_I . Процес підведення теплоти у газотурбінному

двигуні відбувається приблизно ізобарично. Гарячий газ із камери згоряння надходить у турбіну, де він розширюється і водночас від нього відбирається енергія у вигляді механічної роботи шляхом аеродинамічної взаємодії течії з лопатками. У турбореактивному двигуні турбіна призначена для обертання компресора, а тому її проектують так, щоб її робота була для цього достатньою. Оскільки витрати повітря через компресор і газу через турбіну приблизно однакові ($G \approx G_T$), то робота турбіни приблизно дорівнює роботі компресора: $L_T^* \approx L_K^*$ (без урахування механічних втрат).

Наявність вільної енергії газу за газогенератором забезпечує отримання вільної роботи – $L_{віль}$. Вільна робота – це робота розширення в ізоентропійному процесі від загальмованих параметрів газу за турбіною компресора до атмосферного тиску. У турбореактивному двигуні вільна робота визначає кінетичну енергію реактивного струменя $C_c^2/2$ у процесі розширення газу в реактивному соплі як рушійному пристрої. Робота розширення у цілому зводиться до суми:

$$L_p = L_T^* + C_c^2/2.$$

Лінія С-Н на рис. 1.10 замикає цикл і зображує процес відведення теплоти Q_{II} від реактивного струменя в зовнішнє середовище. Використана теплота у термодинамічному циклі дорівнює різниці між підведеною та відведеною теплотою. Ця теплота перетворюється на роботу циклу двигуна, яку називають ефективною роботою:

$$L_e = Q_I - Q_{II}.$$

Для ТРД

$$L_e = L_p - L_{сг} = (C_c^2 - V_{II}^2)/2.$$

Ефективна робота зв'язана з вільною роботою співвідношенням

$$L_e = L_{віль} \eta'_p - V_{II}^2/2,$$

де η'_p – ККД процесу розширення газу за турбіною компресора до атмосферного тиску.

Для ідеального циклу Брайтона, показаного пунктиром на рис. 1.10, як відомо з термодинаміки, робота циклу

$$L_{es} = Q_{Is} - Q_{IIs} = C_p \cdot T_H \cdot (\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1) \cdot \left(\frac{\Theta}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right),$$

$$\text{де } Q_{Is} = C_p (T_{\Gamma}^* - T_H \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}); \quad Q_{IIs} = C_p \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} - T_H \right); \quad \Theta = T_{\Gamma}^*/T_H;$$

а термічний ККД $\eta_t = L_{es}/Q_{Is} = 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}$.

1.3. Тяга реактивного двигуна

Створення тяги для переміщення ЛА – основне призначення авіаційного двигуна. Реактивна тяга P є результуючою газодинамічних сил тиску та тертя, прикладених до внутрішньої та зовнішньої поверхонь двигуна без урахування зовнішнього аеродинамічного опору гондоли, а тому не може бути повністю використана для здійснення корисної роботи. На відміну від неї реактивна тяга, яка враховує зовнішній опір X , називається ефективною:

$$P_{ef} = P - X. \tag{1.1}$$

Ефективна тяга силової установки – це тяга, прикладена до літака, внаслідок якої здійснюється корисна робота його переміщення.

Зовнішній аеродинамічний опір значною мірою залежить від форми гондоли і характеру обтікання вхідних і вихідних пристроїв двигуна. Якщо двигун розміщено у гондолі, схеми течії в якій показано на рис. 1.11, то ефективну тягу можна подати як

$$P_{ef} = R_{BH} - R_{ЗОВ}, \tag{1.2}$$

де R_{BH} – рівнодіюча сил тиску та тертя, яка прикладена до внутрішніх поверхонь двигуна; $R_{ЗОВ}$ – рівнодіюча сил тиску та тертя, яка прикладена до зовнішніх поверхонь гондоли.

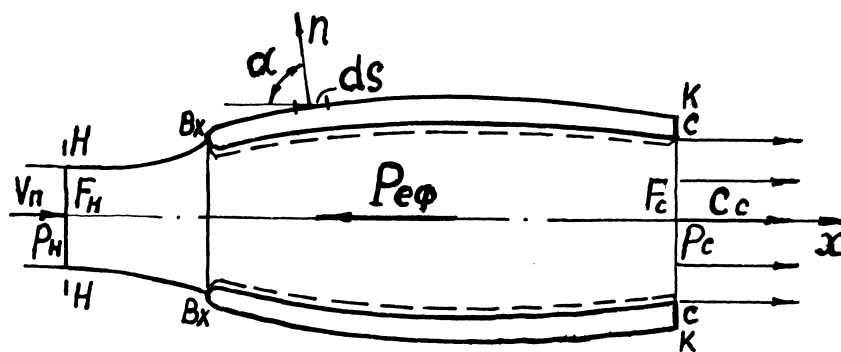


Рис. 1.11. До визначення реактивної тяги ПРД

Зовнішня сила являє собою суму:

$$R_{ЗОВ} = \int_{F_{BK}} p dF + \int_{F_{BK}} \tau dF + X_T, \tag{1.3}$$

де $\int_{F_{BK}} p dF$ – рівнодіюча сил тиску на боковій зовнішній поверхні гондоли;
 $\int_{F_{BK}} \tau dF$ – рівнодіюча сил тертя на боковій зовнішній поверхні гондоли;

F_C
 $\int p dF$ – рівнодіюча сил тиску на донній поверхні ($F_K - F_C$);

F_K

$X_T = \int_s \tau ds$ – сила тертя зовнішньої течії на поверхні гондоли;

$dF = ds \cdot \cos \alpha$ – проекція елемента бокової поверхні гондоли ds на площину, перпендикулярну до осі x .

Для знаходження сили R_{BH} використаємо закон зберігання кількості руху (рівняння Ейлера) у трубці течії крізь двигун між перерізами н-н і с-с. Контрольна поверхня, яка обмежує виділений об'єм, збігається з боковою поверхнею течії на вході і внутрішньою поверхнею двигуна (де виникає сила R_{BH}), а також торцевими поверхнями трубки течії у перерізах н-н і с-с. Згідно з законом сума усіх сил, що діють на виділений об'єм, дорівнює секундній зміні кількості руху газу крізь контрольну поверхню. Цей закон у проекції на вісь x має вигляд

$$p_H F_H + \int_{F_H}^{F_{BX}} p dF + R_{BH} - p_C F_C = G_T C_C - G V_{II}, \quad (1.4)$$

де $p_H F_H$ і $p_C F_C$ – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь;

$\int_{F_H}^{F_{BX}} p dF$ – рівнодіюча сил тиску, прикладених до бокової поверхні

F_H

трубки течії між перерізами н і вх;

$G_T C_C$ – секундна кількість руху маси газу, що витікає в перерізі с-с;

$G V_{II}$ – секундна кількість руху маси повітря, яка втікає в перерізі н-н.

Після перестановок за цим рівнянням можна отримати силу

$$R_{BH} = (G_T C_C - G V_{II}) + (p_C F_C - p_H F_H) - \int_{F_H}^{F_{BX}} p dF. \quad (1.5)$$

Підставляючи вирази (1.3) та (1.5) у формулу (1.2), маємо

$$P_{e\phi} = (G_T C_C - G V_{II}) + (p_C F_C - p_H F_H) - \int_{F_H}^{F_{BX}} p dF - \int_{F_{BX}}^{F_K} p dF - \int_{F_K}^{F_C} p dF - X_T. \quad (1.6)$$

Використовуючи очевидну тотожність

$$\int_{F_H}^{F_C} p_H dF - p_H (F_C - F_H) \equiv 0, \quad (1.7)$$

або

$$\int_{F_H}^{F_{BX}} p_H dF - \int_{F_{BX}}^{F_K} p_H dF - \int_{F_K}^{F_C} p_H dF - p_H (F_C - F_H) \equiv 0, \quad (1.8)$$

зводимо рівняння (1.6) до вигляду

$$P_{\text{эф}} = (G_{\Gamma} C_c - G V_{\Pi}) + F_c (p_c - p_H) - \int_{F_H}^{F_{\text{ВХ}}} (p - p_H) dF - \int_{F_{\text{ВХ}}}^{F_K} (p - p_H) dF - \int_{F_K}^{F_c} (p - p_H) dF - X_T. \quad (1.9)$$

У цьому виразі реактивна тяга двигуна

$$P = (G_{\Gamma} C_c - G V_{\Pi}) + F_c (p_c - p_H), \quad (1.10)$$

а складові аеродинамічного опору:

$$X_{\text{дод}} = \int_{F_H}^{F_{\text{ВХ}}} (p - p_H) dF \quad (1.11)$$

– додатковий опір на вхідній трубці течії;

$$X_p = \int_{F_{\text{ВХ}}}^{F_K} (p - p_H) dF \quad (1.12)$$

– опір тиску гондоли двигуна;

$$X_{\text{дон}} = \int_{F_K}^{F_c} (p - p_H) dF = \int_{F_c}^{F_K} (p_H - p) dF \quad (1.13)$$

– донний опір, який звичайно виникає при надзвукових швидкостях польоту, коли у донній області $p < p_H$.

Таким чином,

$$P_{\text{эф}} = P - X_{\Sigma}, \quad (1.14)$$

де сумарний зовнішній опір силової установки складається з чотирьох складових:

$$X_{\Sigma} = X_{\text{дод}} + X_p + X_{\text{дон}} + X_T. \quad (1.15)$$

Додатковий опір виникає на боковій поверхні вхідної трубки течії у разі її викривлення. У випадку надзвукового повітрязабірника цей опір виникає на режимах роботи, коли стрибки тиску не фокусуються на передній кромці обичайки. Якщо бокова поверхня вхідної трубки має циліндричну форму, то додатковий опір відсутній.

Розглянемо окремі випадки формули реактивної тяги двигуна.

Кількість газу G_{Γ} складається з витрат повітря G і палива G_{Π} , тоді рівняння тяги набуває вигляду

$$P = G[(1 + q_{\Pi})(1 - \Delta \bar{G}_{\text{відб}}) C_c - V_{\Pi}] + F_c (p_c - p_H), \quad (1.16)$$

де $q_{\Pi} = G_{\Pi}/G$ – відносна витрата палива;

$\Delta \bar{G}_{\text{відб}}$ – частина повітря, що відбирається із двигуна.

Якщо реактивний струмінь двигуна повністю розширюється до атмосферного тиску ($p_c = p_H$), то формулу тяги можна записати так:

$$P = G[(1 + q_{\Pi})(1 - \Delta \bar{G}_{\text{відб}}) C_c - V_{\Pi}]. \quad (1.17)$$

Для спрощення часто приймають $G \approx G_{\Gamma}$ (коли $q \approx \Delta \bar{G}_{\text{відб}}$), тоді

$$P = G(C_c - V_{II}) + F_c(p_c - p_H), \quad (1.18)$$

або у випадку повного розширення

$$P = G(C_c - V_{II}). \quad (1.19)$$

Таким чином, зважаючи на формули реактивної тяги (1.10), (1.16), (1.18), її виникнення можна пояснити реакцією від прискорення маси повітря (газу) при його проходженні крізь двигун, а також додатковою силою від різниці тиску у реактивному струмені та зовнішнього повітря на вихідному зрізі реактивного сопла F_c .

Для двоконтурного реактивного двигуна зі змішуванням потоків зовнішнього і внутрішнього контурів рівняння тяги має вигляд, як і для турбореактивного двигуна. У разі двоконтурного двигуна без змішування потоків рівняння тяги подається як сума тяг обох контурів:

$$P = P_I + P_{II},$$

де

$$P_I = G_I(C_{cI} - V_{II}) + F_{cI}(p_{cI} - p_H);$$

$$P_{II} = G_{II}(C_{cII} - V_{II}) + F_{cII}(p_{cII} - p_H).$$

1.4. Реверсування тяги

Під реверсуванням тяги розуміють зміну її напрямку на протилежний, внаслідок чого створюється негативна тяга. Реверсування тяги є ефективним засобом гальмування літака під час його посадки для скорочення довжини пробігу, а також для покращення маневреності у повітрі та на землі військових літаків.

Для реверсування тяги використовують спеціальні пристрої, за допомогою яких здійснюється поворот реактивного струменя на виході із двигуна (рис. 1.12). Ці пристрої розподіляють на два типи: решітчасті (а) та стулчасті (б). У пристроях першого типу поворот потоку здійснюється решіткою профілів 1, а для перекриття шляху прямого потоку використовують стулки 2, які за звичайних умов роботи вихідного пристрою закривають решітку профілів і створюють плавні обводи проточної частини. У пристроях другого типу (б) поворот потоку здійснюється спеціальними стулками 3, які на режимі реверсу розміщуються за вихідним соплом, а за умов прямої реакції знаходяться на зовнішньому боці вихідного пристрою.

У двоконтурних двигунах великого ступеня двоконтурності для реверсування тяги звичайно використовують решітчасті пристрої у зовнішньому контурі. Інколи реверсування здійснюють в обох контурах. У цьому випадку внутрішній контур не створює негативної тяги, оскільки поворот реактивного струменя здійснюється на кут приблизно 90° , щоб вихлопні гази не попадали на вхід у двигун.

Для оцінки ефективності реверсивних пристроїв використовується коефіцієнт реверсування, який дорівнює відношенню величини

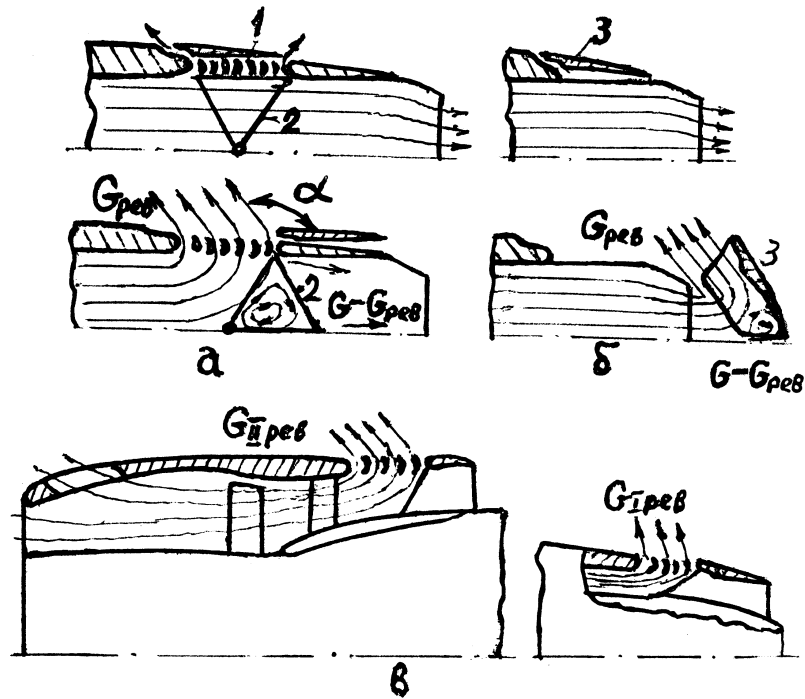


Рис. 1.12. Схема реверсивних пристроїв:

а – решітчастого типу; б – ступчастого типу; в – решітчастого типу для ТРДД

негативної (реверсивної) тяги двигуна до прямої тяги з однаковим ступенем пониження тиску у соплі:

$$\bar{P}_{рев} = P_{рев} / P, \quad (1.20)$$

$$\text{де } P_{рев} = G_{рев} C_{рев} \cos \alpha' - (G - G_{рев}) C_c \quad \text{– на землі;} \quad (1.21)$$

$$P_{рев} = G_{рев} C_{рев} \cos \alpha' - (G - G_{рев}) C_c + G V_{\Pi} \quad \text{– у польоті;} \quad (1.22)$$

$$\alpha' = 180^\circ - \alpha.$$

Необхідно, щоб коефіцієнт реверсування дорівнював не менше 0,35...0,4, що забезпечує скорочення пробігу посадки майже удвічі порівняно з гальмуванням тільки колесами. Вважається, що використання перспективних реверсивних пристроїв може забезпечити високі значення коефіцієнта реверсування (до 0,8).

1.5. Потужність ТГД, ТВаД і принцип приєднання маси повітря

Турбовальні двигуни, до яких належать і турбогвинтові, характеризуються величиною потужності. Для турбовального двигуна з вільною турбіною – це безпосередньо потужність на валу цієї турбіни

$$N_e = L_{ТГ} G_{Г}. \quad (1.23)$$

У турбогвинтовому двигуні потужність на валу не повністю характеризує його можливості, оскільки ним частково (до 10%) створюється тяга за рахунок реактивного струменя на виході із вихідного пристрою. А тому для такого типу двигуна використовують поняття еквівалентної (сумарної) потужності, яка складається з потужності саме на валу гвинта $N_{Г}$ і потужності реактивного струменя, зведеної до вала через гвинт (немовби і ця потужність розвивається валом гвинта):

$$N_e = N_{\Gamma} + P_{pc} V_{\Pi} / \eta_{\Gamma}, \quad (1.24)$$

де P_{pc} – тяга реактивного струменя; V_{Π} – швидкість польоту; η_{Γ} – ККД повітряного гвинта.

У випадку нерухомого положення літака або малої швидкості польоту на зльоті ($V_{\Pi} = 0$) знаходження потужності реактивного струменя приводить до невизначеності, оскільки $V_{\Pi} = 0$ і $\eta_{\Gamma} = 0$, а тому еквівалентну потужність знаходять за формулою

$$N_e = N_{\Gamma} + A \cdot P_{pc}, \quad (1.25)$$

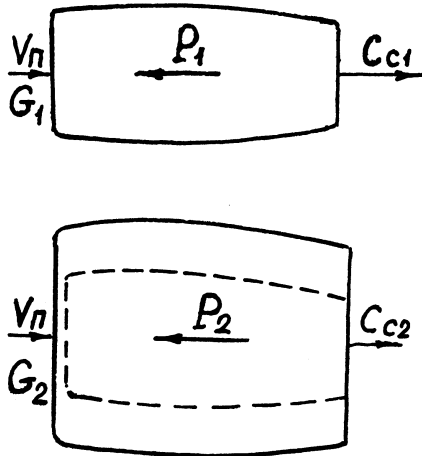


Рис. 1.13. До зіставлення тяг ТРД та ТРДД

де N_{Γ} (кВт) і P_{pc} (кН) – виміряні значення потужності та тяги в умовах роботи двигуна на місці; $A = 60 \dots 85$ кВт/кН залежно від характеристик гвинта або гвинтовентилятора.

Може виникнути запитання: тяга якого двигуна буде більшою: турбореактивного чи турбогвинтового (або двоконтурного), у якого витрата повітря крізь гвинт (вентилятор) значно більша, з однаковими газогенераторними частинами? Розглянемо ці два випадки (рис.1.13).

Для ТРД і ТРДД (ТГД) з повністю однаковими газогенераторними частинами, а отже, і з однаковими вільними роботами, при деяких припущеннях, розглянутих у підрозд. 3.4–3.6, можна вважати, що потужності їх теплових машин однакові, тобто

$$G_1 \frac{C_{c1}^2 - V_{\Pi}^2}{2} = G_2 \frac{C_{c2}^2 - V_{\Pi}^2}{2}. \quad (1.26)$$

Відношення тяг цих двох двигунів у разі повного розширення газів у вихідних пристроях має вигляд

$$P_2 / P_1 = G_2 (C_{c2} - V_{\Pi}) / G_1 (C_{c1} - V_{\Pi}), \quad (1.27)$$

а з урахуванням рівняння (1.26)

$$P_2 / P_1 = (C_{c1} + V_{\Pi}) / (C_{c2} + V_{\Pi}). \quad (1.28)$$

Оскільки $C_{c1} > C_{c2}$, то $P_2 > P_1$. Говорять, що спрацювало приєднання маси повітря гвинтом (вентилятором). Це відношення тяг буде максимальним, якщо $V_{\Pi} = 0$.

1.6. Питомі параметри та ККД двигуна

У зв'язку з великою різноманітністю типів двигунів, різницею у їх розмірах, тягах і потужностях, витратах палива та ін. для порівняння їх досконалості використовують питомі параметри і ККД. Найважливішими питомими параметрами є: питома витрата палива, питома тяга або потужність, питома маса та ін.

Питома тяга P_{Π} характеризує ту величину тяги, яку створює одиниця маси (1 кг) робочого тіла, що протікає крізь двигун за 1 секунду, і відповідно дорівнює відношенню тяги двигуна P до витрати повітря G :

$$P_{\Pi} = P/G, \quad \text{Нс/кг (м/с)}.$$

Питома потужність турбовального двигуна N_{Π} дорівнює відношенню потужності до витрати повітря крізь двигун:

$$N_{\Pi} = N/G, \quad \text{кВтс/кг}.$$

Питома витрата палива характеризує кількість палива, витраченого за одну годину, для одержання 1 ньютон тяги або 1 кіловата потужності. Таким чином вона визначає економічність двигуна:

$$C_{\Pi} = 3600 G_{\Pi}/P, \quad \text{кг/Н·год};$$

$$C_e(\epsilon) = 3600 G_{\Pi}/N, \quad \text{кг/кВт·год}.$$

Питома маса двигуна головним чином характеризує досконалість конструкції та матеріалів, з яких його виготовлено, відносно тяги або потужності:

$$\gamma_{\Pi P} = M_{\text{дв}}/P, \quad \text{кг/Н};$$

$$\gamma_{\Pi N} = M_{\text{дв}}/N, \quad \text{кг/кВт}.$$

Для двигунів з надзвуковими швидкостями польоту важливим параметром є лобова тяга, яка дорівнює відношенню тяги до площі міделєвого перерізу і характеризує аеродинамічну досконалість двигуна як силової установки з урахуванням зовнішнього аеродинамічного опору:

$$P_F = P/F_{\text{мід}}, \quad \text{Н/м}^2.$$

Слід зазначити, що на величину P_F значною мірою впливає питома тяга P_{Π} .

Щоб охарактеризувати економічність двигуна, крім питомої витрати палива використовують три коефіцієнти корисної дії: ефективний, тяговий і загальний (рис. 1.14).

Ефективний ККД характеризує економічність двигуна як теплової машини, тобто досконалість газогенераторної частини двигуна, і показує, яка частка енергії палива використовується на отримання роботи циклу:

$$\eta_e = GL_e / G_{\Pi} H_u, \quad (1.29)$$

де H_u – нижча теплотворність (теплотворна здатність) палива.

На цей ККД крім внутрішньої аеродинамічної досконалості двигуна впливає також коефіцієнт повноти згоряння палива η_{Γ} :

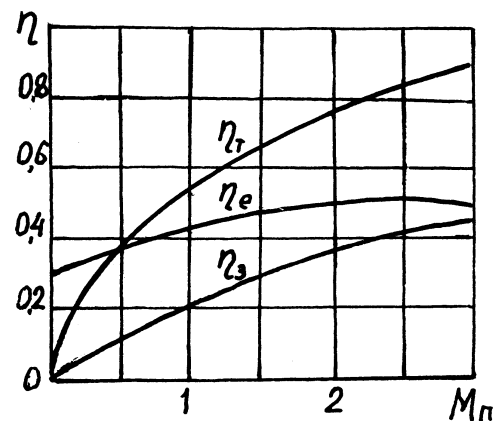


Рис. 1.14. Залежність ККД ТРД від M_{Π} ($\pi_{\text{кр}}^* = 10$; $T_{\Gamma}^* = 1300 \text{ К}$)

$$\eta_e = \eta_T L_e / Q_I. \quad (1.30)$$

Для оцінки економічності ідеального циклу Брайтона ($p = \text{const}$) з такими ж параметрами циклу (π_Σ, T_I^*), що і у реального, як відомо, використовують термічний ККД

$$\eta_t = L_{es} / Q_{Is} = 1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}, \quad (1.31)$$

що показує, яку частку від підведеної теплоти складає робота ідеального циклу. Робота реального циклу L_e відрізняється від роботи ідеального циклу L_{es} на величину втрат енергії у процесах стиснення, підведення теплоти та розширення:

$$\eta_z = L_e / L_{es}, \quad (1.32)$$

де η_z – гідравлічний ККД основного контуру двигуна. Отже,

$$\eta_e = \eta_t \eta_T \eta_z. \quad (1.33)$$

Таким чином, ефективний ККД є термічним ККД реального циклу і відрізняється від термічного ККД ідеального циклу тим, що він ураховує неповноту згоряння палива та втрату енергії у процесах стиснення, підведення теплоти та розширення. Якщо термічний ККД безперервно зростає зі збільшенням π_Σ (1.31), то ефективний ККД досягає максимуму для $\pi_{\Sigma\eta_e}$ (див. рис. 3.8).

Тяговий ККД характеризує досконалість двигуна як рушія і показує, яку частку від роботи циклу складає корисна тягова робота:

$$\eta_T = PV_\Pi / GL_e. \quad (1.34)$$

Якщо ефективну роботу циклу ТРД записати у вигляді

$$L_e = (C_c^2 - V_\Pi^2) / 2 = (C_c - V_\Pi) V_\Pi + (C_c - V_\Pi)^2 / 2,$$

або
$$GL_e = PV_\Pi + G(C_c - V_\Pi)^2 / 2,$$

то видно, що друга складова $(C_c - V_\Pi)^2 / 2$ роботи L_e дорівнює кінетичній енергії газу відносно атмосфери (землі) і не може бути використана у двигуні, оскільки газ знаходиться поза двигуном.

Таким чином, тяговий ККД порівняно з ефективним враховує втрати кінетичної енергії реактивного струменя на збудження атмосфери.

Якщо у формулу (1.34) для ТРД підставити $P = G(C_c - V_\Pi)$ і $L_e = (C_c^2 - V_\Pi^2) / 2$, то отримаємо

$$\eta_T = \frac{2}{1 + C_c / V_\Pi}, \quad (1.35)$$

або
$$\eta_T = 1 - (C_c - V_\Pi)^2 / 2L_e.$$

Звідси випливає, що тяговий ККД залежить тільки від відношення швидкості реактивного струменя до швидкості польоту. Для умов роботи двигуна на місці ($V_\Pi = 0$) $\eta_T = 0$, оскільки тягова робота PV_Π

дорівнює нулю, а отже, вся кінетична енергія газу на виході із двигуна $C_c^2/2$ залишається невикористаною (втраченою). Зі збільшенням швидкості польоту тяговий ККД зростає (рис. 1.14) і дорівнюватиме одиниці у випадку $V_{\Pi} = C_c$, коли немає втрат з вихідною швидкістю, тому що швидкість реактивного струменя відносно землі ($C_c - V_{\Pi}$) дорівнює нулю. Але у цьому випадку тяга, а отже, і корисна тягова робота також дорівнюють нулю.

У ТГД і ТВаД рушієм є гвинт, а тому замість тягового ККД використовують ККД гвинта, який показує, яка частка потужності на валу гвинта перетворюється на тягову.

Загальний ККД характеризує економічність двигуна у цілому, показуючи, яка частина енергії палива використовується на тягову роботу, і дорівнює добутку ефективного ККД на тяговий:

$$\eta_z = \frac{P \cdot V_{\Pi}}{G_{\Pi} \cdot H_u} = \eta_e \eta_T. \quad (1.36)$$

Якщо підставити $P/G_{\Pi} = 3600/C_{\Pi}$ з визначення питомої витрати палива, то отримуємо зв'язок загального ККД з витратами палива:

$$\eta_z = \frac{3600}{H_u} \cdot \frac{V_{\Pi}}{C_{\Pi}} = K \cdot \frac{V_{\Pi}}{C_{\Pi}}. \quad (1.37)$$

Таким чином, загальний ККД порівняно з питомою витратою палива залежить від швидкості польоту (рис. 1.14).

Витрати палива інколи оцінюють на 1 тонно-кілометр перевезеного вантажу:

$$C_{Т.К} = \frac{G_{\Pi} \cdot t}{M_{КН} \cdot L} = \frac{P \cdot C_{\Pi}}{M_{КН} \cdot V_{\Pi}}, \quad (1.38)$$

де $M_{КН}$ – комерційне (корисне) навантаження літака, L – дальність польоту (км), V_{Π} – швидкість польоту (км/год).

2. ВУЗЛИ ГТД ТА ПРОЦЕСИ, ЯКІ В НИХ ВІДБУВАЮТЬСЯ

2.1. Вхідні пристрої

Вхідним пристроєм називається частина силової установки, що містить повітрязбірник, засоби його регулювання та захисту від попадання сторонніх предметів тощо. Атмосферне повітря через повітрязбірник і канали вхідного пристрою підводиться у двигун. Крім того, в умовах польоту основною функцією вхідного пристрою є ефективно перетворення кінетичної енергії набігаючого потоку повітря на потенціальну енергію тиску. Він мусить задовольняти такі вимоги:

- створювати мінімальний внутрішній та зовнішній аеродинамічні опори;
- забезпечувати рівномірність полів швидкості та тиску, а також не утворювати надмірні пульсації потоку на вході у компресор;

- стало працювати у широкому діапазоні експлуатаційних режимів;
- мати високу продуктивність при малих габаритах та масі, забезпечувати регулювання подачі необхідної кількості повітря;
- ефективно працювати при наявності кутів атаки або ковзання у польоті;
- мати систему захисту від попадання сторонніх предметів на зльоті та при посадці, а на вертольотах – систему очищення повітря від піску та пилу.

Залежно від конструювання двигуна на літаку вхідний пристрій може бути елементом конструкції літака або складовою частиною двигуна. Він містить повітрязабірник та інші елементи, необхідність в яких визначається специфікою роботи вхідного пристрою.

Набігаючий потік повітря перед повітрязабірником (до незбуреного перерізу) має швидкість, яка дорівнює швидкості польоту літака. Гальмування цього потоку перед повітрязабірником та усередині його призводить до зменшення кінетичної енергії, внаслідок чого підвищуються тиск і температура повітря.

2.1.1. Параметри вхідних пристроїв

Розглянемо основні параметри вхідних пристроїв.

Підвищення тиску у вхідному пристрої за рахунок швидкісного напору характеризується ізентропійним ступенем підвищення тиску, який дорівнює відношенню повного тиску повітря перед входом до тиску навколишнього середовища:

$$\pi_V = p_H^*/p_H = 1/\rho(\lambda_H). \quad (2.1)$$

Величина π_V залежить лише від числа M_Π польоту літака:

$$\pi_V = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_\Pi^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = (1 + 0,2 M_\Pi^2)^{3,5}, \quad (2.2)$$

де для повітря $\kappa = 1,4$.

Дійсний ступінь підвищення тиску у вхідному пристрої $\pi_{ВХ}$ визначається відношенням повного тиску за вхідним пристроєм до атмосферного тиску і на відміну від π_V залежить від гідравлічних втрат:

$$\pi_{ВХ} = p_B^*/p_H = \sigma_{ВХ} \pi_V. \quad (2.3)$$

Гідравлічні втрати у вхідному пристрої, як правило, визначаються коефіцієнтом відновлення повного тиску $\sigma_{ВХ}$, який дорівнює відношенню повного тиску за вхідним пристроєм p_B^* до повного тиску набігаючого потоку p_H^* :

$$\sigma_{ВХ} = p_B^*/p_H^*. \quad (2.4)$$

Чим більші втрати, тим менша величина $\sigma_{ВХ}$. При ідеальному процесі,

тобто коли втрати відсутні, $\sigma_{\text{ВХ}} = 1,0$. Для дозвукових швидкостей польоту $\sigma_{\text{ВХ}} = 0,97 \dots 0,99$ і практично не залежить від величини швидкості. У режимі надзвукового польоту коефіцієнт $\sigma_{\text{ВХ}}$ значною мірою залежить як від швидкості польоту, так і досконалості процесу гальмування надзвукового потоку, що у кінцевому результаті впливає на ступінь підвищення тиску у вхідному пристрої. На рис. 2.1 показано зміну $\pi_{\text{ВХ}}$ від числа $M_{\text{П}}$ польоту для ідеального стиснення 1 ($\sigma_{\text{ВХ}} = 1$), стиснення в дійсно існуючих вхідних пристроях з багатьма ударними хвилями 2 та для випадку гальмування в одній ударній хвилі (у прямому стрибку ущільнення) 3.

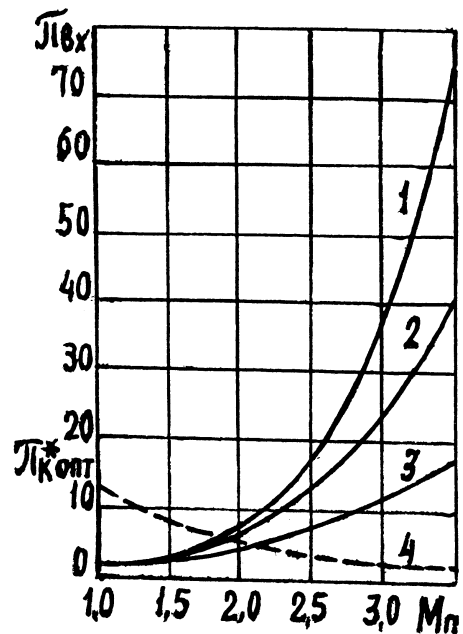


Рис. 2.1. Залежність $\pi_{\text{ВХ}}$ і $\pi_{\text{К_ОПТ}}^*$ від $M_{\text{П}}$

Вибір раціональної схеми вхідного пристрою з оптимальною системою стрибків ущільнення, які забезпечують ефективне гальмування надзвукової течії (з найбільшою величиною $\sigma_{\text{ВХ}}$), безпосередньо впливає на підвищення тяги двигуна. Так, зростання $\pi_{\text{ВХ}}$ для фіксованої швидкості польоту за рахунок підвищення $\sigma_{\text{ВХ}}$ приводить до пропорційного зростання тиску повітря на вході у двигун і уздовж його проточної частини, внаслідок чого збільшується ступінь зниження тиску у реактивному соплі та підвищується швидкість витікання струменя із сопла, а отже, зростає питома тяга $P_{\text{П}}$ та зменшується питома витрата палива $C_{\text{П}}$. Підвищення тиску на вході у двигун, крім того, приводить до пропорційного зростання витрати повітря G крізь двигун. Одночасне зростання $P_{\text{П}}$ та G спричиняє підвищення тяги двигуна.

На рис. 2.1 лінія 4 показує залежність оптимального ступеня підвищення тиску у компресорі $\pi_{\text{К_ОПТ}}^*$ від швидкості польоту, який забезпечує максимальну питому тягу двигуна з існуючими багатострибковими вхідними пристроями (крива 2). Із графіка видно, що зі збільшенням швидкості польоту $\pi_{\text{ВХ}}$ зростає, а $\pi_{\text{К_ОПТ}}^*$ зменшується. Це свідчить про значне підвищення ролі вхідного пристрою у загальному процесі стиснення повітря в двигуні ($\pi_{\Sigma} = p_{\text{К}}^*/p_{\text{Н}} = \pi_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^*$) зі збільшенням швидкості польоту. Для швидкостей польоту $M_{\text{П}} \geq 4,0$ немає необхідності у компресорі, тому що ступінь підвищення тиску у вхідному пристрої перевищує оптимальний ступінь підвищення тиску в циклі.

Продуктивність повітрозабірника характеризується коефіцієнтом витрати повітря $\varphi_{\text{ВХ}}$, який дорівнює відношенню дійсної витрати повітря у повітрозабірнику до максимально можливої із заданою швидкістю надзвукового польоту:

$$\varphi_{\text{ВХ}} = \frac{G}{G_{\text{max}}} = \frac{\rho_{\text{H}} V_{\text{П}} F_{\text{H}}}{\rho_{\text{H}} V_{\text{П}} F_{\text{ВХ}}} = \frac{F_{\text{H}}}{F_{\text{ВХ}}}. \quad (2.5)$$

Тут G_{max} визначається геометричною площею повітрозабірника $F_{\text{ВХ}}$ та параметрами незбуреного потоку повітря ρ_{H} , $M_{\text{П}}$. Витрату повітря крізь задану площу $F_{\text{ВХ}}$ для фіксованої надзвукової швидкості польоту можна регулювати за допомогою вхідного пристрою. Збільшення продуктивності (коефіцієнта) при незмінній швидкості польоту шляхом регулювання повітрозабірника дозволяє знизити його додатковий опір.

Зовнішній опір вхідного пристрою можна оцінити за допомогою коефіцієнта зовнішнього (лобового) опору:

$$C_{\text{X ВХ}} = \frac{2X_{\text{ВХ}}}{\rho_{\text{H}} V_{\text{П}}^2 F}, \quad (2.6)$$

де $X_{\text{ВХ}}$ – зовнішній аеродинамічний опір вхідного пристрою; $\rho_{\text{H}} V_{\text{П}}^2/2$ – швидкісний напір набігаючого потоку повітря; F – характерна площа, за яку приймають площу міделя $F_{\text{Мід}}$ або площу входу $F_{\text{ВХ}}$ вхідного пристрою.

Зовнішній опір вхідного пристрою $X_{\text{ВХ}}$ складається із додаткового опору на вхідній трубці течії $X_{\text{Дод}}$, опору тиску (опору обичайки) $X_{\text{Об}}$, опору тертя $X_{\text{Тр.ВХ}}$, а також опору тиску на стулках перепуску $X_{\text{Ст.пер}}$. На дозвукових швидкостях польоту більшість складових зовнішнього опору відсутня, а тому він малий, тоді як на надзвукових швидкостях через виникнення ударних хвиль опір значно зростає.

Залежно від швидкості польоту, на яку розраховуються повітрозабірники, їх поділяють на два класи: дозвукові та надзвукові.

2.1.2. Дозвукові повітрозабірники

Дозвукові повітрозабірники використовують на літаках з дозвуковими та невеликими надзвуковими швидкостями польоту $M_{\text{П}} < 1,5$. Вони являють собою профільований канал (рис. 2.2), який умовно можна розділити на три частини: I, II, III.

Гальмування течії повітря доцільно починати ще перед повітрозабірником від перерізу н–н до перерізу вх–вх. Стиснення повітря в атмосфері відбувається з дуже малими втратами, тому що відсутні стінки, які б обмежували потік. Крім того, зменшення швидкості у перерізі

вх–вх сприяє зниженню втрат усередині самого повітрязбірника. Для цього площу входу вибирають такою, щоб підвищення тиску за рахунок швидкісного напору (до 75%) відбувалося поза повітрязбірником. У цьому випадку $C_{вх} = 0,5V_{II}$ на розрахунковому режимі польоту.

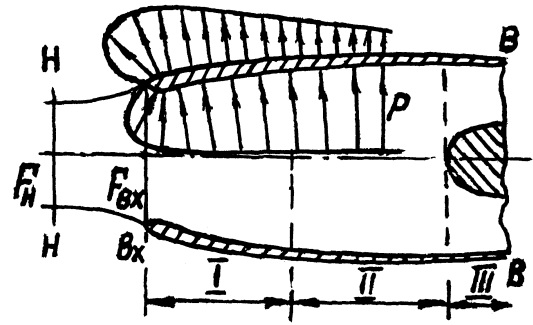


Рис. 2.2. Дозвуковий повітрязбірник

Обичайка із закругленою вхідною кромкою утворює короткий дифузор (частина I). Закруглення кромки забезпечує безвідривне обтікання зовнішньої та внутрішньої поверхні обичайки. Для забезпечення безвідривної течії всередині дифузора кут його розкриття не повинен перевищувати $8...12^\circ$, оскільки з відривом потоку різко зростають гідравлічні втрати. У дифузорі швидкість течії зменшується, а тиск зростає. Зниження швидкості сприяє зменшенню втрат на тертя повітря на стінках.

Форма каналу на ділянці II залежить від компонування двигуна на літаку. Площа перерізу каналу може повільно зростати, але при цьому не допускаються різкі повороти для запобігання відриву потоку від стінок. У випадку необхідності поворотів особливу увагу звертають на повільну зміну площі поперечного перерізу. Якщо двигун розміщено далеко від повітрязбірника, то для зменшення втрат у перехідному каналі швидкість течії має бути порівняно малою.

Для рівномірного розподілу швидкостей і тиску перед компресором вихідну частину III виконують звужуваною, при цьому швидкість підвищується до потрібної величини.

Форма обичайки дозвукового повітрязбірника суттєво впливає на коефіцієнт зовнішнього опору на великих дозвукових ($M_{II} \geq 0,8$) і особливо надзвукових швидкостях польоту (рис. 2.3).

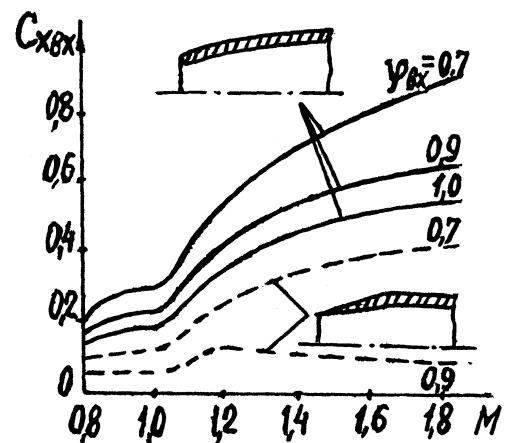


Рис. 2.3. Залежність коефіцієнта зовнішнього опору повітрязбірника від форми обичайки та швидкості польоту

Важливою особливістю вхідних пристроїв ТРДД з великим ступенем двоконтурності та малим ступенем підвищення тиску у вентиляторі є необхідність забезпечення більш високих значень $\sigma_{вх}$ ($0,98...0,99$), що у противному разі призводить до значного падіння тяги та погіршення економічності двигуна. Крім того, такий вхідний пристрій має малу відносну довжину $l/D_{вх}$ для компонування гондоли, що сприяє зменшенню маси, габаритів і втрат на тертя. Мала відносна довжина вхідного пристрою призводить до підвищення його чутливості щодо зміни кутів атаки та ковзання. Усе це потребує старанного

профілювання вхідного пристрою.

Особливістю роботи вхідних пристроїв підйомних двигунів літаків вертикального зльоту та посадки є зміна напрямку потоку. Найнесприятливішим режимом роботи підйомного двигуна є його запуск з заходом літака на посадку, коли швидкість польоту ще велика, а швидкість повітря на вході у двигун мала. У цих умовах виникає значна радіальна та колова нерівномірність течії на вході у компресор, що ускладнює запуск двигуна та зменшує запаси стійкої роботи. Для поліпшення умов роботи двигуна застосовують спеціальні стулки для повороту потоку перед повітрозабірником, а його вхідні кромки (особливо передні) закругляють великими радіусами.

2.1.3. Надзвукові повітрозабірники

У літаків з надзвуковою швидкістю польоту значно зростає роль вхідного пристрою як складової частини силової установки. У випадку невеликих надзвукових швидкостей польоту ($M_{\Pi} \leq 1,5 \dots 1,6$) можна застосовувати дозвукові повітрозабірники з тонкою гострою обичайкою, в яких перехід швидкості течії повітря від надзвукової до дозвукової відбувається в одному прямому стрибку ущільнення. Для швидкостей польоту $M_{\Pi} = 1,3 \dots 1,4$ втрати повного тиску в прямому стрибку невеликі

та складають $\sigma_{\text{СТ}} = 0,96 \dots 0,98$.

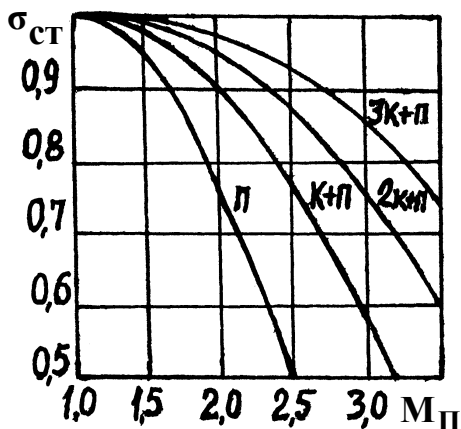


Рис. 2.4. Залежність $\sigma_{\text{СТ}}$ від швидкості польоту та кількості стрибків (П – прямий; К – косий)

Збільшення швидкості польоту призводить до значного зростання втрат на прямому стрибку. Тому при $M_{\Pi} = 1,8 \dots 2,0$ гальмування потоку доцільно виконувати спочатку на косому стрибку до $M_{\Pi} = 1,3 \dots 1,4$, а потім на прямому. Втрати в такій двострибковій системі менші порівняно з одним прямим стрибком, оскільки втрати в одному прямому стрибку значно перевищують втрати у двох послідовно розміщених косому та прямому стрибках (рис. 2.4).

При цьому коефіцієнт відновлення повного тиску дорівнює добутку коефіцієнтів на окремих стрибках $\sigma_{\text{СТ}} = \sigma_{\text{К}} \sigma_{\text{П}}$. Для швидкостей польоту $M_{\Pi} = 2,0 \dots 2,2$ доцільно застосовувати тристрибкову систему, яка складається з двох косих та одного прямого стрибків. Подальше підвищення швидкості польоту потребує застосування вхідних пристроїв з ще більшою кількістю стрибків.

Таким чином, кількість стрибків вибирається за умови отримання мінімуму падіння повного тиску у діапазоні основних режимів польоту. Враховуючи конструктивні та технологічні вимоги, а також вимоги

щодо задовільної експлуатації цих пристроїв у широкому діапазоні швидкостей польоту та кутів набігання потоку, більшість вхідних пристроїв виконують за двострибковою схемою. Лише для великих надзвукових швидкостей польоту застосовують повітрязабірники з трьома стрибками ущільнення.

Приклад роботи надзвукового повітрязабірника з трьома стрибками ущільнення показано на рис. 2.5. Розглянутий надзвуковий повітрязабірник відноситься до вхідних пристроїв зовнішнього стиснення, в яких косі стрибки ущільнення розміщені спереду перерізу входу. У вхідних пристроях внутрішнього стиснення усі стрибки знаходяться усередині. Такі повітрязабірники найчастіше являють собою профільований канал, який за формою і принципом роботи нагадує зворотне сопло Лаваля (рис. 2.6, а). Вони мають малі зовнішній опір і внутрішні втрати на розрахунковому режимі, але їхнє регулювання у нерозрахункових умовах польоту ускладнене.

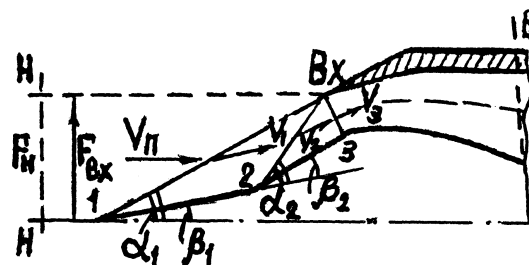


Рис. 2.5. Надзвуковий повітрязабірник

Якщо потік гальмується на стрибках ущільнення, які розміщуються перед і за вхідним перерізом v_x-v_x повітрязабірника, то такі вхідні пристрої називаються пристроями змішаного стиснення (рис. 2.6, б). Ці повітрязабірники, як і повітрязабірники з внутрішнім стисненням, дуже чутливі щодо зміни режиму роботи і потребують надзвичайно складних систем регулювання, а тому застосовуються рідко (коли $M_{II} > 2,5$).

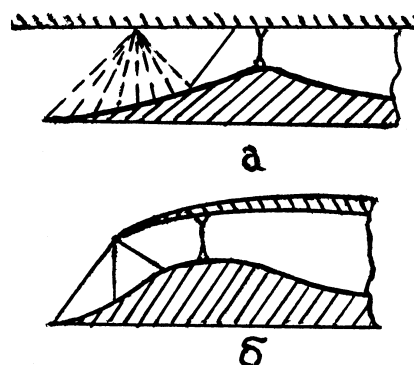


Рис. 2.6. Схема повітрязабірників з внутрішнім (а) та змішаним (б) стисненням

Косі стрибки можна отримати в плоских (прямокутних) і осесиметричних (круглих) повітрязабірниках (рис. 2.7) відповідно з центральними тілами у вигляді клина та конуса. Залежно від компонування двигуна на літаку (рис. 2.8) ці

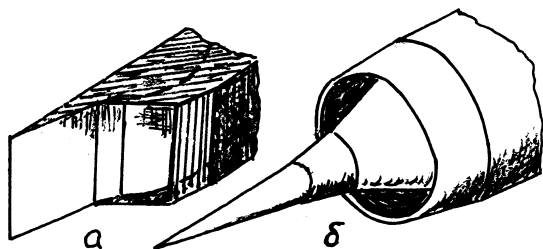


Рис. 2.7. Схеми плоского (а) і осесиметричного (б) повітрязабірників

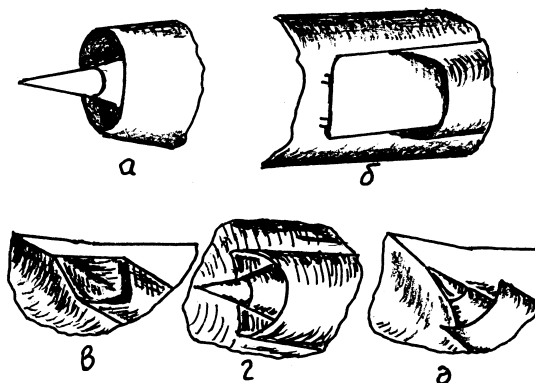


Рис. 2.8. Схеми компонування повітрязабірників на літаку

повітрязабірники можуть бути лобовими (а), боковими (б, г) або підкриловими (в, д). Інколи розміщення двигуна на літаку потребує заміни осесиметричного круглого повітрязабірника на напівкруглий (г) або секторний (д).

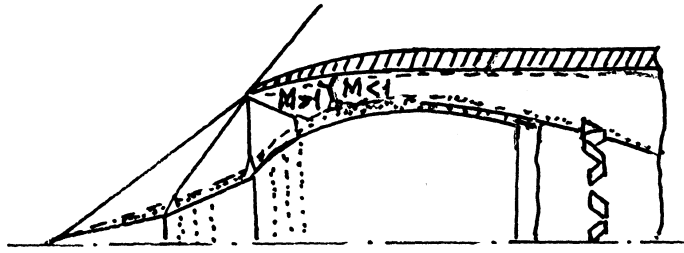


Рис. 2.9. Схема повітрязабірника з керуванням приграничним шаром

Широке практичне застосування знайшли вхідні пристрої зовнішнього стиснення. Рух повітря усередині повітрязабірника супроводжується втратами повного тиску у пристінному шарі на обмежуючих стінках (рис. 2.9). Підвищення тиску на кожному стрибку ущільнення у повітрязабірнику сприяє інтенсивному наростанню примежового шару на його стінках. У місцях, де стрибки ущільнення дотикаються до примежового шару, вони розгалужуються.

Вітрязабірнику сприяє інтенсивному наростанню примежового шару на його стінках. У місцях, де стрибки ущільнення дотикаються до примежового шару, вони розгалужуються.

2.1.4. Характеристика повітрязабірника

Вище розглянуто вплив розрахункових чисел M_{II} польоту, системи стрибків і типу повітрязабірника на його основні параметри для розрахункового режиму роботи. Параметри надзвукових повітрязабірників значно змінюються зі зміною умов польоту літака та режиму роботи двигуна. Залежність основних параметрів повітрязабірника σ_{BX} , φ_{BX} і C_{XBH} від умов польоту та режиму роботи називають його характеристикою. Умови польоту визначаються числом M_{II} польоту і кутом атаки, а режим роботи – газодинамічною функцією витрати $q(\lambda_B)$ на виході із вхідного пристрою.

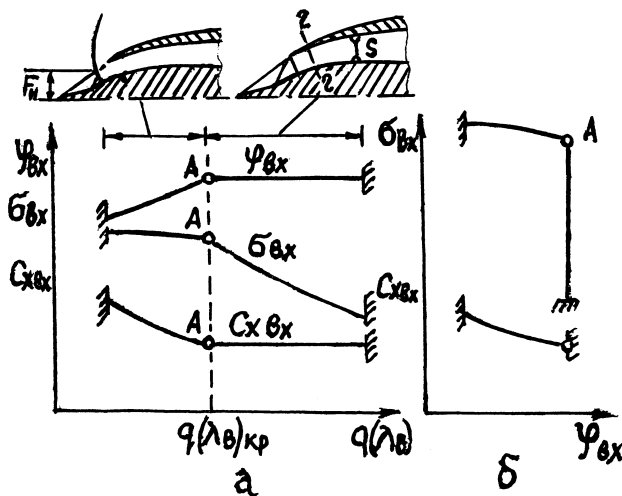


Рис. 2.10. Дросельна характеристика нерегульованого повітрязабірника

Розглянемо спочатку характеристики нерегульованих повітрязабірників. Залежність коефіцієнтів σ_{BX} , φ_{BX} і C_{XBH} від $q(\lambda_B)$ для сталої швидкості польоту ($M_{II} = \text{const}$) і нульового кута атаки називається дросельною характеристикою (рис. 2.10, а). Дросельну характеристику частіше використовують у вигляді залежностей $\sigma_{BX} = f(\varphi_{BX})$; $C_{XBH} = f(\varphi_{BX})$ для $M_{II} = \text{const}$ (рис. 2.10, б). Розрахунковий

режим роботи повітрозабірника вибирають так, щоб у розширеній частині каналу за «горлом» ($\Gamma-\Gamma$) знаходився додатковий стрибок ущільнення S , який виконує захисну функцію системи косих стрибків від руйнування. Такий стан відповідає надкритичному режиму роботи повітрозабірника ($q(\lambda_B) > q(\lambda_B)_{кр}$). Зі збільшенням протитиску за повітрозабірником $q(\lambda_B)$ зменшується, внаслідок чого стрибок S зміщується проти течії у напрямку «горла». Його інтенсивність зменшується через зниження надзвукової швидкості перед ним, а отже, втрати повного тиску також зменшуються. Коефіцієнт $\sigma_{ВХ}$ при цьому зростає обернено пропорційно зміні величини $q(\lambda_B)$, тому що

$$\sigma_{ВХ} q(\lambda_B) = \text{const}. \quad (2.7)$$

Умова (2.7) відповідає сталій витраті повітря крізь нерегульований повітрозабірник для сталої швидкості польоту.

На розрахункових режимах умови на вході у повітрозабірник не змінюються ($\varphi_{ВХ} = \text{const}, C_{Х ВХ} = \text{const}$), а течія усередині каналу характеризується наявністю надзвукової зони за «горлом». Коли ж стрибок S доходить до «горла», він зникає і течія у каналі стає дозвуковою. У цьому випадку режим роботи повітрозабірника називається критичним ($q(\lambda_B) = q(\lambda_B)_{кр}$). Кутова точка A на дросельній характеристиці, яка

відповідає критичному режиму, характеризує найвигідніші умови роботи повітрозабірника, за яких високе значення $\sigma_{ВХ}$, максимальне $\varphi_{ВХ}$ і мінімальне $C_{Х ВХ}$ поєднуються з необхідним запасом стійкості. Але

подальше незначне підвищення протитиску за повітрозабірником уже передається дозвуковою течією у каналі і призводить до виникнення «вибитої» головної хвилі перед входом у повітрозабірник. Повітрозабірник переходить на докритичний режим роботи ($q(\lambda_B) < q(\lambda_B)_{кр}$).

Подальше дроселювання повітрозабірника призводить до переміщення головної хвилі від перерізу входу назустріч набігаючій течії, яка частково руйнує систему косих стрибків. При цьому зменшується коефіцієнт витрати повітря $\varphi_{ВХ}$, тому що зменшується площа F_H трубки течії, яка заходить у повітрозабірник, а отже, зменшується витрата повітря.

Викривлення вхідної трубки течії призводить також до збільшення додаткового опору та опору обичайки, а отже, і до зростання $C_{Х ВХ}$.

Опір обичайки підвищується також за рахунок вищого тиску за головною хвилею. Величина $\sigma_{ВХ}$ на докритичних режимах повітрозабірника майже не змінюється.

Коли досягається деяке мінімальне значення $q(\lambda_B)_{\min}$, виникає помпаж – нестійка робота повітрозабірника у вигляді сильних низько-частотних коливань тиску $\Delta p/p = 0,2 \dots 0,8$ з появою зворотної течії та

коливань «вибитої» головної хвилі. Виникнення помпажу пояснюється відривом пристінного шару від центрального тіла та утворенням «вихрової запони» за лінією перетину головної хвилі з косим стрибком, яка поширюється у дозвуковій частині повітрязабірника. Нестійка робота вхідного пристрою не дозволяється.

Інша форма нестійкої роботи повітрязабірника – «зуд» – виникає, навпаки, на надкритичних режимах роботи ($q(\lambda_B) = q(\lambda_B)_{\max}$) і характеризується більшими високочастотними пульсаціями течії, ніж при помпажу, але з меншими амплітудами коливань тиску $\Delta p/p = 0,05 \dots 0,08$. Виникнення «зуду» відбувається через відрив пристінного шару на стінках повітрязабірника за додатковим прямим стрибком ущільнення S , що спричиняє його коливання. «Зуд» є менш небезпечним для силової установки і літака, оскільки коливання течії головним чином зосереджуються у вихідній частині повітрязабірника, хоч і відчуються на усьому літальному апараті.

Дросельні характеристики повітрязабірника для різних чисел M_{II} польоту показані на рис. 2.11. Для чисел M_{II} польоту, менших за розрахункові, система косих стрибків відходить від обичайки через збільшення кута їх нахилу. Це, у свою чергу, викликає зниження коефіцієнта витрати повітря φ_{BX} внаслідок звуження площі F_H вхідної трубки течії, а отже, зменшення витрати повітря крізь повітрязабірник. Максимальним витратам повітря крізь повітрязабірник для різних M_{II} і максимальним коефіцієнтам φ_{BX} у цьому випадку відповідає схема течії усередині повітрязабірника, яка показана на рис. 2.10, а праворуч. Відповідно до цієї схеми замикаючий прямий стрибок S не відділяється від обичайки, тобто немає «вибитої» головної хвилі.

Подальше зменшення швидкості польоту призводить до ще більшого зниження коефіцієнта φ_{BX} . У свою чергу, зі зменшенням коефіцієнта φ_{BX} збільшується коефіцієнт зовнішнього опору C_{XB} , головним

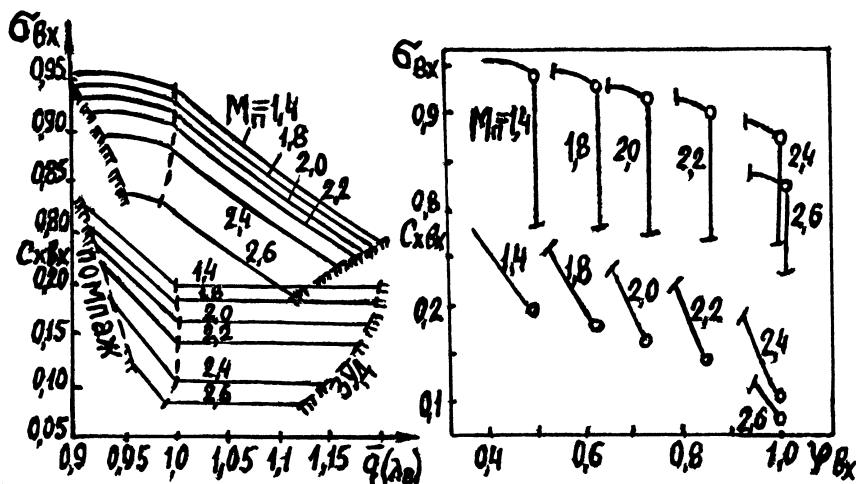


Рис. 2.11. Характеристика нерегульованого повітрязабірника

чином за рахунок додаткового опору, зумовленого викривленням вхідної трубки течії.

Зі зменшенням швидкості польоту знижується пропускна здатність не тільки системи ударних хвиль на вході, але і пропускна здатність «горла» повітрязбірника. Це пов'язано зі значним зменшенням густини повітря у «горлі» внаслідок зниження швидкісного напору набігаючого потоку повітря. Якщо пропускна здатність «горла» стає меншою за пропускну здатність системи ударних хвиль на вході повітрязбірника, то від обичайки відділяється «вибита» головна хвиля.

На швидкостях польоту, більших за розрахункові ($M_{\Pi} > M_{\Pi p}$), кути нахилу косих стрибків зменшуються. У цьому випадку стрибки фокусуються не на обичайці, а попадають у повітрязбірник. Коефіцієнт ϕ_{BX} при цьому максимальний, тобто $\phi_{BX} = 1,0$. У середині каналу повітрязбірника з'являються відбиті стрибки, які ускладнюють картину течії та призводять до зниження повного тиску. Втрати повного тиску на вхідній системі стрибків збільшуються також внаслідок зростання чисел M перед кожним стрибком. Залежності σ_{BX} , ϕ_{BX} і $C_{X BX}$ від числа M_{Π} , які називаються швидкісною характеристикою, рідко коли використовують для аналізу режимів роботи вхідного пристрою. Разом з тим для розробки математичної моделі двигуна з метою розрахунків його характеристик необхідна швидкісна характеристика вхідного пристрою. У цьому випадку зручно користуватися аналітичними залежностями. На основі статистичних даних запропоновано такі залежності $\sigma_{BX} = f(M_{\Pi})$:

— для зовнішнього стиснення

$$\sigma_{BX} = 0,97 - 0,11(M_{\Pi} - 1)^{1,5}, \quad (2.8)$$

— для змішаного стиснення

$$\sigma_{BX} = 0,97 - 0,05(M_{\Pi} - 1)^2. \quad (2.9)$$

Ці формули аналогічні залежності Феррі

$$\sigma_{BX} = \sigma_{M_{\Pi} = 1} [1 - 0,1(M_{\Pi} - 1)^{1,5}], \quad (2.10)$$

де $\sigma_{M_{\Pi} = 1} = 0,97$ – коефіцієнт відновлення повного тиску для вхідного пристрою без стрибків ущільнення.

В умовах польоту літака на характеристики вхідних пристроїв значно впливають кути атаки та ковзання. Цей вплив, у свою чергу, залежить від схеми повітрязбірника і його компонування на літаку. Найчутливіші до кутів атаки та ковзання круглі (осесиметричні) повітрязбірники внутрішнього стиснення з лобовим компонуванням на літаку. Так, уже з кутами атаки $\pm(4^\circ \dots 5^\circ)$ утворюється «вибита» ударна хвиля зі стрибкоподібним падінням σ_{BX} і зростанням $C_{X BX}$. З поверненням до нульових кутів атаки у такому нерегульованому повітрязбірнику течія

не відновлюється («запуск» неможливий).

Меншою мірою кути атаки та ковзання впливають на роботу повітрязабірника зовнішнього стиснення з центральним тілом (він має пологішу характеристику). Але косий обдув призводить до суттєвого порушення симетрії потоку та симетрії косих ударних хвиль. У такому випадку виникає значна колова нерівномірність течії, зменшуються коефіцієнти $\sigma_{ВХ}$ і $\varphi_{ВХ}$ та скорочується діапазон стійкої роботи повітрязабірника. Усе це погіршує умови роботи двигуна та знижує його тягу. З поверненням літака до нульового кута атаки та ковзання у такому входному пристрої автоматично відновлюється вихідна картина течії.

Найменш чутливим до кутів атаки та ковзання є прямокутний (плоский) повітрязабірник зовнішнього стиснення з підкриловим розміщенням вхідного пристрою на літаку. При такому компонуванні вхідного пристрою зміна кутів атаки на крилі викликає незначну зміну кута натікання на повітрязабірник, тому що потік спрямовується крилом. Зміна кута атаки сприймається як зміна місцевого числа M набігаючого потоку. Число M набігаючого потоку на повітрязабірник менше числа M_{II} польоту літака, тому що повітрязабірник розміщується за косим стрибком ущільнення, який відходить від вхідної кромки крила. Підвищення тиску у цій косій ударній хвилі дозволяє зменшити площу входу у повітрязабірник із заданою витратою повітря. Збільшення кута атаки призводить до підвищення інтенсивності косоного стрибка на крилі, а отже, до зниження швидкості перед вхідним пристроєм, що може навіть поліпшити характеристику повітрязабірника (підвищити $\sigma_{ВХ}$ і $\varphi_{ВХ}$).

Характеристики поліпшуються також внаслідок того, що навіть з незначним зростанням кута атаки безпосередньо на повітрязабірнику з горизонтальним розміщенням клина на ньому збільшуються нахил косих стрибків, а також висота струминки течії перед першим косим стрибком, яка заходить у повітрязабірник. Це може привести до збільшення $\varphi_{ВХ}$.

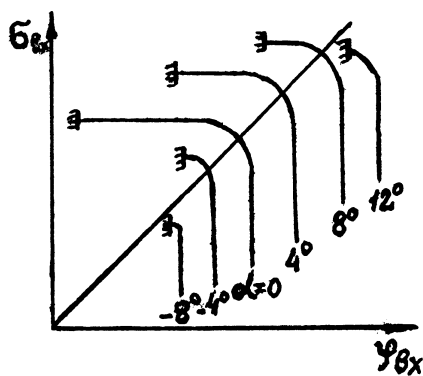


Рис. 2.12. Вплив кута атаки на дросельну характеристику прямокутного повітрязабірника

Обтікання прямокутного повітрязабірника зовнішнього стиснення з горизонтальним розміщенням клина з від'ємними кутами атаки спричиняє зворотний вплив на характеристики повітрязабірника (рис. 2.12).

Необхідно мати на увазі, що для різних компонувань повітрязабірника (рис. 2.8, б-д), які відрізняються від лобового, у випадку польоту літака з кутами атаки або ковзання можливе попадання у повітрязабірник пристінного шару, який відривається від фюзеляжу літака, коли на цей шар діє «вибита» ударна хвиля повітрязабірника. Це спричиняє появу пульсацій та нерівномірності

течії у вхідному пристрої, які викликають вібрацію, що передається на елементи літака. Така нестаціонарна робота повітрязабірника інколи спостерігається з косим обтіканням внаслідок відриву потоку від будь-яких його вхідних елементів. Це призводить до зменшення запасу стійкості повітрязабірника та до зниження коефіцієнтів $\sigma_{ВХ}$ і $\varphi_{ВХ}$, а також до погіршення умов роботи двигуна.

2.1.5. Регулювання надзвукових повітрязабірників

Зі зміною швидкості польоту літака або режиму роботи двигуна пропускна здатність надзвукового нерегульованого повітрязабірника та двигуна змінюється порізно (рис. 2.13). Тому для узгодження режимів роботи вхідного пристрою та двигуна з метою забезпечення однакових витрат повітря використовують різні способи регулювання вхідних пристроїв, основними з яких є: зміна площі «горла», осьове переміщення центрального тіла (конуса або клина) або зміна кутів нахилу його твірної, зміна площі входу шляхом повороту передніх крапок обичайки, перепуск повітря крізь стулки, щілини та вікна.

Приклад дросельної характеристики регульованого плоского повітрязабірника зі зміною кутів нахилу панелей клина та «горла» показано на рис. 2.14. Зміна сумарного кута панелей в ту чи іншу сторону від розрахункового значення змінює цю характеристику.

Повітря, що перепускається із повітрязабірника для регулювання, часто використовують як вторинне в ежекторному реактивному соплі. Регулювання повітрязабірника (рис. 2.15) запобігає появі «вибитої» ударної хвилі, дозволяє отримати вищі значення коефіцієнта $\sigma_{ВХ}$ та менші $C_{Х ВХ}$, а також забезпечує стійку роботу вхідного пристрою та двигуна. Для поліпшення характеристик повітрязабірника застосовують також керування пристінним шаром на стінках каналу.

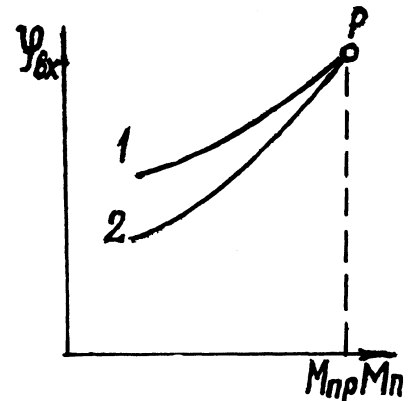


Рис. 2.13. Залежність пропускної здатності двигуна (1) і повітрязабірника (2) від швидкості польоту

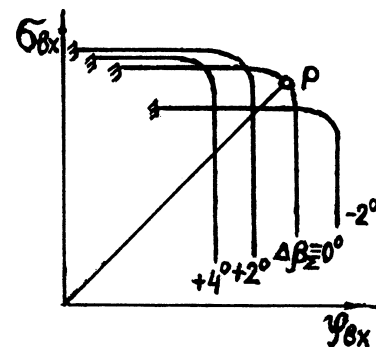


Рис. 2.14. Характеристики регульованого повітрязабірника

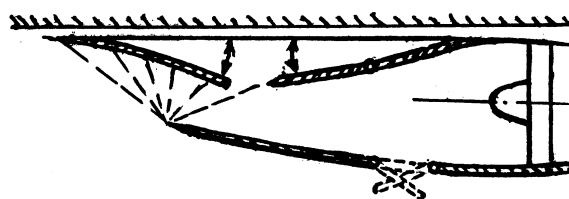


Рис. 2.15. Схема регульованого плоского повітрязабірника

2.2. Компресори та їх характеристики

Компресор є одним з головних вузлів ГТД і призначається для підвищення тиску (стиснення) повітря та підведення його у камеру згорання. В сучасних авіаційних двигунах використовують осьові та осевідцентрові компресори, а у допоміжних установках – відцентрові. У даному підрозділі наведено короткі відомості про роботу компресора в системі ГТД.

Як відомо, для забезпечення циклу двигуна перед підведенням теплоти до робочого тіла за рахунок згорання палива необхідно підвищити його тиск. Підвищення тиску повітря у компресорі характеризується ступенем підвищення тиску $\pi_K^* = p_K^*/p_B^*$ і відбувається за рахунок підведення роботи до повітря через енергообмін між лопатками ротора і потоком повітря, тобто їх аеродинамічною взаємодією:

$$L_K^* = i_K^* - i_B^* = C_p(T_K^* - T_B^*) = \frac{K}{K-1} R(T_K^* - T_B^*). \quad (2.11)$$

Ротор складається з рядів робочих лопаток. Один ряд лопаток ротора називається робочим колесом (РК). У робочому колесі підвищуються тиск і кінетична енергія повітря. Між робочими колесами розташовані лопаткові вінці, які називаються напрямними апаратами (НА). Напрямні апарати спрямовують потік повітря на робочі лопатки з заданими кутами, а також частково перетворюють кінетичну енергію на потенціальну енергію тиску. Одне робоче колесо та напрямний апарат, який за ним розташований, являють собою ступінь осьового компресора. Перший ступінь осьового компресора може мати перед робочим колесом вхідний напрямний апарат. В одному ступені в цілому підвищується тільки тиск, а кінетична енергія майже не змінюється.

Переконаємося, що робота у компресорі здійснюється тільки робочими колесами, а у напрямних апаратах кінетична енергія повітря перетворюється на енергію тиску (повна енергія залишається незмінною). Обтікання лопаток РК і НА повітрям спричиняє виникнення на них піднімальної сили \bar{P} . Потужність, що витрачається на обертання робочого колеса, можна подати у вигляді скалярного добутку $N_u = \bar{P} \cdot \bar{U}$, де \bar{U} – колова швидкість лопаток. Відповідно для підвищення енергії одиниці маси повітря в РК витрачається питома робота, яку також можна визначити за допомогою рівняння Ейлера:

для турбомашин

$$L_u = C_{2u} u_2^2 - C_{1u} u_1^2, \quad (2.12)$$

для осьових турбомашин

$$L_u = (C_{2u} - C_{1u}) u^2 = \Delta C_u u^2. \quad (2.12')$$

Лопатки напрямних апаратів – нерухомі, а тому робота ними не виконується.

Робота компресора складається з робіт його ступенів:

$L_K^* = \sum_{i=1}^Z L_{CTi}^*$, а ступінь підвищення тиску в компресорі відповідно дорівнює добутку їх ступенів підвищення тиску:

$$\pi_K^* = \pi_{CT1}^* \pi_{CT2}^* \dots \pi_{CTZ}^*$$

Робота компресора L_K^* витрачається на підвищення тиску та на аеродинамічні втрати у проточній частині. Робота ідеального компресора, тобто без втрат, називається ізоентропійною роботою:

$$L_{KS}^* = i_{KS}^* - i_B^* = C_p(T_{KS}^* - T_B^*) = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_B^* (\pi_K^{*\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1). \quad (2.13)$$

Схему процесу підвищення тиску у компресорі в i - S -координатах для повних (загальмованих) параметрів повітря зображено на рис. 2.16. Відношення ідеальної роботи компресора до реальної є його ККД:

$$\eta_K^* = L_{KS}^* / L_K^*. \quad (2.14)$$

Слід зазначити, що в практичних розрахунках компресорів використовують також ККД компресора $\eta_K = L_{KS}^* / L_K$, який порівняно

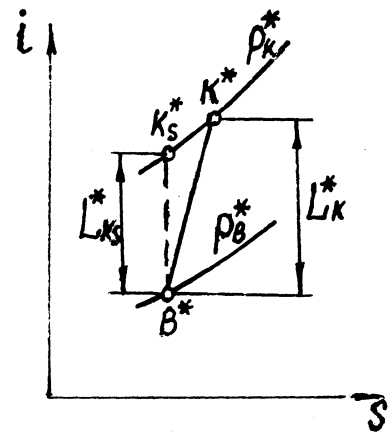


Рис. 2.16. Процес стиснення у компресорі

з η_K^* (як і L_K порівняно з L_K^*) крім аеродинамічних втрат енергії у проточній частині враховує ще й втрати на тертя повітря на дисках і барабані ротора, а також у підшипникових опорах, тобто робота L_K зведена до валу і її використовують для розрахунків потужності приводу. Якщо крім втрат на валу між турбіною та компресором враховувати і дискове тертя та втрати в опорах ротора компресора у системі ГТД за допомогою загального механічного ККД η_m , то можна користуватися величинами η_K^* і L_K^* .

Режими роботи компресора в системі двигуна зі зміною частоти обертання ротора за умови зберігання подібності при обтіканні лопаткових вінців дозволяють визначити згідно з формулою Ейлера (2.12') роботу кожного ступеня у вигляді пропорції: $L_u \sim u^2 \sim n^2$, а тоді робота стиснення повітря у компресорі виражається залежністю

$$L_K^* = \text{const} \cdot n^2. \quad (2.15)$$

Слід зазначити, що цю залежність можна використовувати тільки для якісного аналізу, тому що повна подібність зі зміною частоти обертання у компресорі не зберігається.

Для визначення параметрів компресора з урахуванням зміни режимів його роботи і умов експлуатації користуються характеристиками компресора. Характеристикою компресора називають залежність ступеня підвищення тиску π_K^* і ККД η_K^* від витрати повітря G та частоти обертання ротора n за заданих умов повітря на вході. Для виключення впливу умов експлуатації на характеристики компресора їх зображують у зведених координатах:

$$\pi_K^* = f(G_{3B}, n_{3B}); \quad \eta_K^* = f(G_{3B}, n_{3B}), \quad (2.16)$$

де $G_{3B} = G \frac{101325}{p_B^*} \cdot \sqrt{\frac{T_B^*}{288,15}}$; $n_{3B} = n \sqrt{\frac{288,15}{T_B^*}}$, або у вигляді

$$\pi_K^* = f[q(\lambda_B), \bar{n}_{3B}]; \quad \eta_K^* = f[q(\lambda_B), \bar{n}_{3B}], \quad (2.17)$$

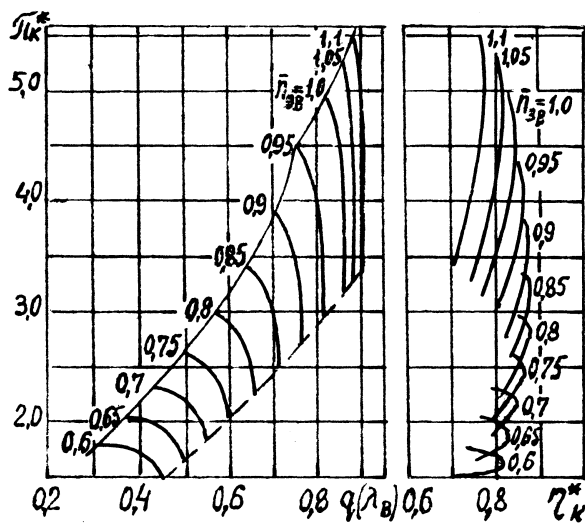


Рис. 2.17. Загальний вигляд характеристики компресора

де $q(\lambda_B)$ – безрозмірна густина течії; $\bar{n}_{3B} = n_{3B} / n_{3Bp}$ – відносна зведена частота обертання ротора.

Іноколи ККД компресора зображують у вигляді ізоліній на характеристиці $\pi_K^* = f[q(\lambda_B), \bar{n}_{3B}]$. З лівого боку характеристика обмежена тонкою лінією – межею газодинамічної стійкості компресора (помпажу).

Погіршення ККД компресора як зі зміною його частоти обертання, так і витрати повітря порівняно з розрахунковим значенням пояснюється розузгодженням у роботі його ступенів. Умовою спільної роботи ступенів у багатоступінчастому нерегульованому компресорі є рівність витрат повітря крізь них з однаковими частотами обертання. Із рівності витрат повітря крізь перерізи входу в-в у компресор та виходу к-к з нього, тобто крізь перший та останній ступені, легко отримати співвідношення

$$\frac{Ca_B}{Ca_K} = \text{const} \cdot \pi_K^* n', \quad (2.18)$$

де n' – показник політропи стиснення; Ca – осьові швидкості на вході в компресор та виході з нього. Тоді зі зниженням, наприклад, частоти обертання компресора у незмінній гідравлічній мережі відбувається зменшення відношення осьових швидкостей через зниження π_K^* . Це приводить до збільшення кутів атаки на лопатках перших ступенів та

до появи від'ємних кутів атаки на лопатках останніх ступенів. При цьому кути атаки на лопатках середніх ступенів майже не змінюються. Коли кути атаки на робочих лопатках перших ступенів перевищують деякі критичні значення, то відбувається відрив потоку від цих лопаток з подальшим виникненням обертового зриву, який охоплює декілька лопаток і обертається у коловому напрямку з частотою, меншою від частоти обертання ротора. Подальший розвиток зривного процесу призводить до виникнення помпажу – сильних низькочастотних коливань середовища уздовж проточної частини компресора. Ці коливання викликають перенавантаження деталей компресора. У системі двигуна помпаж призводить до зростання температури газу у камері згоряння внаслідок перезбагачення суміші та до викиду полум'я крізь компресор зворотною хвилею. Тому нестійка робота компресора забороняється. З підвищенням частоти обертання вище розрахункової виникає також нестійка робота компресора, але уже за рахунок зривних явищ у групі останніх ступенів.

Із формули (2.18) випливає, що чим більший розрахунковий ступінь підвищення тиску у компресорі, тим швидше відбувається розузгодження у роботі його ступенів зі зміною частоти обертання ротора, тобто такий компресор є чутливішим до відхилень від розрахункового режиму роботи. Розузгодження у роботі ступенів і виникнення помпажу можливі також за рахунок дроселювання компресора на розрахунковій частоті обертання ротора у системі двигуна прикриванням ступок реактивного сопла або прохідних перерізів вхідного пристрою або короткочасним збільшенням палива у камері згоряння тощо. Виникнення нестійких режимів роботи посилюється нерівномірністю течії на вході у компресор через спрацювання лопаток та інших деталей проточної частини, зміну вологості повітря, чисел Рейнольдса зі збільшенням висоти польоту та ін.

Для покращення умов роботи компресора (збільшення ККД, розширення діапазону стійкої роботи, зниження вібраційних навантажень на деталі) на нерозрахункових режимах за різних умов експлуатації широко використовують такі способи регулювання:

- застосування дво- та багатокаскадних компресорів, що, з одного боку, знижує ступінь підвищення тиску кожного каскаду і відповідно до формули (2.18) зменшує його чутливість до відхилень від розрахункового режиму, а з іншого – послабляє розузгодження у роботі ступенів завдяки зміні ковзання роторів;

- використання повороту лопаток напрямних апаратів, що дозволяє змінювати кути натікання на лопатках робочих коліс і самих напрямних апаратів, а отже, характеристики компресора (рис. 2.18);

- застосування перепускання повітря із проточної частини компресора згідно з формулою (2.18) дозволяє змінювати відношення осьових швидкостей у перших і останніх ступенях (рис. 2.19).

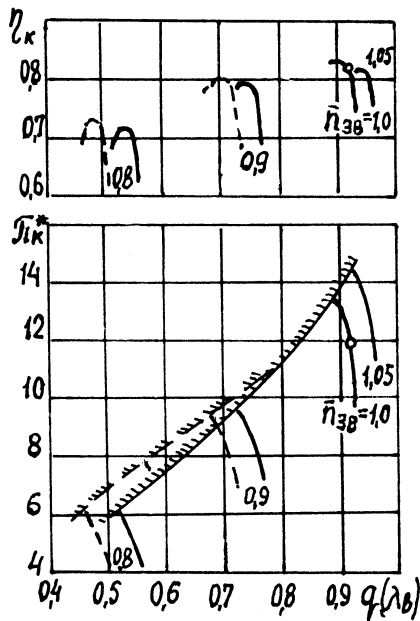


Рис. 2.18. Характеристики компресора з регульованими (- - -) та нерегульованими (—) НА

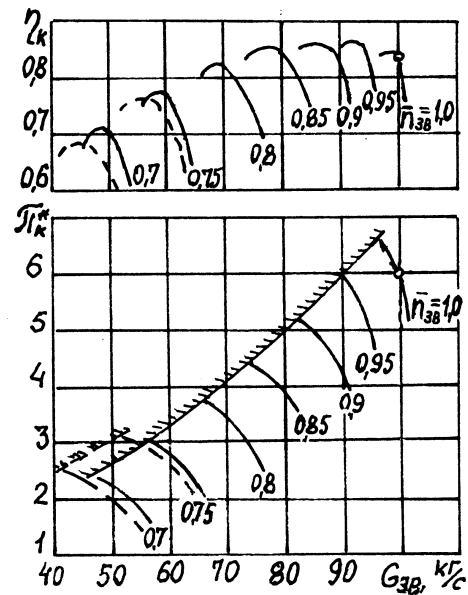


Рис. 2.19. Характеристики компресора з перепусканням (- - -) та без перепускання (—) повітря

У системі двигуна можна також використовувати регулювання ступками реактивного сопла і поворотом соплових лопаток турбіни.

2.3. Процес підведення теплоти у камері згоряння

Камера згоряння призначена для підведення теплоти до робочого тіла (повітря), утвореної внаслідок згоряння палива у кисні повітря і перетворення хімічної енергії цього палива на теплову. Цей процес відбувається практично при сталому тиску ($p \approx \text{const}$). Камери згоряння ГТД, незважаючи на їх зовнішню простоту, являють собою найскладніший вузол, в якому одночасно відбуваються різні за природою процеси: аерогідродинамічні процеси течії, фізико-хімічні процеси горіння, теплові процеси, пов'язані з тепловими потоками та термічними навантаженнями деталей.

Економічність та надійність двигуна залежать від роботи камери згоряння. А тому до неї ставиться ряд вимог, що впливають з умов експлуатації:

- висока повнота згоряння палива ($\eta_{\Gamma} \geq 0,99$);
- надійний запуск на землі та у заданих умовах польоту на висоті;
- стійке горіння у широкому діапазоні коефіцієнтів надлишку повітря (від $\alpha_{\min} = 1,0 \dots 1,5$ до $\alpha_{\max} = 20 \dots 40$), тиску і швидкості;
- малі втрати повного тиску ($\sigma_{\text{кз}} = 0,94 \dots 0,97$);
- низький рівень шкідливих викидів;
- забезпечення заданої радіальної епюри температури газу на виході;
- великі надійність та ресурс;

– мінімальні габарити і маса.

Для задоволення цих вимог необхідна правильна організація процесів у камері згоряння та відповідне її обладнання.

Камера згоряння (рис. 2.20) складається з корпусу 1, усередині якого розташована жарова труба 2.

Вхід у камеру згоряння виконано у вигляді дифузора для зниження швидкості повітря, яке надходить із компресора крізь переріз к–к. Повітря у камері згоряння розподіляється на первинне, вторинне та змішувальне. Первинне повітря крізь завихрювач 3 надходить у початкову частину зони горіння безпосередньо до паливної форсунки 4.

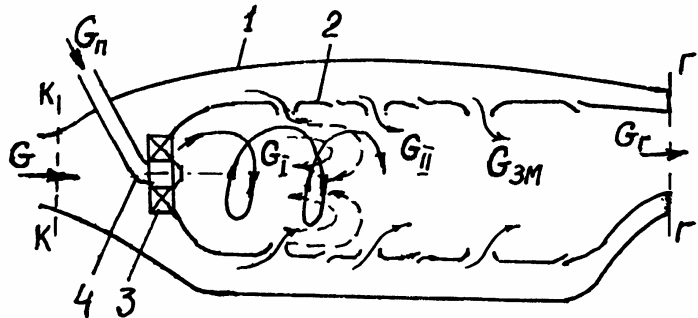


Рис. 2.20. Камера згоряння ГТД

Закручення цього повітря завихрювачем забезпечує виникнення зони зворотної течії у вигляді тороїдальної форми, а також сприяє турбулізації та змішуванню палива з повітрям. Виникнення зворотної вихорної течії гарячих газів прискорює випаровування та запалення паливно-повітряної суміші на порівняно короткій ділянці камери згоряння, що загалом запобігає зриванню полум'я та стабілізує процес горіння. Для утворення зони зворотної течії крім завихрювача використовують й інші пристрої та способи (безлопаткові струминні завихрювачі, стабілізатори полум'я у вигляді поганообтікаючих тіл та ін., а також спосіб зіткнення зустрічних струменів).

Первинне повітря забезпечує отримання суміші з коефіцієнтом надлишку повітря $\alpha = 0,4 \dots 0,7$ на початку первинної зони. Вторинне повітря подається у жарову трубу крізь середні ряди отворів у її бокових стінках. Зіткнення зустрічних струменів повітря із першого ряду навпроти розміщених отворів сприяє інтенсифікації зворотної течії, і, таким чином, частина вторинного повітря тече у зворотному напрямку до первинної зони, збільшуючи тим самим коефіцієнт надлишку повітря до $\alpha = 0,8 \dots 0,9$, а температура полум'я досягає $2200 \dots 2400$ К.

За первинною зоною знаходиться проміжна зона, куди надходить основна частина вторинного повітря. Тут за рахунок надходження свіжих порцій повітря відбувається догорання палива з подальшим повільним зниженням температури. Вважається, що у зоні горіння оптимальна з точки зору організації самого процесу горіння величина коефіцієнта надлишку повітря має бути $\alpha \approx 1,1 \dots 1,2$, але для зниження рівня утворення окисів азоту її доцільно збільшувати до $\alpha \approx 1,4 \dots 1,7$.

На великих висотах польоту через уповільнення горіння в умовах зниженого тиску первинна зона начебто розширюється за рахунок проміжної, тобто процес горіння частково переноситься із первинної

зони у проміжну і, таким чином, збільшується час перебування газів з високою температурою, що сприяє завершенню горіння. Ділянку жарової труби від форсунок до умовного перерізу завершення горіння часто називають зоною горіння.

Зона розбавлення починається отворами у жаровій трубі, куди надходить змішувальне повітря порівняно великими струменями у кількості 20...40% від сумарної витрати повітря крізь камеру згорання. Діаметр струменя вибирають з метою забезпечення потрібної радіальної епюри температури газу на виході з камери згорання (на вході у турбіну). На цю епюру крім змішувального повітря впливає також охолоджуюче повітря стінок жарової труби, особливо перед газозбірником, яким закінчується жарова труба. Кількість охолоджуючого повітря може складати 20...30% від загальної кількості повітря. Таким чином, у зоні розбавлення температура газу знижується до 1200...1800 К, з якою газ надходить у турбіну. Коефіцієнт надлишку повітря при цьому збільшується до $\alpha = 2,0...4,0$.

Для запуску двигуна паливно-повітряна суміш запалюється пусковим запалювачем 5.

Розглянутий принцип дії є характерним для більшості основних камер згорання ГТД, незважаючи на різноманіття існуючих схем, хоча деякі типи камер згорання мають особливості організації процесів. На початковій стадії розвитку ГТД виділяли три типи камер (рис. 2.21): трубчасті (а), трубчасто-кільцеві (б) та кільцеві (в). Нині в авіаційних ГТД найчастіше використовують кільцеві камери згорання завдяки їх перевагам. Їх відрізняють компактність, мала маса, мала поверхня жарової труби, яку можна охолоджувати з меншими втратами повного тиску. Менша довжина камери згорання дозволяє скоротити довжину валів турбокомпресора та зменшити питому масу двигуна.

На основі кільцевих камер згорання створені більш досконалі схеми та конструкції камер (рис. 2.22): двоярусні (а), двоступінчасті (б), з системою вихорних горілок-модулів (в), протиструминні (г), радіально-

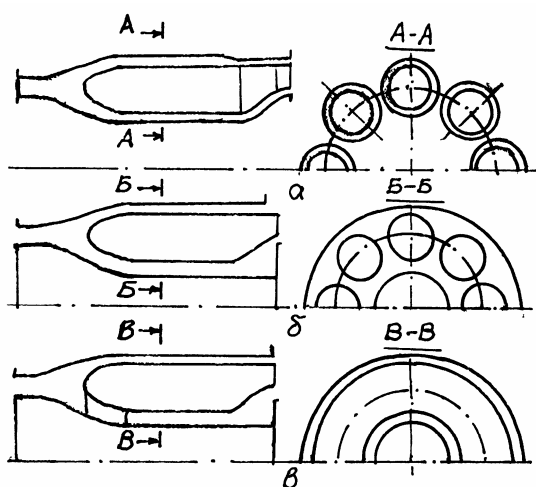


Рис. 2.21. Типи камер згорання

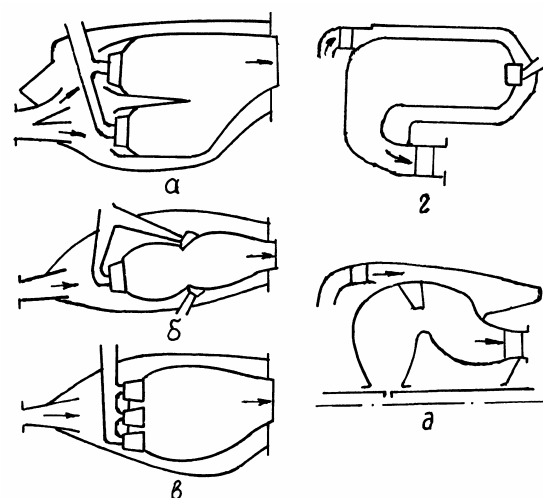


Рис. 2.22. Деякі сучасні камери згорання

кільцеві (д). Двоярусні та двоступінчасті камери згоряння запропоновано з метою зниження утворення шкідливих викидів завдяки двозонному процесу горіння з паралельним та послідовним розташуванням зон, одна з яких є основною, а інша – черговою. Якщо чергова зона горіння працює постійно на усіх режимах роботи ГТД, то основна відключається на режимах малого газу.

З метою зниження шкідливих викидів розробляються також й інші типи камер згоряння, наприклад каталітичні.

Крім основних камер згоряння використовують також форсажні, (рис. 2.23), які мають такі особливості:

- відсутність жарової труби, а тому вони не розділяються на зони горіння та змішування;

- на вхід у камеру газ надходить з високою температурою, що прискорює випарювання та запалення палива;

- швидкість потоку у форсажній камері досягає 150...200 м/с, що призводить до її великої довжини та потребує застосування спеціальних стабілізаторів вогню 3. Крім того, велика швидкість потоку газу у форсажній камері утруднює запалення горючої суміші при запуску, а тому використовують потужні запалювачі у вигляді форсажної камери 4;

- враховуючи малу кількість надлишку повітря ($\alpha_{\Sigma} = 1,1...1,8$), для поліпшення утворення суміші встановлюють велику кількість паливних форсунок 2, які вприскують паливо назустріч потоку;

- малий тиск у форсажній камері, особливо в умовах польоту на великій висоті, призводить до значного погіршення стабілізації процесу горіння (розпилювання та випаровування палива, а також зменшення кількості кисню), що може викликати самовиключення форсажної камери;

- висока температура газу у форсажній камері (1900...2200 К) потребує захисту її корпусу 1 із середини теплозахисним екраном 5 та обдування повітрям зовні 6. Екран 5 використовують також як антивібраційний для запобігання вібраційному горінню.

Розглянемо основні параметри камер згоряння.

Температура газу на виході з камери згоряння T_{Γ}^* (перед турбіною) є одним з основних параметрів циклу двигуна, що характеризує його термодинамічну досконалість. Вона постійно зростає і для деяких двигунів досягає значень $T_{\Gamma}^* = 1700...1800$ К. Як граничну величину T_{Γ}^*

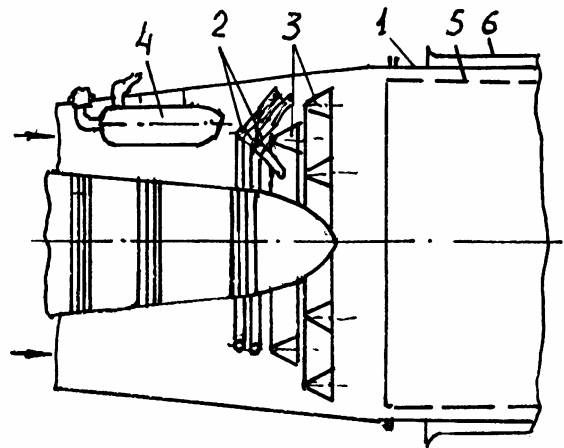


Рис. 2.23. Форсажна камера

приймають температуру стехіометричного згоряння палива.

Рівень температури газу залежить від коефіцієнта надлишку повітря α , який є відношенням дійсної кількості підведеного у камеру згоряння повітря до теоретично необхідної кількості повітря для повного згоряння палива:

$$\alpha = G/G_{\Pi} L_0. \quad (2.19)$$

Тут G – витрата повітря, кг/с; G_{Π} – витрата палива, кг/с; L_0 – стехіометрична кількість повітря – маса повітря, необхідна для окислення 1 кг палива. Для гасу $L_0 = 14,8$ кг повітря /кг палива. Коли у зоні горіння $\alpha = 0,9 \dots 0,95$, то досягається максимальна температура згоряння.



Рис. 2.24. Вплив висоти польоту на межі стійкого горіння



Рис. 2.25. Зривна характеристика форсажної камери

при $p_T^* < p_{T \min}^*$ стійка робота форсажної камери неможлива з будь-якими α_{Σ} . Ось чому на великих висотах польоту ускладнюється запуск основної та форсажної камер згоряння.

Рух газів уздовж камери згоряння супроводжується зниженням повного тиску через гідравлічний та тепловий опори, що негативно позначається на тязі та економічності двигуна. Опір оцінюється коефіцієнтом відновлення повного тиску

$$\sigma_{кз} = \sigma_{гидр} \sigma_{тепл} = p_{г}^* / p_{к}^*. \quad (2.20)$$

Звичайно $\sigma_{кз} = 0,92 \dots 0,96$.

Якщо у зоні горіння $\alpha_{\min} < 0,5$ або $\alpha_{\max} > 1,7$, то відбувається зрив полум'я. Ці межі стійкого горіння відповідають більш високим сумарним коефіцієнтам надлишку повітря на виході з камери згоряння $\alpha_{кз \min}$ та $\alpha_{кз \max}$. Із збільшенням висоти польоту область стійкого горіння помітно звужується (рис. 2.24) через значне зниження температури і тиску повітря на вході у камеру згоряння. Погіршення горіння зі зниженням тиску пояснюється зниженням турбулентності через зменшення числа Рейнольдса (Re) та погіршення якості розпилювання палива.

Ще значніше впливає висота польоту на стійкість горіння палива у форсажній камері, де тиск менший, ніж у основній камері згоряння (рис. 2.25). Тут область стійкого горіння звужується, як правило, через наближення межі зриву полум'я до бідної суміші (тобто великі α_{Σ}). Із рис. 2.25 видно, що при тиску

Економічність двигуна залежить також від коефіцієнта повноти згоряння палива, який дорівнює відношенню дійсно одержаної кількості теплоти при згорянні 1 кг палива до його теплотворної здатності:

$$\eta_{\Gamma} = H_{\text{дійс}} / H_u = GQ_{\Gamma} / G_{\Pi} H_u. \quad (2.21)$$

Крім економічності неповнота згоряння палива визначає також шкідливі викиди CO та C_nH_m , а тому для задоволення екологічних вимог необхідно забезпечувати $\eta_{\Gamma} \geq 0,99$. Теплота, що виділяється при згорянні палива у камері, витрачається на підвищення температури робочого тіла відповідно до рівняння балансу теплоти

$$C_p T_K^* G + H_u \eta_{\Gamma} G_{\Pi} = C_p T_{\Gamma}^* G_{\Gamma}, \quad (2.22)$$

де $C_p T_K^* G$ – теплота, що надходить у камеру з повітрям;

$H_u \eta_{\Gamma} G_{\Pi}$ – теплота, що виділяється від згоряння палива;

$C_p T_{\Gamma}^* G_{\Gamma}$ – теплота, що виноситься газом із камери.

При цьому $G_{\Gamma} = G + G_{\Pi} = G(1 + q_{\Pi})$, де $q_{\Pi} = G_{\Pi} / G = 1 / \alpha L_0$ – відносна витрата палива. Слід зазначити, що записане рівняння балансу теплоти для використання у розрахунках потребує уточнення. Так, якщо урахувати додаткову теплоту, що надходить у камеру при згорянні палива $C_p T_K^* G_{\Pi}$, а також розділити теплоту, що виноситься газом із камери, на частини $C_p T_{\Gamma}^* G + i T_{\Gamma}^* G_{\Pi}$, то можна записати формулу

$$q_{\Pi} = \frac{C_p T_{\Gamma}^* - C_p T_K^*}{H_u \eta_{\Gamma} - i T_{\Gamma}^* + C_p T_K^*}, \quad (2.23)$$

яку запропонував Я.Т. Іллічов з відповідними таблицями для визначення комплексів $C_p T_{\Gamma}^*$, $C_p T_K^*$ та $i T_{\Gamma}^*$ залежно від температури на вході в камеру згоряння та при виході з неї. Для форсажної камери згоряння

$$q_{\Phi} = \frac{q_{\Pi} (i T_{\Phi}^* - i T_{\Gamma}^*) + C_p T_{\Phi}^* - C_p T_{\Gamma}^*}{H_u \eta_{\Phi} - i T_{\Phi}^* + C_p T_{\Gamma}^*}. \quad (2.24)$$

Характерним параметром для порівняння камер згоряння з точки зору забезпечення мінімального об'єму та габаритів є теплонапруженість Q_v , яка показує, скільки теплоти виділяється за одну годину в 1 м^3 камери, якщо цю величину розділити на тиск повітря на вході в камеру:

$$Q_v = \frac{3600 G_{\Pi} H_u \eta_{\Gamma}}{V_{\text{кз}} P_{\text{к}}}. \quad (2.25)$$

Для основних камер згоряння ГТД $Q_v = (2...6) \cdot 10^6 \text{ Дж/год} \cdot \text{м}^3 \cdot \text{Па}$, а для

форсажних – $Q_V = (6...11) \cdot 10^6$ Дж/год·м³·Па.

Існують й інші параметри камер згоряння (параметр навантаження або форсування: K_V , Ω , Θ').

Для більш детального вивчення процесів у камері згоряння можна порекомендувати роботи [13, 30].

2.4. Турбіни та їх характеристики

Турбіна ГТД призначена для приводу компресора, вентилятора або гвинта, а також агрегатів двигуна. В авіаційних ГТД використовують головним чином осьові турбіни. Детальне висвітлення процесів, які відбуваються у турбінах, подано у спеціальній літературі з турбомашин [22, 57]. У цьому підрозділі наведено лише короткі відомості про роботу турбіни у системі ГТД.

Механічна робота на валу ротора турбіни отримується шляхом відбирання енергії лопатками робочих коліс (РК) від газового потоку, який надходить з камери згоряння. РК розміщуються на дисках, які обертаються разом з валом. Енергія, що відбирається робочими колесами турбіни ГТД, складається на 60...80% із кінетичної енергії та на 20...40% – із потенціальної енергії тиску. Велика частка кінетичної енергії у загальній кількості енергії, що відбирається робочими колесами, потребує значного прискорення потоку газу перед ними. Ці функції виконують соплові апарати (СА). СА служать для перетворення потенціальної енергії тиску на кінетичну енергію та для спрямування потоку з потрібними кутами на лопатки РК. Прискорення течії супроводжується зниженням тиску та температури газу. Сопловий апарат та розташоване за ним робоче колесо складають ступінь турбіни. Кількість ступенів турбіни може бути від одного-трьох у ТРД до трьох-семи у ТГД або ТРДД.

Газ, який рухається між лопатками РК, створює піднімальну аеродинамічну силу P завдяки різниці тисків на вгнутій та випуклій поверхнях лопатки. Колова складова піднімальної сили P_u збігається з напрямком переміщення лопаток РК, що свідчить про підведення роботи до лопаток (на відміну від компресора). Роботу, яку виконує 1 кг газу у робочому колесі, можна визначити за допомогою рівняння Ейлера для турбомашини:

$$L_u = C_{2u} u - C_{1u} u = \Delta C_u u. \quad (2.26)$$

Ця робота (на колі колеса) пов'язана з потужністю N_u виразом

$$N_u = L_u G_\Gamma, \quad (2.27)$$

де G_Γ – витрата газу.

Для визначення роботи ступеня L_{CT} на валу турбіни необхідно проінтегрувати L_u по висоті лопатки РК з урахуванням зміни витрати

газу та відняти втрати на протікання у радіальному проміжку і на тертя газу на бокових поверхнях диска РК. Слід зазначити, що енергообмін в одному ступені осьової турбіни у 5-6 разів перевищує енергообмін у одному ступені осьового компресора, що пояснюється більш сприятливим протіканням процесів у конфузорних решітках турбіни, ніж у дифузорних решітках компресора.

Робота на валу багатоступінчастої турбіни дорівнює сумі робіт її ступенів:

$$L_T = \sum_{i=1}^Z L_{cti}.$$

Робота турбіни за повними параметрами газу у її проточній частині відповідно до закону зберігання енергії для турбіни без охолодження визначається формулою

$$L_T = i_{\Gamma}^* - i_T^* = C_p(T_{\Gamma}^* - T_T^*) = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} (T_{\Gamma}^* - T_T^*). \quad (2.28)$$

Процес розширення газу у турбіні характеризується ступенем зниження повного тиску $\pi_T^* = p_{\Gamma}^*/p_T^*$, який дорівнює добутку ступенів зниження повного тиску у її ступенях: $\pi_T^* = \pi_{ct1}^* \pi_{ct2}^* \dots \pi_{ctZ}^*$.

Схему розширення газу у турбіні в i - S -координатах для повних параметрів показано на рис. 2.26.

Точки Γ^* та T^* характеризують стан газу відповідно на вході у турбіну та виході з неї. Лінія $\Gamma^* - T_S^*$ відповідає ідеальному (ізоентропійному) процесу розширення газу. В ідеальній турбіні (без гідравлічних утрат і теплообміну) кожний кілограм газу виконує ізоентропійну роботу, яку за параметрами загальмованого стану можна записати у вигляді

$$L_{TS}^* = C_{p_{\Gamma}} (T_{\Gamma}^* - T_{TS}^*) = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^* \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}} \right). \quad (2.29)$$

Дійсний процес розширення газу у турбіні супроводжується зростанням ентропії через гідравлічні втрати, що приводять до виділення теплоти тертя. Тому дійсна робота турбіни L_T^* менша за ізоентропійну L_{TS}^* , а їх відношення дорівнює ККД турбіни:

$$\eta_T^* = L_T^* / L_{TS}^*. \quad (2.30)$$

Якщо ж ізоентропійну роботу записати у вигляді

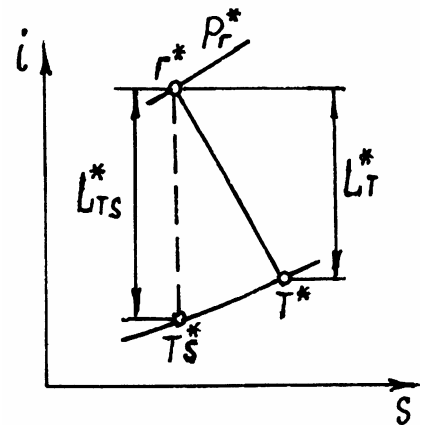


Рис. 2.26. Діаграма процесу розширення газу у турбіні

$$L_{TS} = \frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Gamma}^{\kappa_{\Gamma}}} \right), \quad (2.31)$$

де $\pi_{\Gamma} = p_{\Gamma}^*/p_{\Gamma}$ – ступінь розширення газу від повних параметрів на вході до статичних на виході, то відповідний ККД турбіни $\eta_{Te} = L_T^*/L_{TS}$ називається ефективним, який порівняно з η_{Γ}^* враховує втрати кінетичної енергії газу на виході із турбіни. Відношення роботи турбіни на її валу L_T , тобто з урахуванням усіх втрат, крім механічних, до роботи L_{TS} є потужнісним ККД: $\eta_T = L_T/L_{TS}$. Існують також й інші види ККД.

В умовах експлуатації ГТД у широких межах змінюються частоти обертання роторів, витрата газу крізь турбіну, температура газу та ступінь зниження тиску. Ці зміни викликають відхилення режимів роботи турбіни від розрахункового, що у кінцевому результаті приводить до зміни потужності на валу турбіни та її ККД. Для виявлення зв'язку між зміною параметрів газу у турбіні та режимами її роботи використовують характеристики турбіни. Характеристикою турбіни називаються залежності, які показують, як змінюються її основні параметри зі зміною режиму роботи. Такими параметрами для авіаційних газових турбін є витрата газу G_{Γ} , ступінь зниження тиску π_{Γ}^* , ККД η_{Γ}^* і частота обертання ротора n_{Γ} , причому частота обертання ротора n_{Γ} і ступінь зниження тиску π_{Γ}^* є основними зовнішніми відносно турбіни параметрами, що визначають режим її роботи у системі двигуна. Витрата газу G_{Γ} і ККД η_{Γ}^* є залежними параметрами. Характеристику турбіни у системі двигуна зручно використовувати у зведених координатах:

$$\frac{G_{\Gamma} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{p_{\Gamma}^*} = f\left(\pi_{\Gamma}^*, \frac{n_{\Gamma}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}\right); \quad \eta_{\Gamma}^* = f\left(\pi_{\Gamma}^*, \frac{n_{\Gamma}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}}\right). \quad (2.32)$$

Загальний вигляд такої характеристики подано на рис. 2.27. Тут пунктиром показана зведена витрата газу для режимів «запирання», тобто коли швидкість течії у проточній частині досягає величини швидкості звуку. Такі режими дуже характерні для авіаційних турбін через те, що їх намагаються проектувати якомога з меншими габаритами при великих навантаженнях. Розподіл перепадів тиску між ступенями турбіни часто призводить до критичних та надкритичних режимів течії газу у лопаткових вінцях. Це, в свою чергу, приводить до такої особливості зміни режиму роботи багатоступінчастої турбіни у системі двигуна: якщо у якому-небудь ступені (або групі ступенів)

багатоступінчастої турбіни перепад тиску перевищує критичне значення ($\pi_{\text{CT}i}^* > \pi_{\text{кр}}^*$), то зі зменшенням, наприклад, загального ступеня зниження тиску π_T^* у турбіні в цілому змінюються величини ступенів зниження тиску лише тих ступенів турбіни, які розташовані за цим ступенем (групою ступенів). Величини $\pi_{\text{CT}i}^*$ усіх ступенів, розташованих спереду, залишаються незмінними, поки у згаданому ступені перепад тиску не знизиться нижче критичного (рис. 2.28).

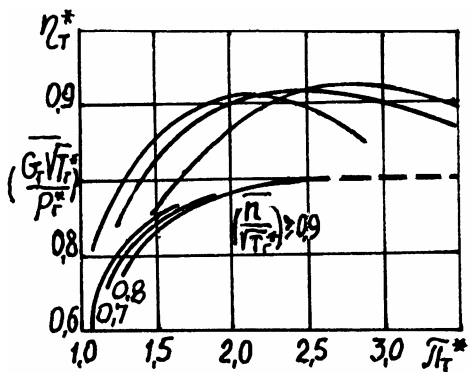


Рис. 2.27. Характеристики турбіни

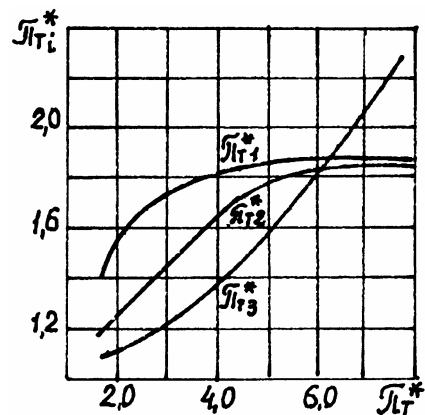


Рис. 2.28. Залежність ступенів зниження тиску від загального ступеня зниження тиску у триступінчастій турбіні

З такої ж причини у системі двигуна з критичними та надкритичними перепадами тиску у реактивному соплі ступінь зниження тиску у турбіні, яка розташована перед соплом, залишається сталим незалежно від умов польоту літака ($\pi_T^* = \text{const}$). Умова сталості π_T^* широко використовується у аналізі спільної роботи вузлів ГТД.

Іншою важливою особливістю багатоступінчастої турбіни є розузгодження режимів роботи її ступенів зі зміною режимів роботи турбіни у цілому. Суть цього розузгодження аналогічна розузгодженню ступенів у багатоступінчастому компресорі та пояснюється порушенням подібності в обтіканні лопаткових вінців.

У деяких перспективних схемах авіаційних двигунів та ГТД наземних транспортних засобів застосовують регулювання турбін поворотом лопаток соплових апаратів. Поворот лопаток СА приводить до зміни кута потоку α_1 та площі «горла» F_{CA} , а отже, зведеної витрати газу крізь турбіну і π_T^* . Зміна кута α_1 , у свою чергу, викликає зміну роботи турбіни та її ККД. Поворот лопаток СА є досить ефективним засобом регулювання ГТД.

Важливою характеристикою в системі ГТД є потужнісна (або моментна) характеристика вільної силової турбіни $N_e = f(n_{\text{CT}})$, яка, по суті, є характеристикою турбовального двигуна. Якщо розглянути роботу РК

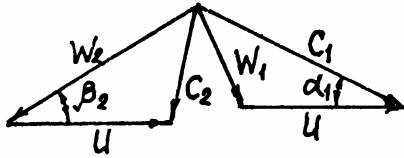


Рис. 2.29. План швидкостей турбіни

ступеня турбіни зі зміною його частоти обертання за сталих умов перепаду тиску і витрати газу, то відповідно до плану швидкості (рис. 2.29) за допомогою рівняння Ейлера (2.26) з припущенням $\alpha_1 = \text{const}$ і $\beta_2 = \text{const}$ можна отримати

$$L_u = (C_1 \cos \alpha_1 + W_2 \cos \beta_2 - u)u = (\text{const} - u)u \quad (2.33)$$

або у випадку $G_\Gamma = \text{const}$ потужність записати як

$$N_u = G_\Gamma L_u \sim (An - n^2). \quad (2.34)$$

Момент на валу при цьому з урахуванням зв'язку $N = M_{\text{кр}} \omega$, де ω – кутова швидкість обертання вала, має вигляд (рис. 2.30)

$$M_{\text{кр}} = G_\Gamma \frac{D_{\text{ср}}}{2} (\text{const} - u) \sim B(A - n). \quad (2.35)$$

Враховуючи, що у наведеному прикладі параметри газу T_Γ^* , π_Γ були сталими, тобто $L_{\text{ТС}} = \text{const}$, залежність ККД турбіни має вигляд параболи (рис. 2.30): $\eta_u \sim (Cn - n^2)$, тобто як і потужність N_u або робота L_u . Якщо ж змінювати параметри газу перед турбіною, наприклад у системі ТВаД, за рахунок зміни режиму роботи газогенераторної частини $n_{\text{ТК}}$, то можна отримати характеристику силової турбіни, яка водночас буде характеристикою двигуна (рис. 2.31).

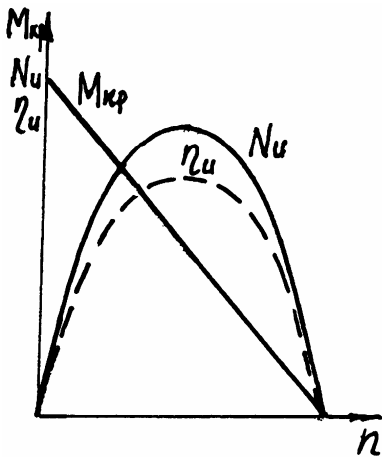


Рис. 2.30. Характеристика турбіни за частотою обертання

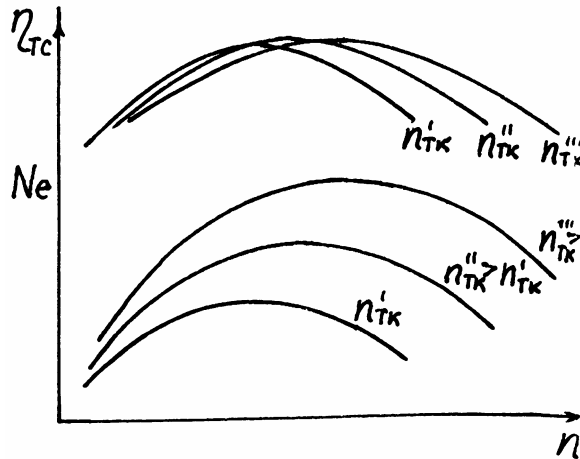


Рис. 2.31. Характеристика вільної турбіни у системі ТВаД

2.5. Вихідні пристрої

Різні типи ГТД мають різні вихідні пристрої: звужені, дифузорні, сопла Лаваля, ежекторні та інші. Вихідні пристрої у вигляді дифузорів використовують, як правило, в турбогвинтових та вертолітних ГТД.

Основним елементом вихідного пристрою інших типів в ГТД є реактивне сопло. Залежно від компонування двигуна на літаку інколи перед соплом встановлюють подовжену трубу. Важливими елементами вихідних пристроїв є також система зниження шуму, реверсивний пристрій або пристрій зміни вектора тяги, система охолодження повітрям, ежекторні підсилювачі тяги, елементи регулювання та інші.

У реактивному соплі потенціальна енергія тиску перетворюється на кінетичну енергію реактивного струменя, завдяки якій, головним чином, створюється реактивна тяга двигуна. Іншими словами, у процесі розширення газу у реактивному соплі наявний тепловперепад переходить у кінетичну енергію. Залежно від величини тепловперепаду виникає необхідність застосування дозвукових або надзвукових реактивних сопел. Для оцінки цього тепловперпаду зручно користуватися наявним ступенем зниження тиску газу, який дорівнює відношенню повного тиску газу перед соплом до статичного тиску навколишньої атмосфери: $\pi_{сн} = p_{Т(\phi)}^* / p_H$. Розраховану величину $\pi_{сн}$ необхідно зіставити з критичним значенням

$$\pi_{с кр} = \left(\frac{\kappa_{Г} + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{Г}}{\kappa_{Г} - 1}} = 1,85$$

для $\kappa_{Г} = 1,33$. Величина $\pi_{с кр}$ забезпечує отримання звукової швидкості реактивного струменя. Якщо наявний перепад тиску є надкритичним ($\pi_{сн} > \pi_{с кр}$), то повне розширення газу можна здійснити лише у надзвукових соплах: Лаваля (а), ежекторних (б) та з центральним тілом (в) (рис. 2.32). У випадку докритичного або критичного перепаду тиску в соплі використовують звужене сопло, в якому відбувається повне розширення газу.

Швидкість витікання газу із сопла у загальному випадку визначається формулою

$$C_c = \varphi_c C_{cs} = \varphi_c \sqrt{2 C_p \Gamma_{Т(\phi)}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c \frac{\kappa_{Г} - 1}{\kappa_{Г}}} \right)}, \quad (2.36)$$

де $\varphi_c = C_c / C_{cs}$ – коефіцієнт швидкості, який характеризує внутрішні втрати у соплі; C_{cs} – ізоентропійна (ідеальна) швидкість реактивного струменя; $\pi_c = p_{Т(\phi)}^* / p_c$ – дійсний ступінь зниження тиску у соплі. Зв'язок між коефіцієнтами відновлення тиску у соплі σ_c і φ_c можна подати у вигляді

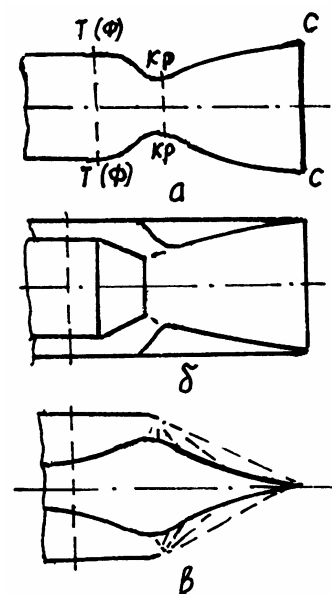


Рис. 2.32. Схеми надзвукових сопел

$$\sigma_c = \frac{p(\lambda_c/\varphi_c)}{p(\lambda_c)}, \quad \text{або} \quad \sigma_c = \left(\frac{T_T^*}{T_c} - \frac{T_T^*/T_c - 1}{\varphi_c^2} \right)^{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\kappa_\Gamma}},$$

$$\text{де} \quad \frac{T_T^*}{T_c} = \frac{1}{1 - \varphi_c^2 (1 - 1/\pi_c^{\kappa_\Gamma - 1})}.$$

Оскільки у звуженому соплі з докритичними перепадами тиску відбувається повне розширення газу ($p_c = p_H$), то $\pi_c = \pi_{cH}$. У випадку критичних перепадів тиску у звуженому соплі також здійснюється повне розширення газу ($p_c = p_H = p_{кр}$). У цьому випадку для визначення швидкості витікання газу із сопла зручніше користуватися формулою

$$C_{cкр} = \varphi_{кр} C_{кр} = \varphi_{кр} \sqrt{\frac{2\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma + 1} R T_T^*}, \quad (2.37)$$

де $\varphi_{кр} = \alpha_{кр} = 0,98 \dots 0,99$ – коефіцієнт швидкості.

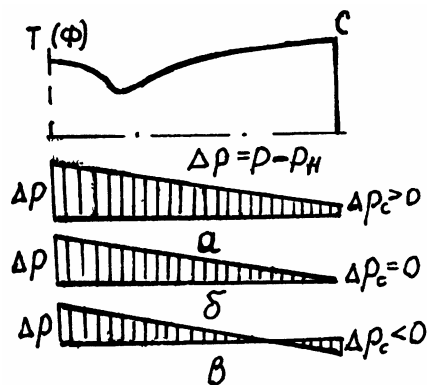


Рис. 2.33. Режимы работы сопла Лаваля:
а – недорозширення;
б – повне розширення;
в – перерозширення

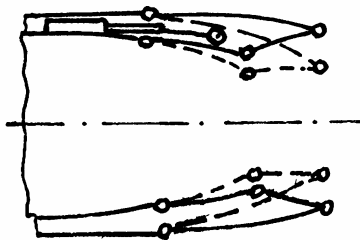


Рис. 2.34. Схема регульованого сопла Лаваля

В ежекторному соплі (рис. 2.32, б) газ із двигуна надходить у первинне сопло, яке являє собою звужений канал або укорочене сопло Лаваля, навколо якого розташована циліндрична або профільована обичайка ежекторного контуру. Ежектоване повітря відбирається у пристінному шарі гондоли двигуна або за рахунок перепуску частини повітря із повітрязабірника. Надзвуковий струмінь газу, що витікає із

первинного сопла, розширюється у дозвуковому потоці ежектованого повітря, набуваючи при цьому форми розширеної частини сопла Лаваля з вільною газовою «стілкою». Кількість ежектованого повітря характеризується коефіцієнтом ежекції $K_{\text{еж}} = G_2/G_1$ і звичайно не перевищує 2...3% від витрати повітря крізь двигун. Ежекторне сопло відрізняється більш простим регулюванням, ніж сопло Лаваля. Для цього використовують регульовані стулки критичного перерізу первинного сопла, а за необхідності виконують стулчасту конструкцію у вихідному перерізі зовнішньої обичайки або забезпечують газодинамічне регулювання за рахунок зміни кількості ежектованого повітря. Ежектоване повітря, крім того, використовують для інтенсивного охолодження елементів конструкції сопла та форсажної камери. У випадку відбирання повітря із повітрозабірника воно сприяє узгодженню вхідного та вихідного пристроїв двигуна з метою підвищення ефективної тяги силової установки.

Ще більш простим у регулюванні є сопло з центральним тілом (рис. 2.32, в). У цих соплах відбувається зовнішнє розширення напівобмеженого центральним тілом надзвукового струменя газу. Зі зміною перепаду тиску у реактивному соплі деформується зовнішня поверхня струменя, ось чому воно менш чутливе до відхилень режиму роботи сопла від розрахункового, ніж нерегульоване сопло Лаваля. Таке сопло можна регулювати осьовим переміщенням центрального тіла або стулок обичайки. Застосування сопел з центральним тілом є обмеженим через труднощі охолодження центрального тіла та вплив повітря, що обтікає двигун зовні, на стійкість надзвукового струменя газу.

Використання дифузорованого вихідного пристрою у вертолітних ГТД та ТГД сприяє зниженню кінетичної енергії струменя газу на виході із двигуна, що, у свою чергу, збільшує потужність на валу двигуна та знижує втрати кінетичної енергії реактивного струменя.

Тяга реактивного сопла $P_c = G_T C_c + F_c(p_c - p_H)$ залежить від ступеня зниження тиску газу у соплі та числа M_n польоту літака. Таку залежність називають характеристикою реактивного сопла. Максимальна величина тяги сопла досягається при повному розширенні реактивного струменя ($p_c = p_H$). Для побудови характеристики сопла його тягу подають у вигляді коефіцієнта тяги сопла $\bar{P}_c = P_c/P_{c\text{ід}}$, де $P_{c\text{ід}}$ – ідеальна тяга сопла у випадку повного розширення струменя газу ($p_c = p_H$) і відсутності внутрішніх втрат ($\varphi_c = 1$).

На рис. 2.35 порівнюються характеристики нерегульованих звуженого сопла (1), сопла Лаваля (2) та ежекто-

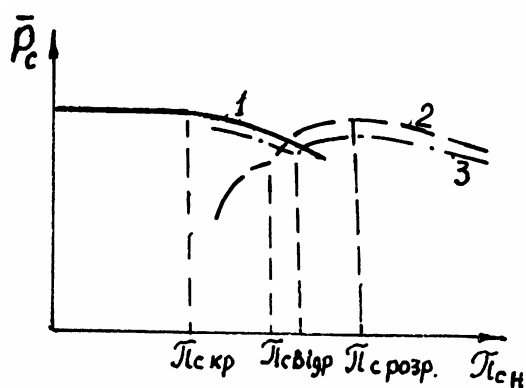


Рис. 2.35. Характеристики нерегульованих сопел

рного сопла (3). З рисунка видно, що при малих перепадах тиску у соплі найефективнішим є просте звужене сопло, а в області великих перепадів – сопло Лавалю. Ежекторне сопло має більші втрати, ніж звужене сопло при малих π_c і сопло Лавалю при великих π_c . Найбільші значення \bar{P}_c для кожного сопла отримано при $\pi_c = \pi_{c \text{ розр}}$, тобто на розрахункових режимах. Праві гілки характеристик соплел, коли $\pi_c > \pi_{c \text{ розр}}$, відповідають режимам недорозширення, а ліві, коли $\pi_c < \pi_{c \text{ розр}}$, – перерозширення. У випадку значного перерозширення газу у соплі Лавалю та ежекторному соплі у надзвуковій частині відбувається відрив потоку від стінок через появу всередині сопла бочкоподібної ударної хвилі, на якій тиск підвищується до p_H . В ежекторному соплі відрив потоку відбувається при більш високих перепадах тиску, ніж у соплі Лавалю. У цьому соплі відрив зменшує втрати від перерозширення при малих величинах $\pi_{c \text{ розр}}$. На режимах відриву потоку ежекторне сопло працює як просте звужене сопло, але з додатковими втратами енергії на зовнішній обичайці.

Необхідно пам'ятати, що для повної оцінки ефективності реактивного сопла потрібно враховувати додаткові втрати тяги сопла за рахунок зовнішнього опору, що виникає через взаємодію зовнішнього потоку із реактивним струменем. Цей опір враховується силою опору кормової частини силової установки $X_{\text{кор}}$, яка складається з опору тертя $X_{\text{тр}}$, опору тиску X_p та донного опору $X_{\text{дон}}$. Тоді коефіцієнт ефективної тяги вихідного пристрою має вигляд

$$\bar{P}_{c \text{ еф}} = P_{c \text{ еф}} / P_{c \text{ ід}},$$

де

$$P_{c \text{ еф}} = P_c - X_{\text{кор}} = P_c - X_{\text{тр}} - X_p - X_{\text{дон}}.$$

2.6. Камери змішування потоків

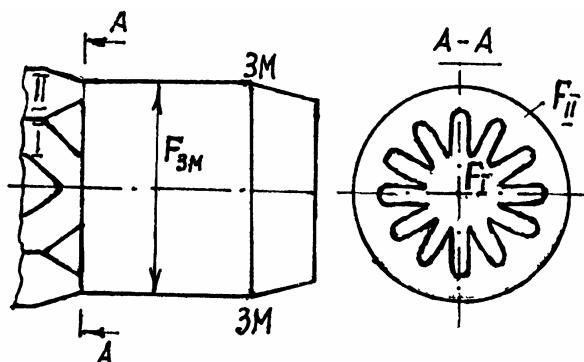


Рис. 2.36. Камера змішування

Зараз широко використовують ТРДД і ТРДДФ зі змішуванням потоків. Змішування потоків дозволяє підвищити тягу двигуна, зменшити питому витрату палива, а також знизити шум реактивного струменя. Існують різні змішувачі: циліндричні, пелюсткові, струминні. Пелюсткові змішувачі завдяки їх перевагам набувають значного поширення. Розглянемо роботу

такого змішувача (рис. 2.36).

Для визначення параметрів змішаного потоку необхідно скористатися законами збереження маси, енергії та імпульсу (кількості руху).

Витрата газу та повна температура суміші визначаються відповідно до законів зберігання маси та енергії:

$$G_{3M} = G_I + G_{II} = G_I(1 + m); \quad (2.38)$$

$$G_{3M} C_p T_{3M}^* = G_I C_p T_I^* + G_{II} C_p T_{II}^*. \quad (2.39)$$

Нехтуючи різницею теплоємностей ($C_{pI} \approx C_{pII} \approx C_{p3M}$), отримаємо температуру суміші

$$T_{3M}^* = \frac{T_I^* + m T_{II}^*}{1 + m} = \frac{T_I^*(1 + m \cdot \Theta)}{1 + m}, \quad (2.40)$$

де $m = G_{II}/G_I$ – відношення витрат потоків (ступінь двоконтурності);

$\Theta = T_{II}^*/T_I^*$ – відношення температур змішуваних потоків. Для визначення повного тиску на виході з камери змішування скористаємося законом збереження імпульсу, але при цьому необхідно мати на увазі додаткові умови. У зв'язку з тим, що потоки на вході у камеру змішування мають дозвукові швидкості, має виконуватися умова рівності статичних тисків ($p_I = p_{II}$) у перерізі входу у камеру змішування. Для циліндричної камери змішування $F_{3M} = F_I + F_{II}$. Таким чином, перерозподіл пелюстком площі F_{3M} між F_I і F_{II} впливає на відношення швидкостей λ_I/λ_{II} відповідно до відношень витрат потоків у вигляді

$$m = \frac{m_{II} F_{II} p_{II}^* q(\lambda_{II})}{m_I F_I p_I^* q(\lambda_I)} \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{II}^*}}. \quad (2.41)$$

Враховуючи рівність тисків $p_I = p_{II}$ і нехтуючи різницею сталих газів

($m_I \approx m_{II}$), отримуємо співвідношення

$$m = \frac{F_{II} P(\lambda_{II}) q(\lambda_{II})}{F_I P(\lambda_I) q(\lambda_I)} \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{II}^*}} = \frac{F_{II} y(\lambda_{II})}{F_I y(\lambda_I)} \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{II}^*}}, \quad (2.41')$$

де
$$y(\lambda) = \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \frac{\lambda}{1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda^2}.$$

Здавалося б, що у виразі (2.41) повні тиски p_I^* і p_{II}^* , а отже, і їх

відношення $\frac{p_{II}^*}{p_I^*} = \frac{p_{II}}{p_I} \cdot \frac{p(\lambda_I)}{p(\lambda_{II})}$ визначаються передісторією потоків. Але враховуючи те, що перерозподіл площі F_{3M} (тобто зміна відношення площ F_{II}/F_I) не мусить порушити умову $p_I = p_{II}$, а саме $p_I^* p(\lambda_I) = p_{II}^* p(\lambda_{II})$, то зміна відношення $p(\lambda_I)/p(\lambda_{II})$ через зміну λ_I/λ_{II} з перерозподілом F_{II}/F_I має приводити до зміни відношення p_{II}^*/p_I^* , а отже, і зміни повних тисків p_I^* і p_{II}^* . Цей факт необхідно враховувати при проектуванні змішувача (зокрема, при заданні відношення площ F_{II}/F_I). Існує думка, що оптимальний випадок для змішування потоків у двоконтурному двигуні відповідає рівності повних тисків $p_I^* = p_{II}^*$. Тоді відношення площ F_{II}/F_I згідно з формулами (2.41) і (2.41') необхідно задавати у вигляді

$$\frac{F_{II}}{F_I} = m \frac{q(\lambda_I)}{q(\lambda_{II})} \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{II}^*}} = m \frac{\left(\frac{\kappa_I + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_I - 1}} \lambda_I T(\lambda_{II})}{\left(\frac{\kappa_{II} + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa_{II} - 1}} \lambda_{II} T(\lambda_I)} \sqrt{\frac{T_{II}^*}{T_I^*}}. \quad (2.42)$$

З іншого боку, величини $q(\lambda_I)$ і $q(\lambda_{II})$ зв'язані з величинами витрат G_I і G_{II} формулами

$$q(\lambda_I) = \frac{G_I \sqrt{T_I^*}}{m_I F_I p_I^*}; \quad q(\lambda_{II}) = \frac{G_{II} \sqrt{T_{II}^*}}{m_{II} F_{II} p_{II}^*},$$

де $p_I^* = p_{II}^*$ визначаються попередніми розрахунками передісторії потоків.

Якщо всі параметри потоків на вході у камеру змішування визначені, то, користуючись законом зберігання імпульсу, знаходять повний тиск змішаних потоків. Імпульс будь-якого потоку дорівнює

$$I_i = F_i (p_i + \rho_i C_i^2) = \frac{\kappa + 1}{2\kappa} G_i a_{кр} z(\lambda_i), \quad (2.43)$$

де $z(\lambda_i) = \lambda_i + 1/\lambda_i$ – газодинамічна функція імпульсу.

Імпульс потоку можна також подати у вигляді

$$I_i = F_i p_i^* f(\lambda_i) = \frac{p_i F_i}{r(\lambda_i)}, \quad (2.46)$$

$$\text{де } f(\lambda_i) = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} q(\lambda_i) z(\lambda_i); \quad r(\lambda_i) = \frac{1}{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} y(\lambda_i) z(\lambda_i)}.$$

Залежності $f(\lambda_i)$ та $r(\lambda_i)$, як і $z(\lambda_i)$, називаються газодинамічними функціями імпульсу. Нехтуючи тертям на стінках камери та втратами при змішуванні потоків, відповідно до закону зберігання імпульсу $I_{3M} = I_I + I_{II}$ отримуємо формулу для визначення повного тиску змішування

$$p_{3M}^* = \frac{p_I^* F_I f(\lambda_I) + p_{II}^* F_{II} f(\lambda_{II})}{F_{3M} f(\lambda_{3M})}. \quad (2.47)$$

У цій формулі невідомою величиною є також функція $f(\lambda_{3M})$, тому необхідно скористатися другою умовою – рівнянням витрати

$$G_{3M} = m_{3M} F_{3M} \frac{p_{3M}^*}{\sqrt{T_{3M}^*}} q(\lambda_{3M}). \quad (2.48)$$

З урахуванням зв'язку між функціями $f(\lambda_{3M})$ та $q(\lambda_{3M})$ отриману величину повного тиску «ідеального» змішування (без урахування втрат) уточнюють за формулою

$$p_{3M}^* = p_{3M}^* S \sigma_{3M},$$

де $\sigma_{3M} = 0,98 \dots 0,99$ – коефіцієнт відновлення повного тиску у камері змішування.

Якщо повні тиски змішуваних потоків приблизно дорівнюють один одному ($p_I^* \approx p_{II}^*$), то, прийнявши $f(\lambda_I) \approx f(\lambda_{II}) \approx f(\lambda_{3M})$, можна отримати приблизну формулу

$$p_{3M}^* = \frac{p_I^* F_I + p_{II}^* F_{II}}{F_{3M}} \sigma_{3M}, \quad (2.49)$$

яка у разі змішування потоків з однаковими початковими тисками ($p_I^* = p_{II}^*$) у циліндричній камері зводиться до простого виразу

$$p_{3M}^* = p_{I(II)}^* \sigma_{3M}. \quad (2.50)$$

3. ТЕРМОДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ ГТД

На стадії проектування двигуна велика увага приділяється вибору основних термодинамічних параметрів ГТД ($\pi_K^*, T_T^*, m, \pi_{BII}^*, T_{\phi}^*$), від яких значною мірою залежать його техніко-економічні показники. Від

цих параметрів передусім залежать такі важливі характеристики, як ефективна і вільна роботи (L_e , $L_{віль}$), питомі параметри (P_{Π} , N_{Π} , C_{Π} , γ_{Π}) та ККД двигуна. Більше того, оптимізації цих параметрів необхідно приділяти увагу ще на стадії вибору двигуна як силової установки для літака з конкретними умовами польоту (H , M_{Π}), призначенням, дальністю польоту тощо.

Термодинамічні параметри по-різному впливають на різні вихідні параметри двигуна, причому для різних типів двигунів кількість основних термодинамічних параметрів різна. Тому аналіз з оптимізації доцільно виконувати окремо по кожному параметру для різних типів двигунів. Це спрощує теоретичні викладки.

Турбореактивний двигун є найпростішим ГТД. Оптимізація його термодинамічних параметрів (загального ступеня підвищення тиску $\pi_{\Sigma} = p_K^*/p_H$ та температури газу перед турбіною T_{Γ}^*), власне кажучи, є оптимізацією параметрів газогенераторної частини, що характеризується ефективною L_e або вільною $L_{віль}$ роботами, які між собою однозначно зв'язані, тобто $L_e = f(\pi_{\Sigma}, T_{\Gamma}^*)$ і $L_{віль} = f(\pi_{\Sigma}, T_{\Gamma}^*)$.

Газогенераторна частина є загальною для усіх ГТД. Але якщо оптимізація ТРД повністю визначається оптимізацією газогенераторної його частини, тому що його питома тяга однозначно зв'язана з L_e і $L_{віль}$ (тобто $P_{\Pi} = f(\pi_{\Sigma}, T_{\Gamma}^*)$), то питома тяга двоконтурних і турбогвинтових двигунів, крім того, залежить ще й від розподілу вільної або ефективної роботи циклу між зовнішнім та внутрішнім контурами, а для ТГД – між гвинтом і реактивним струменем. Це потребує для ТРДД і ТГД порівняно з ТРД додаткового дослідження оптимального розподілу енергії між контурами. Питома тяга ТРДФ крім π_{Σ} і T_{Γ}^* залежить також від температури форсажу T_{Φ}^* .

3.1. Залежність ефективної роботи, питомих параметрів і ККД ТРД від параметрів циклу

Як відомо із термодинаміки, робота ідеального циклу ТРД залежить від двох параметрів: загального ступеня підвищення тиску повітря у двигуні $\pi_{\Sigma} = p_K^*/p_H$ та ступеня підігріву $\Theta = T_{\Gamma}^*/T_H$. У реальному циклі робота крім цих параметрів залежить також від утрат енергії, які можна урахувати коефіцієнтами корисної дії у процесах стискання $\eta_{ст}$ та розширення η_p .

Якщо роботу циклу двигуна подати як різницю робіт розширення та стиснення (див. рис. 1.8), які, у свою чергу, записати через ізоентропійні роботи, то отримаємо вираз

$$L_e = C_p T_{\Gamma}^* \left(1 - 1 / \pi_p \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}} \right) \eta_p - C_p T_H \left(\pi_{\Sigma} \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{CT}}, \quad (3.1)$$

або після перетворень

$$L_e = C_p T_H \frac{(e - 1)}{\eta_{CT}} \left(\frac{E \Theta \eta_{CT} \eta_p}{e} - 1 \right), \quad (3.2)$$

де коефіцієнт $E = \frac{C_p T_{\Gamma}^*}{C_p} \left(\frac{e_p - 1}{e - 1} \right) \frac{e}{e_p}$ враховує різницю фізичних властиво-

стей повітря і газу; $e = \pi_{\Sigma} \frac{\kappa - 1}{\kappa}$; $e_p = \pi_p \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}$.

Таким чином, згідно з формулою (3.2) для заданих умов польоту ефективна робота циклу залежить від загального ступеня підвищення тиску (стиснення) π_{Σ} , ступеня підігріву Θ та коефіцієнтів корисної дії η_{CT} і η_p , які характеризують утрати при стисненні та розширенні. Ця формула дозволяє провести порівняно простий послідовний параметричний аналіз залежності роботи циклу окремо по кожній змінній. Але разом з цим слід відзначити, що коефіцієнти η_{CT} і η_p зі зміною величин π_{Σ} і Θ не залишаються сталими. У приблизних розрахунках можна вважати, що коефіцієнт корисної дії процесу стиснення близький до ККД компресора, а ККД розширення – до ККД турбіни.

Розглянемо послідовно залежність L_e від кожної змінної. Спочатку з'ясуємо характер залежності роботи циклу від ступеня підвищення тиску π_{Σ} для заданого режиму польоту, сталої температури газу перед турбіною T_{Γ}^* (або ступеня підігріву Θ) та сталих значень η_{CT} і η_p .

Вплив загального ступеня підвищення тиску на роботу ідеального циклу наочно показано на рис. 3.1 в T-S-координатах, де роботи для трьох значень π_{Σ} зображені заштрихованими площадками.

Із формули (3.2) видно, що робота L_e дорівнює нулю, якщо значення π_{Σ} відповідають $e = 1,0$ та $e = E \Theta \eta_{CT} \eta_p$. Між цими крайніми

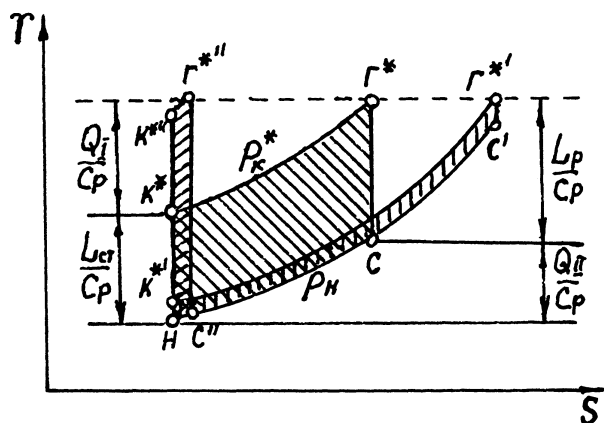


Рис. 3.1. До оптимізації циклу ТРД

значеннями існує такий ступінь підвищення тиску, для якого робота циклу L_e досягає максимальної величини. Цей ступінь підвищення тиску називають оптимальним і позначають π_{OPT} . Його можна отримати

дослідженням рівняння (3.2) на максимум. Для цього візьмемо похідну L_e від e і прирівняємо до нуля:

$$\frac{\partial L_e}{\partial e} = \frac{C_p T_H}{\eta_{CT}} \left[\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{e} - 1 - \frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{e^2} (e-1) \right] = 0.$$

Після перетворень отримаємо $\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{e^2} = 1$, звідки

$$e_{OPT} = \sqrt{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}. \quad (3.3)$$

Як наслідок,

$$\pi_{\Sigma OPT} = e_{OPT}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left[E\Theta \eta_{CT} \eta_p \right]^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}}. \quad (3.4)$$

Із формули (3.4) видно, що оптимальний ступінь підвищення тиску залежить від ступеня підігріву Θ .

На рис. 3.2, а показано залежність L_e від $e = \pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$ для різних значень Θ . Залежність L_e від Θ згідно з формулою (3.2) зображується прямою лінією (рис. 3.2, б). На рис. 3.2, б мінімальне значення ступеня підігріву $\Theta_{min} = \frac{e}{E\eta_{CT}\eta_p}$ отримано із формули (3.2) для $L_e = 0$.

Коли $\eta_{CT} = \eta_p = 1$ і $E = 1$, тобто для ідеального циклу, $\Theta_{min} = e$.

На рис. 3.2, в показано залежності роботи циклу від коефіцієнтів корисної дії процесів стиснення та розширення. ККД процесу розширення η_p значніше впливає на L_e , ніж η_{CT} . Таким чином, з підвищенням ступеня підігріву Θ або температури газу перед турбіною T_T^* зростає ефективна робота циклу. З іншого боку, з підвищенням ступеня

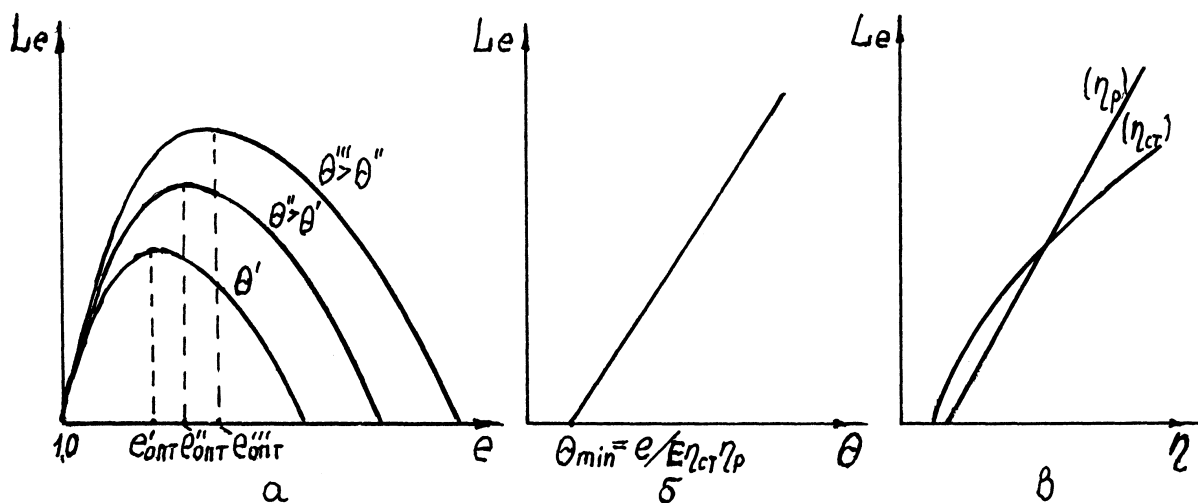


Рис. 3.2. Залежності роботи циклу від e , Θ , η_{CT} , η_p

підігріву зростає значення оптимального ступеня підвищення тиску, для якого ефективна робота циклу також зростає. Тому використання високих значень температури газу перед турбіною, як правило, потребує більших значень ступеня підвищення тиску. Наприклад, зі збільшенням температури газу $T_{Г}^*$ від 1000 до 1800 К оптимальний ступінь підвищення тиску $\pi_{\Sigma\text{ОПТ}}$ зростає від 10 до 30, а робота циклу L_e – від 210 до 700 кДж/кг (рис. 3.3).

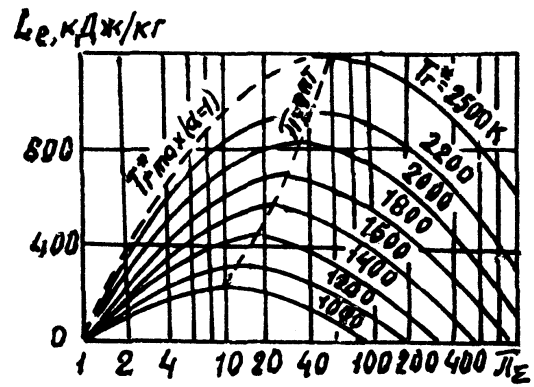


Рис. 3.3. Залежність роботи циклу L_e від π_{Σ} та $T_{Г}^*$

Викладена вище оптимізація циклу ТРД проводилась з допомогою результуючої величини L_e – ефективної роботи. Аналогічні результати можна було б отримати і для величини питомої тяги P_{Π} або вільної роботи $L_{\text{ВІЛ}}$, якщо використати зв'язки між ними для ТРД з повним розширенням газу у реактивному соплі:

$$P_{\Pi} = C_c - V_{\Pi} = \sqrt{2L_e + V_{\Pi}^2} - V_{\Pi}, \quad (3.5)$$

$$L_{\text{ВІЛ}} = \left(L_e + V_{\Pi}^2 / 2 \right) \frac{1}{\eta'_p}. \quad (3.6)$$

Коли $L_T^* = L_K^*$, робота циклу ТРД повністю витрачається на зміну кінетичної енергії газового потоку, тобто

$$L_e = (C_c^2 - V_{\Pi}^2) / 2, \quad (3.7)$$

а вільна робота визначає кінетичну енергію реактивного струменя:

$$L_{\text{ВІЛ}} \eta'_p = C_c^2 / 2. \quad (3.8)$$

Якщо у формулу (3.5) замість L_e підставити вираз (3.2), то отримаємо

$$P_{\Pi} = \sqrt{2 C_p T_H \frac{(e-1)}{\eta_{\text{СТ}}} \left(\frac{E\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_p}{e} - 1 \right) + V_{\Pi}^2} - V_{\Pi}. \quad (3.9)$$

Із формул (3.5) і (3.9) випливає, що питома тяга перетворюється в нуль за тих самих значень π_{Σ} або e , що й L_e , тобто коли $e=1$ і $e_{\text{max}} = E\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_p$. Питома тяга P_{Π} досягає максимуму за умови $e_{\text{ОПТ}} = \sqrt{E\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_p}$ (рис. 3.4, а). Таким чином, характер залежності $P_{\Pi} = f(e)$ такий самий, як $L_e = f(e)$. Але характер залежності $P_{\Pi} = f(\Theta)$ відрізняється від $L_e = f(\Theta)$ (рис. 3.4, б), тобто не є прямолінійним.

Загальний ступінь підвищення тиску повітря у двигуні дорівнює добутку ступенів підвищення тиску у вхідному пристрої та компресорі:

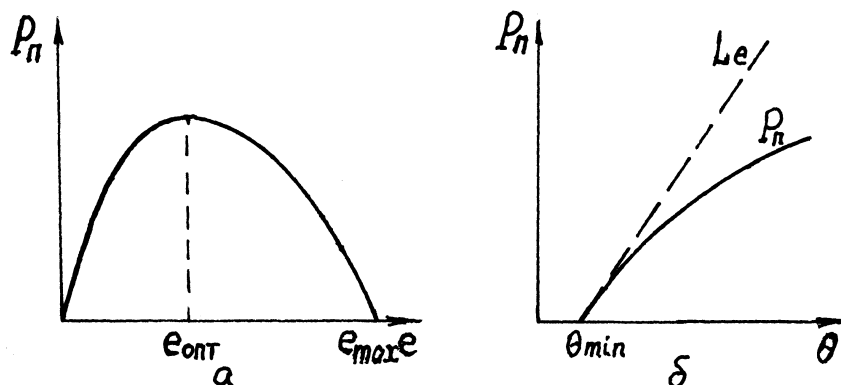


Рис. 3.4. Залежності питомої тяги від ступенів стиснення та підігріву

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^*, \quad \text{де} \quad \pi_{\text{ВХ}} = \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{V}} = \sigma_{\text{ВХ}} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{П}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}.$$

Це співвідношення дозволяє визначити оптимальний ступінь підвищення тиску у компресорі за допомогою загального оптимального ступеня підвищення тиску:

$$\epsilon_{\text{ОПТ}} = \left(\pi_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^* \right)_{\text{ОПТ}}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = \sqrt{\text{E}\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_{\text{P}}},$$

тобто

$$\pi_{\text{К ОПТ}}^* = \frac{\pi_{\Sigma \text{ОПТ}}}{\pi_{\text{ВХ}}} = \frac{1}{\sigma_{\text{ВХ}}} \left(\frac{\sqrt{\text{E}\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_{\text{P}}}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{П}}^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}. \quad (3.10)$$

Для повітря $\kappa = 1,4$, а тому

$$\pi_{\text{К ОПТ}}^* = \frac{1}{\sigma_{\text{ВХ}}} \left(\frac{\sqrt{\text{E}\Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_{\text{P}}}}{1 + 0,2 M_{\text{П}}^2} \right)^{3,5}. \quad (3.10')$$

Вираз (3.10) показує, що оптимальний ступінь підвищення тиску компресора залежить від швидкості польоту. Зі зростанням числа $M_{\text{П}}$ $\pi_{\text{К ОПТ}}^*$ зменшується (рис. 3.5, а) внаслідок збільшення $\pi_{\text{ВХ}}$, тому що $\pi_{\Sigma \text{ОПТ}} = \text{const}$. Оптимальний ступінь підвищення тиску компресора зростає зі збільшенням температури газу перед турбіною $T_{\text{Г}}^*$ (рис. 3.5, б) внаслідок збільшення ступеня підігріву повітря Θ згідно з формулами (3.10), (3.10').

На рис. 3.6 показано залежності $\pi_{\text{К ОПТ}}^*$ від числа $M_{\text{П}}$, розраховані за допомогою формули (3.10') для декількох значень Θ . При цьому у розрахунках використано залежність $\sigma_{\text{ВХ}}$ від $M_{\text{П}}$. Вираз для

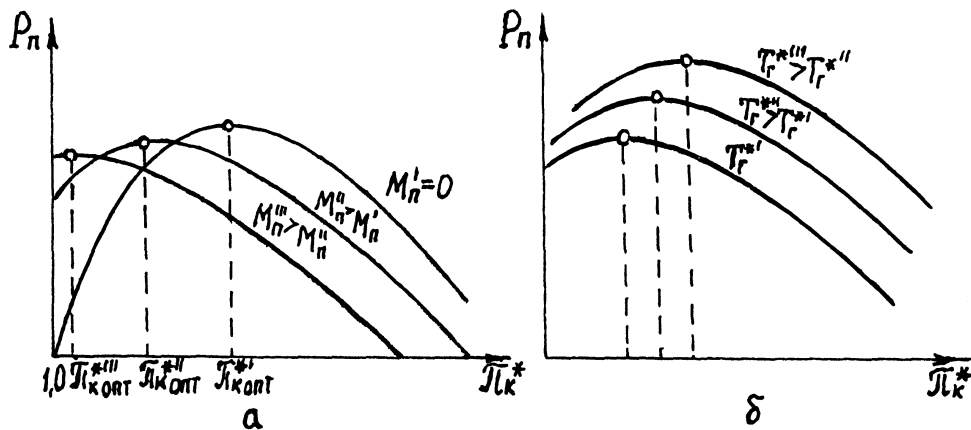


Рис. 3.5. Залежність питомої тяги від π_k^* , T_Γ^* та M_Π

максимального значення питомої тяги $P_{II \max}$ можна отримати із формули (3.9), якщо підставити $e_{OPT} = \sqrt{E\Theta\eta_{CT}\eta_p}$:

$$P_{II \max} = \sqrt{2C_p T_H (e_{OPT} - 1)^2 / \eta_{CT} + V_\Pi^2} - V_\Pi \quad (3.11)$$

Розраховані за допомогою цієї залежності $P_{II \max}$ від M_Π для різних значень ступенів підігріву Θ показані на рис. 3.7. Із рисунка видно, що зі зростанням швидкості польоту M_Π максимальні значення питомої тяги зменшуються. Збільшення ступеня підігріву Θ призводить до зростання $P_{II \max}$, причому чим більша швидкість польоту M_Π , тим значніше збільшення $P_{II \max}$ зі зростанням Θ .

Не менш важливе значення у оптимізації циклу двигуна, крім розглянутого впливу параметрів циклу (π_Σ , Θ або π_k^* , T_Γ^*) на L_e , P_Π , $L_{в\text{іл}}$, має економічний аналіз, тобто вплив параметрів циклу на економічні показники C_Π , η_e , η_T , η_3 .

Ефективний ККД, як відомо, характеризує ефективність реактивного двигуна як теплової машини:

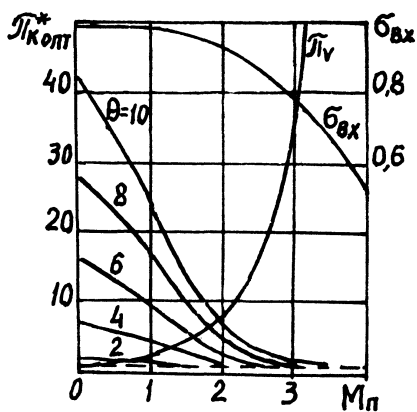


Рис. 3.6. Залежність $\pi_{k \text{ OPT}}^*$ від M_Π та Θ

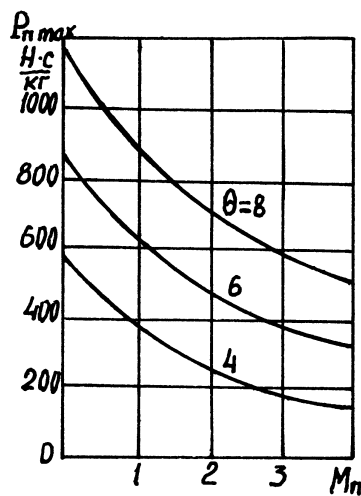


Рис. 3.7. Залежність $P_{II \max}$ від M_Π і Θ

$$\eta_e = \frac{L_e G}{H_u G_{II}} \quad (3.12)$$

З урахуванням балансу теплоти у камері згоряння $G_{II} H_u \eta_{\Gamma} = G Q_I$

$$\eta_e = \frac{L_e}{Q_I} \eta_{\Gamma}, \quad (3.13)$$

де $Q_I = C_p (T_{\Gamma}^* - T_K^*) = C_p T_H \left(\Theta - \frac{e-1}{\eta_{CT}} - 1 \right)$. Після підстановки у формулу

(3.13) величин L_e (3.2) і Q_I отримаємо залежність ефективного ККД від параметрів циклу (e, Θ), яка дозволяє виконати її дослідження на оптимум шляхом диференціювання і прирівнювання похідної до нуля. Як результат отримуємо [15]

$$\pi_{\Sigma} \eta_e = \left[\frac{E \Theta \eta_p - \sqrt{E^2 \Theta^2 \eta_p^2 - E \Theta \eta_p (E \Theta \eta_p + 1 - \varepsilon \Theta) (\varepsilon \Theta \eta_{CT} + 1 - \eta_{CT})}}{E \Theta \eta_p + 1 - \varepsilon \Theta} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}, \quad (3.14)$$

де $\varepsilon = C_{p\Gamma} / C_p$.

Але більш простий якісний аналіз можна провести за допомогою графіків (рис. 3.8). Величина $\pi_{\Sigma} \eta_e$ залежить від $\Theta, \eta_{CT}, \eta_p$. Зі збільшенням T_{Γ}^* від 1000 до 1800 К значення $\pi_{\Sigma} \eta_e$ зростає від 20 до 100 (рис. 3.8, а), що у 2-3,3 рази перевищує π_{KOPT}^* . Максимальний ефективний ККД при цьому підвищується від 0,33 до 0,5. На рис. 3.8, б показано якісний характер залежностей L_e і Q_I від π_{Σ} . Із співвідношення (3.13) випливає, що, коли $L_e = 0$ (для значень $\pi_{\Sigma} = 1$ і $\pi_{\Sigma max}$), величина η_e також дорівнює нулю. Зі зростанням π_{Σ} від 1 до $\pi_{\Sigma OPT}$

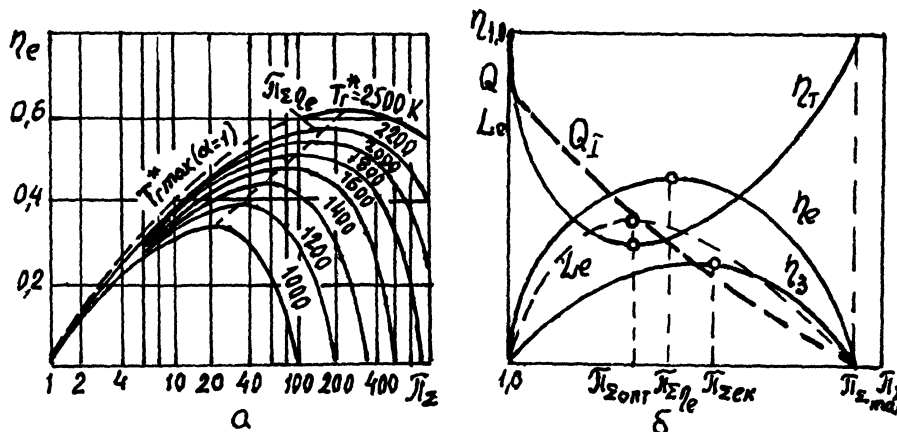


Рис. 3.8. Залежності ККД від π_{Σ} і T_{Γ}^* ($T_H = 216$ К, $\eta_{CT} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, $\eta_{\Gamma} = 0,98$)

ефективний ККД η_e збільшується завдяки зростанню L_e (чисельника) і зменшенню Q_I (знаменника). Але, коли $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ ОПТ}}$, ККД η_e не досягає свого максимуму через подальше зменшення знаменника. А тому ступінь підвищення тиску, який відповідає максимальному значенню η_e , виявляється більшим за $\pi_{\Sigma \text{ ОПТ}}$ і позначається $\pi_{\Sigma \eta_e}$. Подальше зростання π_Σ призводить до зниження η_e .

Тяговий коефіцієнт корисної дії, який характеризує двигун як рушійний пристрій, відповідно до (1.35), де $C_c = \sqrt{2L_e + V_{\Pi}^2}$, дорівнює

$$\eta_T = \frac{2}{1 + \frac{\sqrt{2L_e + V_{\Pi}^2}}{V_{\Pi}}}. \quad (3.15)$$

Із формули (3.15) видно, що, коли $L_e = 0$ (для $\pi_\Sigma = 1$ і $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ max}}$), тяговий ККД досягає свого максимального значення, що дорівнює одиниці. Для заданої швидкості польоту максимум L_e відповідає мінімуму η_T , тобто коли $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ ОПТ}}$ (рис. 3.8, б).

Загальний ККД дорівнює добутку $\eta_3 = \eta_e \eta_T$. Для значень $\pi_\Sigma = 1$ і $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ max}}$ маємо $\eta_3 = 0$, тому що $\eta_e = 0$. У проміжку між $\pi_\Sigma = 1$ та $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ max}}$ зі зростанням π_Σ величина η_3 спочатку збільшується, але менш інтенсивно, ніж η_e , тому що η_T зменшується. Величина η_3 досягає свого максимуму, коли $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma \text{ ек}}$, тобто коли значення π_Σ більші за $\pi_{\Sigma \eta_e}$ (коли η_e досягає максимуму). Це пояснюється тим, що крива $\eta_e = f(\pi_\Sigma)$ біля свого максимуму проходить майже горизонтально (величина майже не змінюється), а тяговий ККД на деякому відрізку $\pi_\Sigma > \pi_{\Sigma \eta_e}$ зростає. Отже, отримуємо $\pi_{\Sigma \text{ ек}} > \pi_{\Sigma \eta_e}$. Подальше зростання π_Σ після досягнення η_3 максимуму призводить до зниження η_3 .

Якщо загальний ККД записати у вигляді

$$\eta_3 = \frac{P_{\Pi} V_{\Pi}}{Q_I} \eta_T = \frac{(k-1) M_{\Pi} \eta_T \left[\sqrt{\frac{2}{k-1} \frac{e-1}{\eta_{\text{СТ}}} \left(\frac{E \Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_p}{e} - 1 \right) + M_{\Pi}^2 - M_{\Pi}} \right]}{\Theta - \frac{(e-1)}{\eta_{\text{СТ}}} - 1},$$

то дослідження його на екстремум можна знайти $\pi_{\Sigma \text{ ек}}$ та $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$:

$$T_{\Gamma \text{ ек}}^* = T_H \eta_T \left\{ \left[e \left(\frac{2}{\eta_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{\text{СТ}}} - 1 + M_{\Pi} \sqrt{2(k-1) \frac{e}{e-1} \left\{ \left[e \left(\frac{1}{\eta_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{\text{СТ}}} - 1 \right\}} \right\}. \quad (3.16)$$

Питому витрату палива можна подати як

$$C_{\Pi} = \frac{3600 V_{\Pi}}{H_u \eta_3}, \quad (3.17)$$

яку легко отримати підстановкою у формулу $C_{\Pi} = \frac{3600 G_{\Pi}}{P}$ величини загального коефіцієнта корисної дії двигуна $\eta_3 = \frac{P V_{\Pi}}{G_{\Pi} H_u}$.

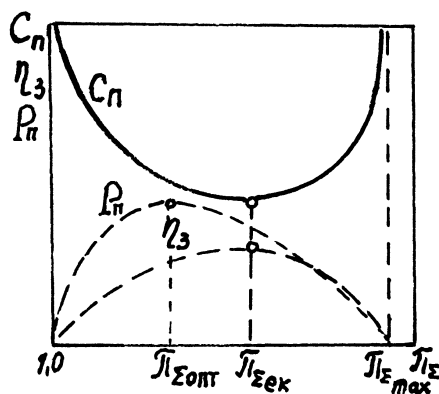


Рис. 3.9. Залежність C_{Π} і η_3 від π_{Σ}

Із формули (3.17) видно, що для заданої швидкості польоту і коли $H_u = \text{const}$ питома витрата палива C_{Π} залежить тільки від η_3 . Для значень $\pi_{\Sigma} = 1$ і $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{ max}}$ питома витрата палива прямує до нескінченності, оскільки $\eta_3 = 0$. У проміжку між $\pi_{\Sigma} = 1$ і $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{ max}}$ характер залежності C_{Π} від π_{Σ} має бути протилежним зміні $\eta_3 = f(\pi_{\Sigma})$. Коли η_3 досягає свого максимуму, згідно з формулою (3.17) питома витрата палива буде мінімальною (рис. 3.9).

Тепер розглянемо залежності економічних показників від ступеня підігріву повітря для заданого режиму польоту, сталого ступеня підвищення тиску та прийнятих значень ККД η_{CT} і η_p . Як уже відомо, згідно з формулою (3.2) існує мінімальний ступінь підігріву $\Theta_{\text{min}} = e/E \eta_{\text{CT}} \eta_p$, для якого ефективна робота циклу і питома тяга дорівнюють нулю (див. рис. 3.2, б і 3.4, б). Для реального двигуна $\Theta_{\text{min}} > e$ і $T_{\Gamma \text{ min}}^* > T_{\text{K}}^*$, тобто у двигуні до робочого тіла підводиться теплота, незважаючи на те, що, коли $\Theta = \Theta_{\text{min}}$, він не створює корисної роботи. У цьому випадку вся підведена теплота витрачається марно.

Зі збільшенням ступеня підігріву ($\Theta > \Theta_{\text{min}}$), як показано раніше, робота циклу і питома тяга зростають, причому для сталих значень η_{CT} і η_p залежність $L_e(\Theta)$ буде лінійною, а зростання P_{Π} зі збільшенням Θ відбувається повільніше, ніж при лінійному законі. Це пояснюється тим, що зі збільшенням Θ відбувається зростання швидкості реактивного струменя C_c за рахунок роботи циклу, що призводить до падіння тягового ККД (1.34) (рис. 3.10, а).

Зв'язок між L_e , P_{Π} і η_T впливає з формули $\eta_T = P_{\Pi} V_{\Pi} / L_e$, з якої видно, що прямолінійний характер залежності $L_e = f(\Theta)$ і більш повільне зростання $P_{\Pi}(\Theta)$ викликають падіння тягового ККД. Такий характер залежності $\eta_T(\Theta)$ пояснюється також за допомогою формули (3.15).

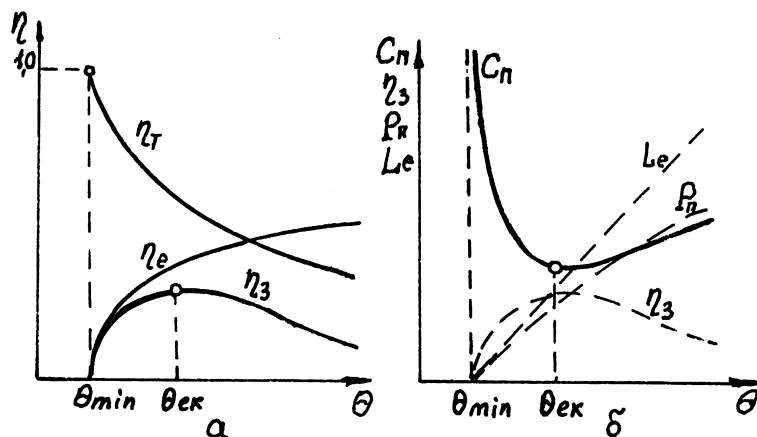


Рис. 3.10. Вплив ступеня підігріву Θ на ККД і питомі параметри ТРД

Ефективний ККД ТРД, який визначається співвідношенням (3.13), для Θ_{\min} дорівнює нулю, оскільки $L_e = 0$, а $Q_I \neq 0$. З подальшим зростанням Θ ефективний ККД безперервно збільшується, що пояснюється одночасним зростанням як чисельника L_e , так і знаменника Q_I . Але оскільки величина η_e не може перевищувати одиницю, то залежність $\eta_e = f(\Theta)$ має криволінійний характер з асимптотичним наближенням до одиниці у нескінченності.

Загальний коефіцієнт корисної дії дорівнює добутку $\eta_3 = \eta_e \eta_T$, а тому згідно з залежностями $\eta_e(\Theta)$ і $\eta_T(\Theta)$ він спочатку зростає (рис. 3.10, а), досягаючи максимального значення для $\Theta = \Theta_{ек}$ (3.16), а потім зменшується. Відповідно до формули (3.17) питома витрата палива C_{Π} змінюється обернено пропорційно загальному ККД (рис. 3.10, б).

Питому витрату палива можна також подати у вигляді залежності

$$C_{\Pi} = \frac{3600 Q_I}{H_u \eta_T P_{\Pi}}, \quad (3.18)$$

яку легко отримати підстановкою у формулу $C_{\Pi} = \frac{3600 G_{\Pi}}{P} = \frac{3600 q_{\Pi}}{P_{\Pi}}$

відносної витрати палива $q_{\Pi} = \frac{G_{\Pi}}{G} = \frac{Q_I}{H_u \eta_T}$ з балансу теплоти у камері

згоряння $G Q_I = G_{\Pi} H_u \eta_T$. Згідно з формулами (3.17), (3.18) питома витрата палива для $\Theta = \Theta_{\min}$ прямує до нескінченності, тому що у цьому випадку загальний ККД, робота циклу і питома тяга дорівнюють нулю, а $Q_I \neq 0$. Для $\Theta > \Theta_{\min}$ питома витрата палива спочатку зменшується, досягаючи мінімального значення, коли $\Theta = \Theta_{ек}$, а потім починає збільшуватися (рис. 3.10, б). Такий характер зміни C_{Π} пояснюється, як уже підкреслювалося, за допомогою залежності (3.17), звідки для заданої швидкості польоту питомі витрати палива змінюються обернено

пропорційно загальному ККД.

Очевидно, замість змінної Θ можна було б взяти T_{Γ}^* , тому що $\Theta = T_{\Gamma}^*/T_H$. Температура газу перед турбіною $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$, для якої питома витрата палива досягає мінімального значення, залежить від ступеня підвищення тиску і швидкості польоту (3.16). Зі зростанням π_{Σ} і M_{Π} значення $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$ збільшується. Як правило, для ТРД T_{Γ}^* навіть для достатньо великих швидкостей польоту вибирають дещо більше значення, ніж $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$. Це пояснюється тим, що за рахунок порівняно невеликого збільшення питомої витрати палива суттєво зростає питома тяга, а це, в свою чергу, дозволяє зменшити масу і габарити двигуна.

Ступінь підвищення тиску вибирають в проміжку $\pi_{\Sigma \text{ опт}} < \pi_{\Sigma} < \pi_{\Sigma \text{ ек}}$, що також пояснюється необхідністю зменшення розмірів і маси двигуна, незважаючи на деяке погіршення економічності. У проектуванні двигуна для заданих умов польоту замість π_{Σ} зручніше користуватися величиною π_K^* . Загальний вигляд залежностей $P_{\Pi} = f(\pi_K^*, T_{\Gamma}^*)$ і $C_{\Pi} = f(\pi_K^*, T_{\Gamma}^*)$ для ТРД згідно з викладеним вище показано на рис. 3.11.

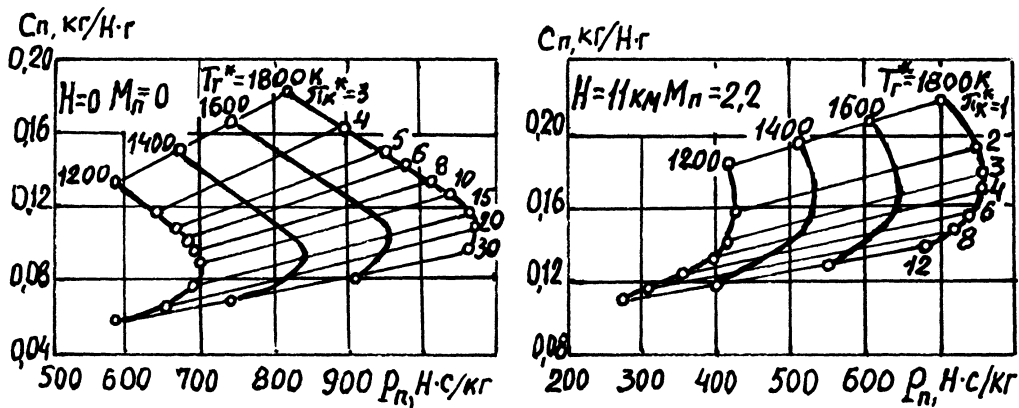


Рис. 3.11. Залежності P_{Π} та C_{Π} від π_K^* і T_{Γ}^*

3.2. Вплив параметрів робочого процесу на питомі параметри ТРДФ

Ефективна робота циклу і питома тяга ТРДФ, як і ТРД, визначаються швидкістю реактивного струменя $C_{сф}$, а саме: $L_{еф} = (C_{сф}^2 - V_{\Pi}^2)/2$;

$P_{\Pi ф} = C_{сф} - V_{\Pi}$, де $C_{сф} = \varphi_{сф} \sqrt{2C_{p\Gamma} T_{\Gamma ф}^* (1 - 1/\pi_{сф} \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}})}$. Насамперед швидкість реактивного струменя залежить від температури газу у форсажній камері $T_{\Gamma ф}^*$ та ступеня розширення газу у реактивному соплі $\pi_{сф}$. Таким чином, замість дослідження на максимум величини $L_{еф}$

або $P_{\Pi\phi}$ можна дослідити величину $C_{c\phi}$, або для $T_{\phi}^* = \text{const}$ – величину $\pi_{c\phi} = p_{\phi}^*/p_H$. Максимуму $\pi_{c\phi}$ відповідає максимальний тиск у форсажній камері p_{ϕ}^* або при незмінних коефіцієнтах утрат в елементах двигуна максимальний тиск за турбіною p_T^* . Зростання тиску за турбіною для певних умов польоту ($H = \text{const}$, $M_{\Pi} = \text{const}$) і сталої температури газу перед турбіною досягається підвищенням тиску у компресорі до певного значення. Через те, що у цьому випадку $p_B^* = \text{const}$, максимуму p_T^* відповідає максимум відношення тисків p_T^*/p_B^* або відношення π_K^*/π_T^* , оскільки $p_T^*/p_B^* = \sigma_{K3} \pi_K^*/\pi_T^*$. Таким чином, ступінь підвищення тиску у компресорі π_K^* , для якого $L_{e\phi}$ і $P_{\Pi\phi}$ досягають максимальних значень, можна знайти дослідженням на максимум відношення π_K^*/π_T^* . Це відношення або e_K^*/e_T^* отримаємо з балансу робіт компресора і турбіни:

$$C_p T_H^* (e_K^* - 1) \frac{1}{\eta_K^*} \approx C_p T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e_T^*} \right) \eta_T^*. \quad (3.19)$$

Якщо припустити для спрощення $C_p = C_{p\Gamma}$, то отримаємо

$$1 - \frac{1}{e_T^*} = \frac{e_K^* - 1}{\frac{T_{\Gamma}^* \eta_K^* \eta_T^*}{T_H^*}}, \quad \text{або} \quad \frac{e_K^*}{e_T^*} = e_K^* \left(1 - \frac{e_K^* - 1}{\frac{T_{\Gamma}^* \eta_K^* \eta_T^*}{T_H^*}} \right). \quad (3.20)$$

Візьмемо похідну e_K^*/e_T^* від e_K^* і прирівняємо її до нуля:

$$\frac{\partial (e_K^*/e_T^*)}{\partial e_K^*} = \frac{T_{\Gamma}^* \eta_K^* \eta_T^*}{T_H^*} - 2e_K^* + 1 = 0,$$

звідки

$$e_{K \text{ ОПТ}}^* = \left(1 + \frac{T_{\Gamma}^* \eta_K^* \eta_T^*}{T_H^*} \right) / 2 \quad (3.21)$$

або

$$\pi_{K \text{ ОПТ}}^* = \left[\left(1 + \frac{T_{\Gamma}^* \eta_K^* \eta_T^*}{T_H^*} \right) / 2 \right]^{\frac{K}{K-1}}. \quad (3.22)$$

Із формули (3.22) випливає, що $\pi_{K \text{ ОПТ}}^*$ не залежить від T_{ϕ}^* , але

зростає з підвищенням T_{Γ}^* (рис. 3.12, а) і зменшується зі зростанням швидкості польоту M_{Π} (або $T_{\text{Н}}^*$). Коли $M_{\Pi} \geq 4,0$, величина $\pi_{\text{к опт}}^*$ ТРДФ наближається до одиниці, тобто зникає необхідність у компресорі. Для ТРД такі умови досягаються, коли $M_{\Pi} \approx 2,5$.

На рис. 3.12, б показано залежності питомої тяги і питомої витрати палива від $\pi_{\text{к}}^*$ для різних температур газу у форсажній камері T_{Φ}^* . Як

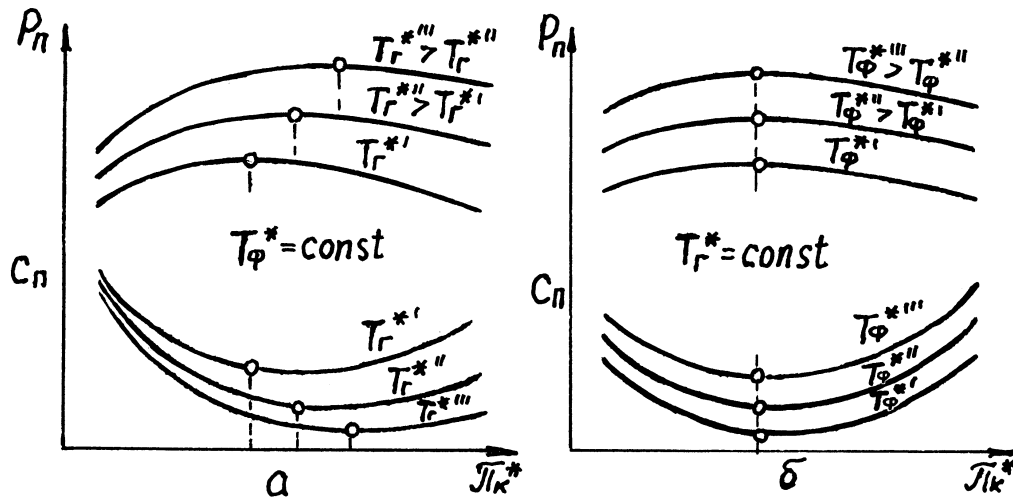


Рис. 3.12. Залежності $P_{\text{ПФ}}$ і $C_{\text{ПФ}}$ від $\pi_{\text{к}}^*$, T_{Γ}^* і T_{Φ}^* ТРДФ

видно з рисунка, зростання T_{Φ}^* приводить до підвищення питомої тяги за рахунок збільшення швидкості реактивного струменя, при цьому значення $\pi_{\text{к опт}}^*$ не змінюється. Водночас $\pi_{\text{к опт}}^*$ також відповідає мінімальній витраті палива, тобто для ТРДФ $\pi_{\text{к опт}}^* = \pi_{\text{к ек}}^* = \pi_{\text{к \eta e}}^*$. Це пояснюється незалежністю загальної підведеної теплоти у камері згоряння і форсажній камері $Q_{\Sigma} = Q_{\text{I}} + Q_{\Phi}$ від $\pi_{\text{к}}^*$. Для пояснення цього факту розглянемо схему діаграми циклу ТРДФ (рис. 3.13). Якщо скористатися залежностями $Q_{\text{I}} = i_{\Gamma}^* - i_{\text{к}}^* = i_{\Gamma}^* - L_{\text{к}}^* - i_{\text{В}}^*$; $Q_{\Phi} = i_{\Phi}^* - i_{\text{T}}^* = i_{\Phi}^* - i_{\Gamma}^* + L_{\text{T}}^*$, то після їх складання з урахуванням $L_{\text{к}}^* = L_{\text{T}}^*$ отримаємо $Q_{\Sigma} = i_{\Phi}^* - i_{\text{В}}^* = \text{const}$.

Ефективний ККД ТРДФ

$$\eta_{\text{еф}} = \frac{L_{\text{еф}}}{Q_{\Sigma}} \eta_{\text{Г\Sigma}} \approx \frac{L_{\text{еф}}}{Q_{\Sigma}}. \quad (3.23)$$

Звідси випливає, що за умови $Q_{\Sigma} = \text{const}$ максимум $L_{\text{еф}}$ відповідає максимуму $\eta_{\text{еф}}$ (рис. 3.14), тобто $\pi_{\text{к опт}}^* = \pi_{\text{к \eta e}}^*$. Питому витрату палива ТРДФ можна знайти за формулою

$$C_{\text{ПФ}} = \frac{3600 Q_{\Sigma}}{H_{\text{У}} \eta_{\Gamma} P_{\text{ПФ}}}. \quad (3.24)$$

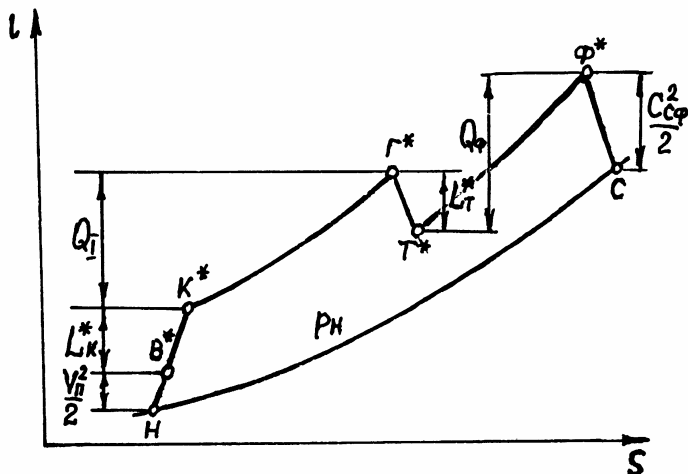


Рис. 3.13. Діаграма циклу ТРДФ

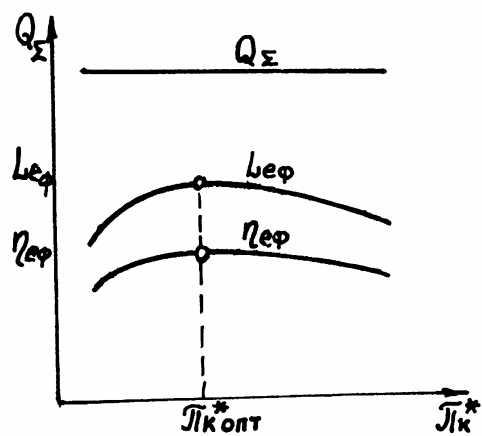


Рис. 3.14. Залежності

$L_{e\Phi}$, $\eta_{e\Phi}$ і Q_{Σ} ТРДФ від π_K^*

Оскільки для $T_{\Phi}^* = \text{const}$ $Q_{\Sigma} = \text{const}$, то питома витрата палива об'єднано пропорційна питомій тязі, звідки максимум питомої тяги відповідає мінімуму питомої витрати палива; отже, $\pi_{K\text{опт}}^* = \pi_{K\text{ек}}^*$. Таким чином, для ТРДФ $\pi_{K\text{опт}}^* = \pi_{K\text{ек}}^* = \pi_{K\eta\epsilon}^*$.

Підвищення T_{Φ}^* для $\pi_K^* = \text{const}$ і $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ призводить, незважаючи на зростання $P_{II\Phi}$, до погіршення економічності ТРДФ – зростає $C_{II\Phi}$ (рис. 3.12, б) – через підвищення теплоти Q_{Σ} за рахунок Q_{Φ} , тоді як підвищення T_{Γ}^* для $\pi_K^* = \text{const}$ і $T_{\Phi}^* = \text{const}$, навпаки, приводить до підвищення економічності ТРДФ за рахунок перерозподілу Q_{Σ} між основною і форсажною камерами згоряння. Але підвищення T_{Γ}^* приводить також до зростання $P_{II\Phi}$ через зниження π_T^* і збільшення $\pi_{C\Phi}$.

Оптимальний ступінь підвищення тиску у ТРДФ значно більший, ніж у ТРД. Це пояснюється тим, що з підвищенням π_K^* (для $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ і $T_{\Phi}^* = \text{const}$) температура газу перед соплом у ТРД безперервно знижується, а у ТРДФ залишається постійною, тоді як тиск за турбіною, а отже, і π_C , для обох двигунів змінюється приблизно однаково (спочатку зростає, а потім знижується). Отже, значення π_K^* , за яких своїх максимальних величин досягають швидкості реактивного струменя цих двигунів, різні: $\pi_{K\text{опт}}^* \text{ТРДФ} > \pi_{K\text{опт}}^* \text{ТРД}$. Але $\pi_{K\text{ек}}^* \text{ТРДФ} < \pi_{K\text{ек}}^* \text{ТРД}$, де $\pi_{K\text{опт}}^* \text{ТРДФ} = \pi_{K\text{ек}}^* \text{ТРДФ}$. Цей факт можна пояснити за допомогою формул (3.18) і (3.24). Оскільки в ТРД зі зростанням π_K^* підведена теплота Q_I безперервно зменшується, то мінімальне значення C_{II}

досягається для більших значень π_K^* , ніж коли P_{II} досягає максимуму (тобто $\pi_{K\text{ опт ТРД}} < \pi_{K\text{ ек ТРД}}^*$), тоді як у ТРДФ $\pi_{K\text{ опт}}^* = \pi_{K\text{ ек}}^*$, оскільки $Q_{\Sigma} = \text{const}$.

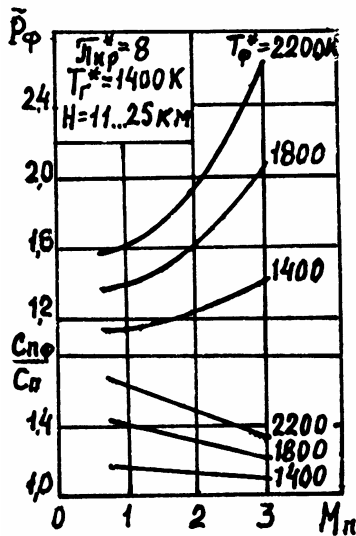


Рис. 3.15. Залежності ступеня форсування і відносних витрат палива від M_{II} і T_f^*

На рис. 3.15 показано вплив швидкості польоту M_{II} і температури у форсажній камері на ступінь форсування $\bar{P}_{\phi} = P_{\phi}/P$ і відносно збільшення витрат палива у ТРДФ порівняно з ТРД. Зі зростанням M_{II} ефективність форсування збільшується, що пояснюється поліпшенням використання теплоти у форсажній камері. Як у ТРД, так і в ТРДФ, при великих швидкостях польоту ($M_{II} > 2,5$) оптимальний ступінь підвищення тиску у компресорі наближається до одиниці, тобто немає необхідності використовувати компресор. Це означає, що ТРД і ТРДФ втрачають свої переваги перед ППРД щодо питомих параметрів.

3.3. Особливості оптимізації параметрів циклу ППРД

На рис. 3.16 показано діаграму реального циклу ППРД в i - S -координатах, з якої видно зміни стану повітря-газу у складових процесах. Ефективну роботу циклу цього типу двигуна, як і ТРД, можна подати у вигляді

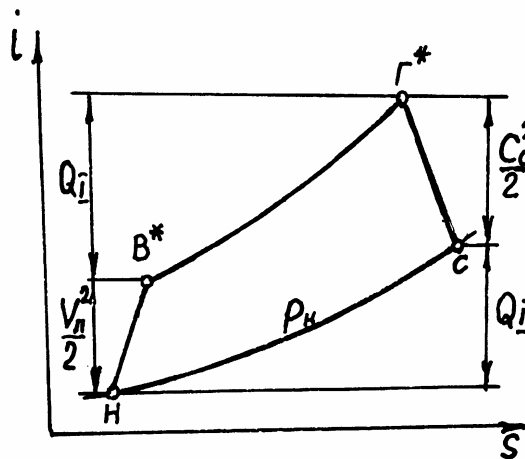


Рис. 3.16. Діаграма циклу ППРД

$$L_e = L_p - L_{CT} = (C_c^2 - V_{II}^2)/2,$$

або

$$L_e = \frac{C_p T_H (e-1)}{\eta_{CT}} \left(\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{e} - 1 \right).$$

Отже, $L_e = f(e, \Theta, \eta_{CT}, \eta_p)$, як і для ТРД

(3.2). Тому всі викладки оптимізації циклу ППРД можуть бути аналогічними оптимізації циклу ТРД.

Особливість ППРД полягає у тому, що робота стискання залежить тільки від швидкості польоту:

$$L_{CT} = \frac{V_{II}^2}{2} = C_p T_H \frac{e-1}{\eta_{CT}}. \quad (3.25)$$

Тоді ефективна робота циклу набуває вигляду

$$L_e = \frac{V_{\Pi}^2}{2} \left(\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{e} - 1 \right). \quad (3.26)$$

Згідно з формулою (3.25)

$$e = 1 + \frac{V_{\Pi}^2}{2C_p T_H} \eta_{CT}, \quad (3.27)$$

або

$$e = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\Pi}^2 \eta_{CT}. \quad (3.28)$$

Якщо у формулу роботи циклу (3.2) підставити вираз (3.28), то отримаємо залежність роботи циклу від швидкості польоту $L_e = f(M_{\Pi})$:

$$L_e = \frac{\kappa}{2} R T_H M_{\Pi}^2 \left[\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\Pi}^2 \eta_{CT}\right)} - 1 \right]. \quad (3.29)$$

З формули (3.29) випливає, що $L_e = 0$, коли $M_{\Pi} = 0$ та

$M_{\Pi \max} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left(E\Theta \eta_p - \frac{1}{\eta_{CT}} \right)}$. Між цими значеннями M_{Π} $L_e > 0$. Корис-

туючись загальним правилом дослідження залежності $L_e = f(M_{\Pi})$ на

максимум $\frac{\partial L_e}{\partial M_{\Pi}} = 0$, отримуємо оптимальне значення числа M_{Π} :

$$M_{\Pi \text{ опт}} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \frac{\left(\sqrt{E\Theta \eta_{CT} \eta_p} - 1 \right)}{\eta_{CT}}}. \quad (3.30)$$

Числа $M_{\Pi \text{ опт}}$ і $M_{\Pi \max}$ залежать від ступеня підігріву Θ . Його збільшення приводить до зростання цих чисел.

Графік залежності $L_e(M_{\Pi})$ показано на рис. 3.17. Легко помітити, що вирази $M_{\Pi \max}$ і $M_{\Pi \text{ опт}}$ можна було б отримати підстановкою $e_{\max} = E\Theta \eta_{CT} \eta_p$ і $e_{\text{опт}} = \sqrt{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}$ у

формулу $M_{\Pi} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \frac{(e - 1)}{\eta_{CT}}}$.

Як відомо, недосконалість процесу стискання у ППРД можна охарактеризувати, крім ККД η_{CT} , коефіцієнтом відновлення повного тиску $\sigma_{ВХ}$.

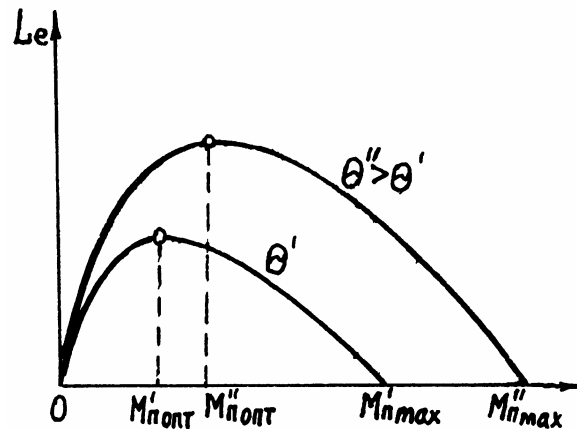


Рис. 3.17. Залежність L_e ППРД від M_{Π} і Θ

З цієї точки зору доцільно показати зв'язок між ними:

$$\sigma_{\text{ВХ}} = \left[\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \eta_{\text{СТ}}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3.31)$$

або

$$\eta_{\text{СТ}} = \frac{\sigma_{\text{ВХ}}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \right) - 1}{\frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2}, \quad (3.31')$$

який отримуємо з рівності $\pi_{\text{ВХ}} = \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{V}}$, де $\pi_{\text{ВХ}} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \eta_{\text{СТ}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$;

$$\pi_{\text{V}} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}.$$

Ефективний ККД ППРД характеризує економічність двигуна як теплової машини:

$$\eta_e = \frac{L_e}{Q_I} \eta_{\Gamma}, \quad (3.32)$$

де L_e – робота циклу, яка визначається залежністю (3.29), а підведена теплота

$$Q_I = C_p (T_{\Gamma}^2 - T_{\text{В}}^2) = C_p T_{\text{H}} \left(\Theta - 1 - \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \right). \quad (3.33)$$

Як видно із залежності (3.33), підведена теплота зменшується зі зростанням $M_{\text{П}}$. Ефективний ККД дорівнює нулю, коли $L_e = 0$, і досягає свого максимального значення, коли $M_{\text{П}} > M_{\text{П ОПТ}}$, тобто коли швидкості більші, ніж ті, що відповідають максимуму ефективної роботи.

Ефективність ППРД як рушія оцінюється тяговим ККД, який характеризує ступінь досконалості перетворення приросту кінетичної енергії у двигуні на тягову потужність:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{2}{1 + C_c/V_{\text{П}}}, \quad \text{де} \quad \frac{C_c}{V_{\text{П}}} = \sqrt{2 \frac{L_e}{V_{\text{П}}^2} + 1} = \sqrt{\frac{E \Theta \eta_{\text{СТ}} \eta_{\text{р}}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\text{П}}^2 \eta_{\text{СТ}}}}.$$

Із цієї формули випливає, що збільшення швидкості польоту приводить до зростання тягового ККД. Але зростання ступеня підігріву Θ викликає зменшення тягового ККД.

Загальний ККД ППРД є добутком ефективного і тягового ККД:

$$\eta_3 = \eta_e \eta_p = \kappa R T_H M_{\Pi}^2 \left(\sqrt{\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\Pi}^2 \eta_{CT}}} - 1 \right) \cdot \frac{\eta_T}{Q_I}, \quad (3.34)$$

або

$$\eta_3 = \frac{(\kappa-1) M_{\Pi}^2 \eta_T}{\Theta - 1 - \frac{\kappa-1}{2} M_{\Pi}^2} \left(\sqrt{\frac{E\Theta \eta_{CT} \eta_p}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\Pi}^2 \eta_{CT}}} - 1 \right). \quad (3.34')$$

Характер залежності $\eta_3(M_{\Pi})$ показано на рис. 3.18: $\eta_3 = 0$, коли $M_{\Pi} = 0$ і $M_{\Pi \max} = \sqrt{\frac{2(E\Theta \eta_{CT} \eta_p - 1)}{\kappa - 1} \eta_{CT}}$, а досягає свого максимуму у цьому діапазоні чисел M_{Π} . Залежності загального ККД, тягового ККД та ефективного ККД від Θ наведено на рис. 3.19. Очевидно, що зі зростанням Θ тяговий ККД падає, ефективний – збільшується, а загальний ККД ППРД має максимум при визначеній величині ступеня підігріву Θ , яку можна знайти дослідженням залежності $\eta_3(\Theta)$ на екстремум.

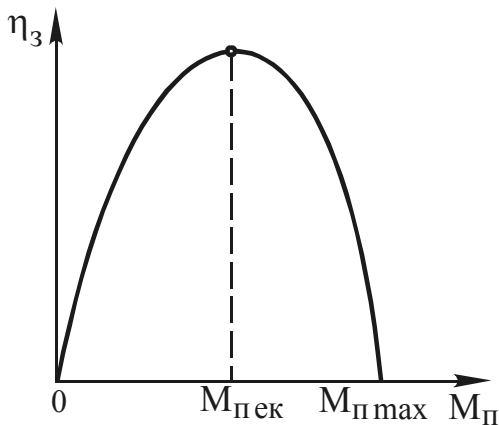


Рис. 3.18. Залежність загального ККД ППРД від M_{Π}

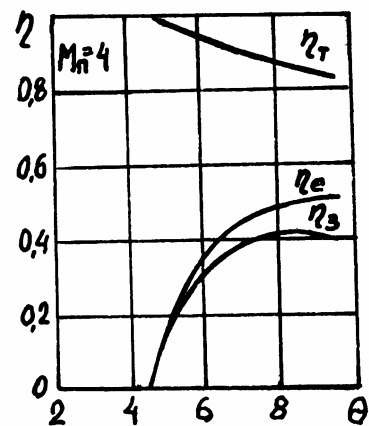


Рис. 3.19. Залежності ККД ППРД від ступеня підігріву Θ

3.4. Оптимальний розподіл енергії між контурами ТРДД

Тяга ТРДД здійснюється двома контурами шляхом розподілу між ними енергії газу, утвореного у газогенераторній частині двигуна. У заданих умовах польоту (H і M_{Π}) параметри циклу π_K^* і T_T^* визначають, власне кажучи, ефективність газогенераторної частини, а через неї і роботу усього двигуна. Тому залежності від цих параметрів величин, які характеризують газогенераторну частину ($L_e, L_{ВІЛ}, \eta_e$), а також двигун у цілому (P_{Π}, C_{Π}, η_3), слід чекати такими ж, як і для вищезгаданих двигунів. Але, враховуючи розподіл енергії газу між контурами, у ТРДД з'являється нова змінна, яка відображає цей розподіл.

Як змінну можна використовувати коефіцієнт $x = L_{ТВІІ}^*/L_{ВІІ}$, який є часткою вільної роботи, що передається на привід вентилятора зовнішнього контуру для створення там реактивного струменя, а отже, і тяги. Збільшення цього коефіцієнта приводить до відповідного зменшення кінетичної енергії газу реактивного струменя внутрішнього контуру, і навпаки. Очевидно, що існує оптимальний розподіл вільної роботи, який для вибраного ступеня двоконтурності m (а також для вибраних π_K^* і T_Γ^* , які визначають величину вільної роботи) забезпечує максимум питомої тяги.

Питома тяга ТРДД

$$P_{\Pi\Sigma} = \frac{1}{1+m} (P_{\Pi I} + mP_{\Pi II}), \quad (3.35)$$

де питомі тяги кожного контуру з повним розширенням газу відповідно дорівнюють: $P_{\Pi I} = C_{cI} - V_{\Pi}$; $P_{\Pi II} = C_{cII} - V_{\Pi}$. Нехтуючи «поверненням» теплоти у реактивному соплі внутрішнього контуру, розподіл вільної роботи між контурами відповідно до схеми діаграми циклу (рис. 3.20) можна подати через коефіцієнт розподілу x у вигляді:

$$xL_{ВІІ} = L_{ТВІІ}^*/\eta_{ТВІІ}^*; \quad (1-x)L_{ВІІ} = \frac{C_{cI}^2}{2\varphi_{cI}^2}$$

Оскільки зі зміною коефіцієнта x у виразі питомої тяги (3.35) змінюються швидкості C_{cI} і C_{cII} , то для оптимізації $P_{\Pi\Sigma}$ її необхідно записати через величину x . Для цього спочатку слід записати швидкості C_{cI} і C_{cII} через коефіцієнт x .

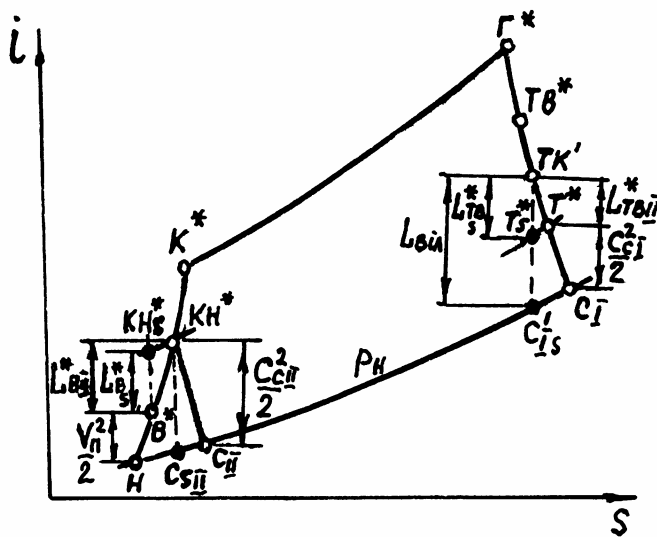


Рис. 3.20. Діаграма циклу ТРДД

Якщо швидкість C_{cI} впливає безпосередньо з визначення поняття x :

$$C_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2(1-x)L_{ВІІ}}, \quad (3.36)$$

то, щоб записати C_{cII} через x , необхідно розглянути ланцюжок передавання енергії від турбіни вентилятора зовнішнього контуру через відповідний вентилятор до реактивного струменя зовнішнього контуру за допомогою фрагмента діаграми циклу цього контуру (рис. 3.20):

$$L_{ВІІ}^* + \frac{V_{\Pi}^2}{2} \approx \frac{C_{cII}^2}{2\varphi_{cII}^2}, \quad \text{де} \quad L_{ВІІ}^*/\eta_{ВІІ}^* = L_{ВІІ}^*, \quad i$$

$$L_{ВІІ}^* = \frac{L_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}}{m} = \frac{x}{m} L_{ВІІ} \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^* \quad (3.37)$$

Звідси швидкість реактивного струменя зовнішнього контуру через коефіцієнт розподілу вільної роботи x дорівнює

$$C_{сІІ} = \varphi_{сІІ} \sqrt{\frac{2x}{m} L_{ВІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^* + V_{П}^2}, \quad (3.38)$$

а величина питомої тяги набуває вигляду

$$P_{пІІ} = \frac{1}{1+m} \left\{ \left[\varphi_{сІІ} \sqrt{2(1-x)L_{ВІІ}} - V_{П} \right] + m \left[\varphi_{сІІ} \sqrt{\frac{2x}{m} L_{ВІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^* + V_{П}^2} - V_{П} \right] \right\}. \quad (3.39)$$

Тут для заданих умов польоту $L_{ВІІ}$ залежить від параметрів циклу π_K^* і T_H^* , які вважаються сталими, а отже, $L_{ВІІ} = \text{const}$. Значення ступеня двоконтурності m приймаємо фіксованим. Тоді змінним залишається лише коефіцієнт розподілу вільної роботи x . Для знаходження умов, коли питома тяга досягає свого максимального значення, дослідимо її на екстремум, прирівнюючи похідну до нуля:

$$\frac{\partial P_{пІІ}}{\partial x} = \frac{1}{1+m} \left[-\frac{2\varphi_{сІІ} L_{ВІІ}}{2\sqrt{2(1-x)L_{ВІІ}}} + \frac{m\varphi_{сІІ} 2L_{ВІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^*}{2m \sqrt{\frac{2x}{m} L_{ВІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^* + V_{П}^2}} \right] = 0.$$

Звідси одержимо оптимальне значення коефіцієнта x :

$$x_{\text{опт}} = \frac{1 - \frac{V_{П}^2}{2L_{ВІІ}} \left(\frac{\varphi_{сІІ}}{\varphi_{сІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^*} \right)^2}{1 + \frac{1}{m} \frac{\varphi_{сІІ}^2}{\varphi_{сІІ}^2 \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^*}}. \quad (3.40)$$

Під час проектування двигуна користуватися величиною x незручно. Тому необхідно знайти величину $\pi_{ВІІ}^*$, яка забезпечить оптимальний розподіл вільної роботи відповідно до значення $x_{\text{опт}}$. Для

цього у формулу (3.37) підставимо $L_{ВІІ}^* = C_p T_H^* \left(\pi_{ВІІ}^{*\frac{K-1}{K}} - 1 \right) / \eta_{ВІІ}^*$, тоді

після перетворень отримаємо [11]

$$\pi_{ВІІ}^* = \left[1 + \frac{x_{\text{опт}} L_{ВІІ} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m ВІІ}^*}{m C_p T_H^*} \right]^{\frac{K}{K-1}}. \quad (3.41)$$

Після визначення величини $x_{\text{ОПТ}}$ за допомогою формули (3.40) можна розрахувати величину $\pi_{\text{ВІЛ}}^*$. Але як для знаходження $x_{\text{ОПТ}}$, так і визначення $\pi_{\text{ВІЛ}}^*$ необхідно мати величину $L_{\text{ВІЛ}}$, яку доцільно записати через параметри циклу $\pi_{\text{К}}^*$ та $T_{\text{Г}}^*$. Якщо у формулу

$$L_{\text{ВІЛ}} = C_{\text{pГ}} T_{\text{ТК}}^* \left(1 - \frac{\frac{\kappa_{\text{Г}} - 1}{\pi_{\text{ВІЛ}}^*}}{\pi_{\text{ВІЛ}}^*} \right)$$

підставити

$$\pi_{\text{ВІЛ}}^* = \frac{p_{\text{ТК}}^*}{p_{\text{Н}}} = \frac{\sigma_{\text{ВХ}} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{П}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \pi_{\text{КІ}}^* \sigma_{\text{КЗ}}}{\pi_{\text{ТК}}^*} \quad \text{і} \quad T_{\text{ТК}}^* = T_{\text{Г}}^* - \frac{L_{\text{ТК}}^*}{C_{\text{pГ}}},$$

де

$$\pi_{\text{ТК}}^* = \left(\frac{1}{1 - L_{\text{ТК}}^* / C_{\text{pГ}} T_{\text{Г}}^* \eta_{\text{ТК}}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\text{Г}}}{\kappa_{\text{Г}} - 1}}; \quad L_{\text{ТК}}^* = \frac{L_{\text{КІ}}^*}{\eta_{\text{м}}} = C_{\text{pГ}} T_{\text{Н}}^* \left(\pi_{\text{КІ}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1 \right) / \eta_{\text{КІ}}^* \eta_{\text{м}},$$

то отримаємо вираз

$$L_{\text{ВІЛ}} = C_{\text{pГ}} T_{\text{Г}}^* \left(1 - l_{\text{ТК}}^* \right) \left\{ 1 - \frac{1}{\left[\sigma_{\text{ВХ}} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{П}}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \pi_{\text{КІ}}^* \sigma_{\text{КЗ}} \right]^{\frac{\kappa_{\text{Г}} - 1}{\kappa_{\text{Г}}}} \left(1 - l_{\text{ТК}}^* / \eta_{\text{ТК}}^* \right)} \right\}, \quad (3.42)$$

де

$$l_{\text{ТК}}^* = C_{\text{pГ}} T_{\text{Н}}^* \left(\pi_{\text{КІ}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1 \right) / C_{\text{pГ}} T_{\text{Г}}^* \eta_{\text{КІ}}^* \eta_{\text{м}}, \quad T_{\text{Н}}^* = T_{\text{Н}} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\text{П}}^2 \right).$$

Таким чином, для визначення величини $\pi_{\text{ВІЛ}}^*$ необхідно використати три рівняння (3.40), (3.41) і (3.42) у такій послідовності: (3.42), потім (3.40) і, нарешті, (3.41). Відповідно до формули (3.42) вільна робота лінійно збільшується зі зростанням $T_{\text{Г}}^*$ і незначно зменшується з підвищенням $\pi_{\text{К}}^*$.

Слід мати на увазі, що максимум $p_{\text{П}}$ відповідає мінімуму питомої витрати палива $C_{\text{П}}$ залежно від $\pi_{\text{ВІЛ}}^*$, оскільки

$$C_{\Pi} = \frac{3600 G_{\Pi}}{P} = \frac{3600 q_{\Pi}}{(1+m)P_{\Pi}}. \quad (3.43)$$

Залежності P_{Π} і C_{Π} від $\pi_{ВІІ}^*$ для різних значень m показано на рис. 3.21. Із рисунка видно, що кожному ступеню двоконтурності m відповідає своє значення $\pi_{ВІІ\text{опт}}^*$, причому зі зростанням m величина $\pi_{ВІІ\text{опт}}^*$ зменшується. Значення $P_{\Pi\text{max}}$ і $C_{\Pi\text{min}}$ у даному випадку також зменшуються.

На рис. 3.22 показано залежність $\pi_{ВІІ\text{опт}}^*$ від m для різних значень $L_{ВІЛ}$. Збільшення $L_{ВІЛ}$ за рахунок, наприклад, $T_{Г}^*$ потребує більш високих значень $\pi_{ВІІ\text{опт}}^*$ для одного і того ж ступеня двоконтурності m .

Замість оптимізації зі зміною $\pi_{ВІІ}^*$ можна розглянути оптимізацію зі зміною для фіксованих $L_{ВІЛ}$ та $\pi_{ВІІ}^*$. Залежність $m_{\text{опт}}$ від $\pi_{ВІІ}^*$ для різних $L_{ВІЛ}$ показано на рис. 3.23. На відміну від оптимізації за $\pi_{ВІІ}^*$ зі зміною m питома тяга P_{Π} не має екстремуму і зменшується зі зростанням m відповідно до формули (3.35) як через падіння $P_{\Pi I}$ та $P_{\Pi II}$, так і внаслідок зростання m . Питома ж витрата палива C_{Π} зі зміною m має екстремум (рис. 3.24), про що свідчить, наприклад, формула (3.43). Відповідно до формули зі збільшенням m величина C_{Π} має зменшуватись за рахунок множника $(1+m)$ у знаменнику, але

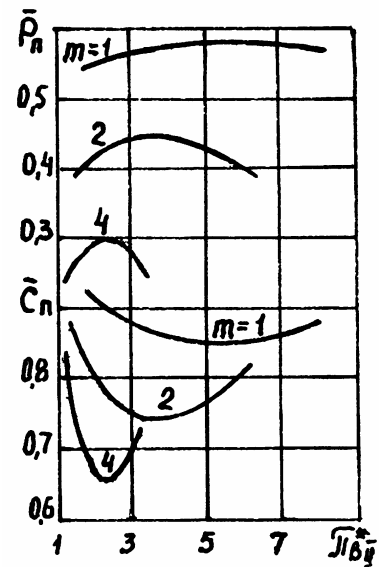


Рис. 3.21. Залежності питомої тяги і питомої витрати палива від $\pi_{ВІІ}^*$ і m ТРДД

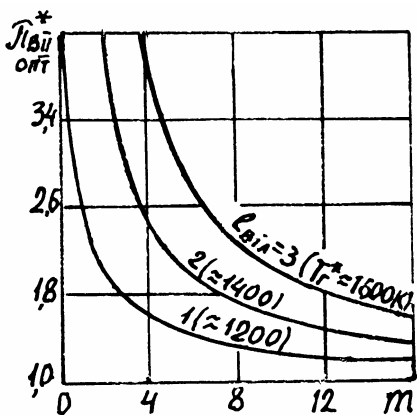


Рис. 3.22. Залежність $\pi_{ВІІ\text{опт}}^*$ від m і $L_{ВІЛ}$

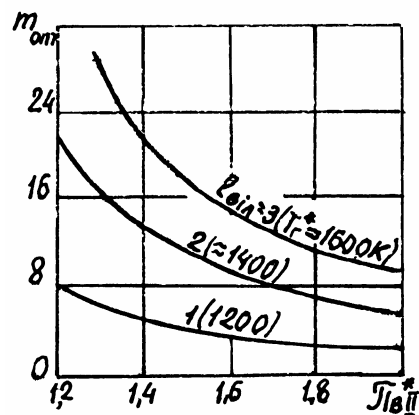


Рис. 3.23. Залежність оптимального ступеня двоконтурності від ступеня підвищення тиску у вентиляторі та вільної роботи

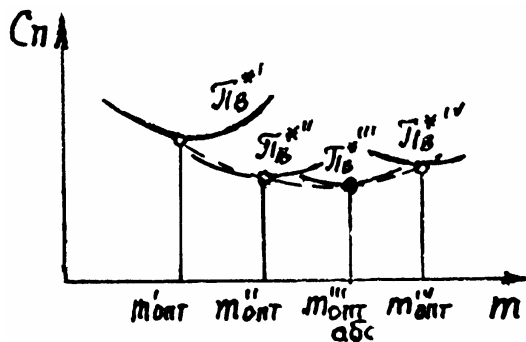


Рис. 3.24. Залежність C_{II} від m для різних $\pi_{BII}^* = \text{const}$

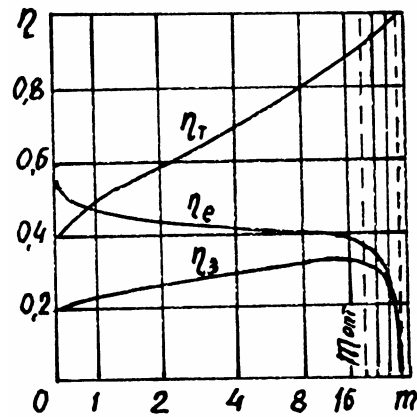


Рис. 3.25. Залежність різних ККД від m ТРДД з $\pi_{BII}^* = \pi_{BII\text{опт}}^*$

оскільки другий множник P_{II} при цьому монотонно зменшується, то за рахунок нього C_{II} мусить зростати, що і зумовлює наявність мінімуму у залежності C_{II} від m . Для того щоб знайти абсолютний мінімум C_{II} для будь-якого фіксованого значення L_{BII} , необхідно, задаючись послідовно рядом значень π_{BII}^* , визначити для кожного з них величину $m_{\text{опт}}$ і серед них знайти таке значення $m_{\text{опт}}$, при якому C_{II} досягає абсолютного мінімуму. Цим значенням і буде $m_{\text{опт abs}}$, а відповідне йому π_{BII}^* є абсолютно оптимальним. Наявність мінімуму питомої витрати палива (3.43) зі зміною ступеня двоконтурності пояснюється тим, що зі зростанням m збільшується тяговий ККД (рис. 3.25), а ефективний ККД при цьому зменшується внаслідок збільшення втрат енергії при її передачі від турбіни вентилятора зовнішнього контуру до реактивного струменя цього контуру, а точніше, до $E_{II} = (C_{CII}^2 - V_{II}^2)/2$. Однак відносити цю частку втрат до ефективного ККД, який характеризує економічність теплової машини, не цілком логічно. Це пояснюється тим, що зі зростанням частки вільної роботи, яка передається зовнішньому контуру, збільшуються втрати від передавання енергії у циклі. Загальний ККД $\eta_z = \eta_e \eta_T$, таким чином, спочатку збільшується, досягаючи максимуму (коли $m = m_{\text{опт abs}}$), а потім зменшується. Абсолютно оптимальне значення $\pi_{BII\text{опт abs}}^*$ відповідає абсолютному мінімуму питомої витрати палива, а також максимуму величини, яка характеризує економічність зовнішнього контуру як рушія: $m P_{III} V_{II} / L_{TBII}^* = \text{max}$. Зі зростанням утрат у зовнішньому контурі $\pi_{BII\text{опт}}^*$ збільшується. При відсутності цих утрат (наприклад, коли ТРДД розглядати як ТГД) $\pi_{BII\text{опт abs}}^*$ наближається до одиниці.

Якщо загальний ККД ТРДД записати у вигляді

$$\eta_3 = \frac{P_{II}(m+1)\eta_{\Gamma} V_{II}}{Q_I},$$

де $Q_I = C_p T_H \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_H} - \frac{e-1}{\eta_{CT}} - 1 \right)$; P_{II} – питома тяга для випадку оптимального розподілу вільної роботи між зовнішнім та внутрішнім контурами, тобто з урахуванням формул (3.39), (3.40), (3.42), і дослідити його на екстремум залежно від температури газу перед турбіною T_{Γ}^* , то аналогічно формулі (3.16) можна отримати вираз для $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$ ТРДД:

$$T_{\Gamma \text{ ек}}^* = T_H \eta_{\Gamma} (m+1) \left\{ \left[e \left(\frac{2}{\eta_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{CT}} - 1 + \right. \\ \left. + M_{II} \sqrt{2(k-1) \frac{e}{e-1} \left\{ \left[e \left(\frac{1}{\eta_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{CT}} - 1 \right\} \frac{(m+1)}{\eta_{rII}} \right\} \right. \quad (3.44)$$

Тут $\eta_{rII} = 1 - \frac{m L_{rII}}{L_e}$ – коефіцієнт гідравлічних утрат зовнішнього контуру (для ТГД – ККД гвинта).

Із формули (3.44) видно, що з підвищенням ступеня двоконтурності величина $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$ збільшується. Отже, з підвищенням T_{Γ}^* економічність ТРДД зростає, особливо ТРДД з великим m , а отже, і ТГД.

Зі зростанням швидкості польоту $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$ збільшується. При цьому зростає також $\pi_{ВІІ \text{ опт абс}}^*$ незалежно від параметрів циклу $\pi_{КІ}^*$ і T_{Γ}^* , тоді як $m_{\text{опт абс}}$ зменшується залежно від температури T_{Γ}^* (рис. 3.26).

Оптимальному розподілу вільної роботи відповідає оптимальне відношення швидкостей реактивних струменів із контурів

$$\left(\frac{C_{cII}}{C_{cI}} \right)_{\text{опт}} = \frac{\varphi_{cII}^2}{\varphi_{cI}^2} \eta_{ВІІ}^* \eta_{ТВІІ}^* \eta_{m \text{ ВІІ}}^*, \quad (3.45)$$

яке легко отримати за допомогою формул (3.36), (3.38), (3.40). Як видно з формули (3.45), оптимальне відношення швидкостей не залежить від $L_{ВІІ}$ і m , а характеризується лише утратами енергії,

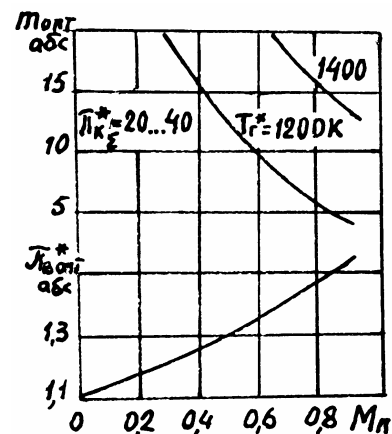


Рис. 3.26. Залежність абсолютно оптимальних значень $\pi_{ВІІ}^*$ і m від M_{II}

пов'язаними з її передачею у зовнішній контур. У випадку відсутності цих утрат і коли $\varphi_{cI} = \varphi_{cII}$, оптимальною є рівність швидкостей $C_{cI} = C_{cII}$.

Слід зазначити, що для заданих умов польоту (H, M_{II}) величина C_{cII} однозначно залежить від параметрів вентилятора зовнішнього контуру, зокрема $\pi_{вII}^*$, з урахуванням утрат енергії у цьому контурі:

$$C_{cII} = \varphi_{cII} \sqrt{2 C_p T_H \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{II}^2\right) \left[1 + \frac{\pi_{вII}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\eta_{вII}^*}\right] \left[1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{II}^2\right) \left(\pi_{вII}^* \sigma_{вХ} \sigma_{II}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}\right]}.$$

3.5. Особливості оптимізації ТРДД зі змішуванням потоків

У ТРДД зі змішуванням відбувається змішування потоків внутрішнього і зовнішнього контурів перед загальним реактивним соплом. За рахунок такого змішування потоків тяга двигуна зростає. Однією з причин зростання вихідного імпульсу змішаних потоків є забезпечення більш рівномірного розподілу енергії по масі робочого тіла обох контурів. Цей факт пояснюється так. Враховуючи дозвуковий характер змішуваних потоків, їх статичні тиски у перерізі змішування вирівнюються ($p_I = p_{II}$), а тому у випадку, коли і повні тиски однакові ($p_I^* = p_{II}^*$), величини зведених швидкостей будуть також дорівнювати одна одній $\lambda_I = \lambda_{II}$. Тоді абсолютні швидкості у кожному потоці будуть пропорційні $\sqrt{T^*}$.

Отже, у ТРДД з розділеним витіканням реактивних струменів сумарна тяга сопел $P_{c\Sigma}$ буде пропорційною сумі ($G_I \sqrt{T_T^*} + G_{II} \sqrt{T_{KH}^*}$),

або $G_I \left(\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{KH}^*}\right)$. Для ТРДД зі змішуванням потоків

$P_{cЗМ} \sim G_I (1+m) \sqrt{T_{ЗМ}^*}$, де температура змішаних потоків, якщо знехтувати різницею теплоємностей (тобто $C_p I \approx C_p II \approx C_p_{ЗМ}$), дорівнює

$$T_{ЗМ}^* \approx \frac{T_T^* + m T_{KH}^*}{1+m}, \text{ а } P_{cЗМ} \sim G_I \sqrt{(1+m) \left(T_T^* + m T_{KH}^*\right)}.$$

Відповідно відношення тяг складатиме

$$\frac{P_{cЗМ}}{P_{c\Sigma}} = \frac{\sqrt{(1+m)(T_T^* + m T_{KH}^*)}}{\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{KH}^*}} = \sqrt{1 + \frac{m(\sqrt{T_T^*} - \sqrt{T_{KH}^*})^2}{(\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{KH}^*})^2}}. \quad (3.46)$$

Якщо $T_{\text{кн}}^* \neq T_{\text{т}}^*$, то $P_{\text{с зм}} > P_{\text{с}\Sigma}$. Пояснимо

цей факт за допомогою графіка на рис. 3.27 для випадку $m = 1$. При цьому

$$T_{\text{зм}}^* = \frac{T_{\text{т}}^* + T_{\text{кн}}^*}{2} \text{ і приріст тяги за рахунок}$$

змішування потоків дорівнюватиме $\Delta P_{\text{с}}$.

Причому, як видно з рисунка, цей приріст змінюється залежно від різниці температур

$(T_{\text{т}}^* - T_{\text{кн}}^*)$, що відповідає залежності (3.46). У порівнюваних ТРДД з розділеними контурами і змішуванням потоків газогенераторна частина і умови її роботи залишаються незмінними. Тоді приріст тяги приводить до зниження питомої витрати палива, оскільки відносні витрати палива залишаються одними і тими ж.

Із формули (3.46) випливає, що зростання тяги сопла внаслідок змішування потоків залежить від ступеня двоконтурності m і відношення температур змішуваних потоків $T_{\text{кн}}^*/T_{\text{т}}^*$. Максимальний приріст тяги сопла отримується для $m_{\text{опт}} = \sqrt{T_{\text{т}}^*/T_{\text{кн}}^*}$, і величина цього приросту складає

$$\left(\frac{P_{\text{с зм}}}{P_{\text{с}\Sigma}} \right)_{\text{max}} = \frac{1 + \sqrt{T_{\text{кн}}^*/T_{\text{т}}^*}}{2 \sqrt[4]{T_{\text{кн}}^*/T_{\text{т}}^*}}.$$

При порівнянні тяг для ТРДД зі змішуванням потоків припускалося, що $p_{\text{I}}^* \approx p_{\text{II}}^*$. Ця умова передбачає отримання максимального значення $p_{\text{зм}}^*$, а отже, і максимальних величин

$$\pi_{\text{с зм}} = p_{\text{зм}}^*/p_{\text{н}} \quad \text{та} \quad C_{\text{с зм}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2 C_{\text{р зм}} T_{\text{зм}}^* \left(1 - 1 / \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\pi_{\text{с зм}}^{\kappa_{\Gamma}}} \right)},$$

і впливає з оптимізації процесу змішування потоків.

Для визначення оптимального ступеня підвищення тиску вентилятором у зовнішньому контурі необхідно розв'язати рівняння, яке впливає з умови рівності повних тисків змішуваних потоків ($p_{\text{I}}^* = p_{\text{II}}^*$):

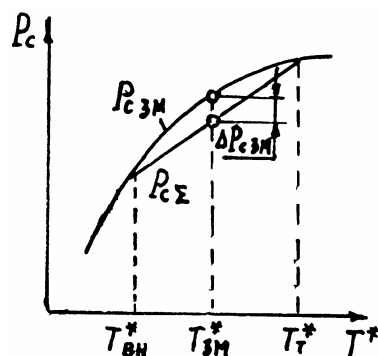


Рис. 3.27. Приріст тяги ТРДД_{зм} порівняно з ТРДД

$$\pi_{\text{ВІІ}}^* \frac{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}}{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} = \left(\frac{\pi_{\text{КІ}}^* \sigma_{\text{КС}}}{\sigma_{\text{ІІ}}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \left(1 - \frac{l_{\text{ТК}}^*}{\eta_{\text{ТК}}^*} \right) \left\{ 1 - \frac{m C_p T_{\text{В}}^* \left(\frac{\kappa - 1}{\pi_{\text{ВІІ}}^* \kappa - 1} \right)}{\eta_{\text{ВІІ}}^* \eta_{\text{ТВІІ}}^* \eta_{\text{м в ІІ}} \left[C_p T_{\Gamma}^* \left(1 - l_{\text{ТК}}^* \right) \right]} \right\}, \quad (3.47)$$

$$\text{де } l_{\text{ТК}}^* = C_p T_{\text{В}}^* \left(\frac{\kappa - 1}{\pi_{\text{КІ}}^* \kappa - 1} \right) / C_p T_{\Gamma}^* \eta_{\text{КІ}}^* \eta_{\text{м}}^* .$$

Розв'язати це рівняння відносно $\pi_{\text{ВІІ}}^*$ можна наближеними методами або аналітично [11], якщо ввести деякий середній показник ізоентропи ($\kappa > \kappa_{\text{ср}} > \kappa_{\Gamma}$) для теоретичного аналізу:

$$\pi_{\text{ВІІопт}}^* = \left\{ \frac{1 + m C_p T_{\text{В}}^* / \eta_{\text{ВІІ}}^* \eta_{\text{ТВІІ}}^* \eta_{\text{м}} \left[C_p T_{\Gamma}^* \left(1 - l_{\text{ТК}}^* \right) \right]}{\left[\left(\frac{\sigma_{\text{ІІ}}}{\pi_{\text{КІ}}^* \sigma_{\text{КС}}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} / \left(1 - \frac{l_{\text{ТК}}^*}{\eta_{\text{ТК}}^*} \right) \right] + m C_p T_{\text{В}}^* / \eta_{\text{ВІІ}}^* \eta_{\text{ТВІІ}}^* \eta_{\text{м}} \left[C_p T_{\Gamma}^* \left(1 - l_{\text{ТК}}^* \right) \right]} \right\}^{\frac{\kappa_{\text{ср}}}{\kappa_{\text{ср}} - 1}} . \quad (3.48)$$

Але вибір величини $\kappa_{\text{ср}}$ потребує окремого дослідження. У найпростішому випадку теоретичного аналізу величину $\kappa_{\text{ср}}$ можна задати як середнє арифметичне значення. Цим значенням можна також скористатися у практичних розрахунках як першим наближенням.

Незважаючи на те, що зі змішуванням потоків рівень утрат енергії, пов'язаних з цим змішуванням, залежить від різниці швидкостей цих потоків, а різниця швидкостей згідно з умовою оптимальності ТРДД з розділеними контурами (3.45) з'являється через утрати, пов'язані з передачею енергії у зовнішній контур, виходить все-таки, що $\pi_{\text{ВІІопт зм}}^* < \pi_{\text{ВІІопт}}^*$. Це співвідношення для ТРДД зі змішуванням потоків та ТРДД з розділеними контурами пояснюється так: зменшення $\pi_{\text{ВІІопт зм}}^*$ порівняно з $\pi_{\text{ВІІопт}}^*$ приводить до ще більшої різниці швидкостей змішуваних потоків, ніж передбачається умовою (3.45), що

спричиняє зростання втрат енергії, пов'язаних зі змішуванням потоків. А у разі ТРДД з розділеними контурами зростають сумарні втрати енергії, пов'язані з кінетичною енергією реактивних струменів (зменшується тяговий ККД). Але ефективний ККД двигуна за рахунок зниження утрат, пов'язаних з передачею енергії у зовнішній контур, зростає. Утрати енергії, пов'язані зі змішуванням потоків у відповідному ТРДДзм, хоч і призводять до деякого погіршення ефективного ККД, будуть компенсовані зниженням утрат з кінетичною енергією реактивного струменя, тобто тяговий ККД підвищується. Отже, тяга ТРДДзм буде більшою, ніж ТРДД.

На рис. 3.28 показано вплив коефіцієнта χ розподілу вільної роботи, який однозначно визначає величину $\pi_{вII}^*$, на тягу реактивних сопел ТРДД з розділеними контурами ($P_{c\Sigma}$) та зі змішуванням потоків (P_{c3M}), а також на ступені зниження тиску газу у відповідних соплах ($\pi_{ci} = p_i^*/p_H$), які однозначно визначають повний тиск p_i^* перед соплами. Цей рисунок підтверджує наведені вище пояснення. З рисунка видно, що $P_{c3M} > P_{c\Sigma}$ лише у деякому інтервалі χ , а отже, і $\pi_{вII}^*$. Тому ефект підвищення тяги за рахунок змішування потоків може не спрацювати, коли $\pi_{вII}^* \neq \pi_{вIIопт3M}^*$. Крім того, з рисунка також видно, що для $\chi_{опт}$ у ТРДД з розділеними контурами $\pi_{сII} > \pi_{с3M}$, а також

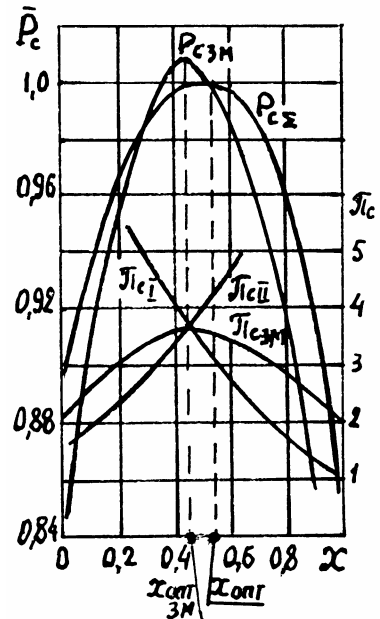


Рис. 3.28. Залежність P_{Σ} і P_{3M} від коефіцієнта розподілу вільної роботи

$\pi_{сII} > \pi_{сI}$, що у випадку надкритичних перепадів тиску і скороченого сопла додатково призводить до втрат тяги. Таким чином, оскільки $\chi_{опт3M} < \chi_{опт}$, то у ТРДДзм менші втрати енергії, пов'язані з передачею енергії у зовнішній контур, що, у свою чергу, сприяє зростанню тяги і зменшенню питомої витрати палива. Слід також зауважити, що з переходом від ТРДДзм до ТРДДФзм із загальною форсажною камерою аналогічно тому, як і з переходом від ТРД до ТРДФ, потрібно переглянути питання визначення оптимального ступеня підвищення тиску у компресорі. Без урахування зміни властивостей та маси робочого тіла у припущенні, що $\sigma_{к3} = 1,0$ і $\sigma_{II} = 1,0$, можна рекомендувати формулу А.М. Люльки [50]:

$$\pi_{к\Sigmaопт}^* = \left\{ \frac{\sqrt{1 + m[B(m+1)+1]} - 1}{mB} \right\}^{\frac{к}{к-1}}, \text{ де } B = \frac{1}{\frac{T_{Г}^*}{T_{H}^*} \eta_{к\Sigma}^* \eta_{Т\Sigma}^*}.$$

3.6. Аналіз оптимального розподілу вільної роботи в ТГД

У турбогвинтовому двигуні до параметрів циклу π_K^* і T_{Γ}^* , від яких залежать L_e , $L_{\text{ВІЛ}}$, η_e (тобто які визначають ефективність двигуна як теплової машини або його газогенераторної частини аналогічно усім раніше розглянутим ГТД), необхідно додати новий параметр, який характеризує розподіл роботи циклу або вільної роботи для створення тяги гвинтом і реактивним струменем. Слід лише зазначити, що для цього типу двигуна на відміну від ТРД величина $T_{\Gamma \text{ ек}}^*$, для якої питома витрата палива досягає мінімуму, значно більша, ніж T_{Γ}^* , що використовується у сучасних двигунах. А тому зі збільшенням T_{Γ}^* економічність двигуна зростає. Аналогічно оптимізації ТРДД з розділеними контурами оптимізацію параметрів турбогвинтового двигуна можна звести до оптимального розподілу вільної роботи між турбіною гвинта та реактивним струменем:

$$L_{\text{ВІЛ}} \approx \frac{L_{\text{ТГ}}^*}{\eta_{\text{ТГ}}^*} + \frac{C_c^2}{2\varphi_c^2}, \quad (3.49)$$

де знак приблизної рівності означає нехтування «поверненням» теплоти до робочого тіла у реактивному соплі. На відміну від ТРДД тут замість змінної x , яка характеризує розподіл вільної роботи і використовувалась у оптимізації цього розподілу, більш доцільно використати безпосередньо швидкість C_c реактивного струменя, оскільки її необхідно задавати у термогазодинамічних розрахунках турбовальних двигунів. Як параметр оптимізації можна використати еквівалентну потужність або сумарну тягу (або питому тягу). Якщо сумарну тягу записати як

$$P_{\Sigma} = P_{\text{ГВ}} + P_{\text{рс}},$$

де $P_{\text{ГВ}} = GL'_{\text{ГВ}}\eta_{\text{ГВ}}/V_{\text{П}}$ і $P_{\text{рс}} = G(C_c - V_{\text{П}})$, то питома тяга матиме вигляд

$$P_{\text{П}} = \frac{L'_{\text{ГВ}}\eta_{\text{ГВ}}}{V_{\text{П}}} + C_c - V_{\text{П}}.$$

Тут штрих означає питому величину роботи гвинта відносно витрат повітря крізь двигун, а не крізь сам гвинт. Тоді замість $L'_{\text{ГВ}}$ можна підставити роботу турбіни, яка його обертає, з урахуванням ККД редуктора та механічних утрат в опорах $L'_{\text{ГВ}} = L_{\text{ТГ}}^*\eta_{\text{м}}$. Якщо величину роботи турбіни гвинта визначити за формулою (3.49), то остаточно формула питомої тяги набуде вигляду

$$P_{\text{П}} = \left(L_{\text{ВІЛ}} - \frac{C_c^2}{2\varphi_c^2} \right) \frac{\eta_{\text{ГВ}}\eta_{\text{ТГ}}^*\eta_{\text{м}}}{V_{\text{П}}} + C_c - V_{\text{П}}. \quad (3.50)$$

У випадку, коли $L_{\text{вiл}} = \text{const}$ (для фіксованих параметрів циклу π_K^* та T_{Γ}^*), незалежною змінною у формулі (3.50) буде тільки швидкість реактивного струменя. Досліджуючи питому тягу на екстремум (максимум), отримуємо

$$\frac{C_{\text{с опт}}}{\varphi_{\text{с}}^2 V_{\text{п}}} \eta_{\text{ГВ}} \eta_{\text{ТГ}}^* \eta_{\text{м}} - 1 = 0.$$

Звідси оптимальна швидкість реактивного струменя

$$C_{\text{с опт}} = \frac{V_{\text{п}} \varphi_{\text{с}}^2}{\eta_{\text{ГВ}} \eta_{\text{ТГ}}^* \eta_{\text{м}}}. \quad (3.51)$$

В ідеальному випадку (при відсутності втрат) $C_{\text{с опт}}$ дорівнюватиме швидкості польоту $V_{\text{п}}$.

Для вертолітних ГТД та стаціонарних ГТУ кінетична енергія реактивного струменя є утраченою, тому швидкість $C_{\text{с}}$ вибирають мінімально можливою з урахуванням прийнятних розмірів вихідного пристрою.

3.7. Енергетичний баланс ГТД

Джерелом енергії для роботи ГТД є паливо. Корисно витрачену частку енергії палива характеризує ККД двигуна. Але ця частка енергії для авіаційних двигунів не перевищує 30...35%, а тому важливим є аналіз утрат енергії за складовими частинами з метою пошуку шляхів їх зниження.

Розглянемо це питання на прикладі ТРД. Відповідно до діаграми циклу (див. рис. 1.10) можна записати

$$\frac{V_{\text{п}}^2}{2} + L_{\text{к}}^* + Q_{\text{I}} = L_{\text{тк}}^* + \frac{C_{\text{с}}^2}{2} + Q_{\text{II}},$$

звідки $Q_{\text{I}} = L_{\text{тк}}^* - L_{\text{к}}^* + \frac{C_{\text{с}}^2 - V_{\text{п}}^2}{2} + Q_{\text{II}}$. Тут Q_{I} і Q_{II} – відповідно підведена та відведена з газом теплота. Величину ефективної роботи циклу

$L_e = \frac{C_{\text{с}}^2 - V_{\text{п}}^2}{2}$ можна подати інакше:

$$\frac{C_{\text{с}}^2 - V_{\text{п}}^2}{2} = (C_{\text{с}} - V_{\text{п}})V_{\text{п}} + \frac{(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})^2}{2}.$$

Різниця робіт турбіни і компресора є механічною втратою енергії:

$$L_{\text{тк}}^* - L_{\text{к}}^* = \Delta L_{\text{м}}.$$

Тоді

$$Q_{\text{I}} = \Delta L_{\text{м}} + (C_{\text{с}} - V_{\text{п}})V_{\text{п}} + \frac{(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})^2}{2} + Q_{\text{II}}. \quad (3.52)$$

Помножимо ліву і праву частини цього рівняння на множник $\frac{G}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}}$ і

одержимо

$$\frac{G Q_{\text{I}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \frac{G \Delta L_{\text{м}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} + \frac{G(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} + \frac{G(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})^2/2}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} + \frac{G Q_{\text{II}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}}. \quad (3.53)$$

Кожний з членів цього виразу характеризує ту або іншу частку хімічної енергії палива, а саме:

$$\frac{G Q_{\text{I}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \eta_{\text{Г}} \quad - \text{ коефіцієнт повноти згоряння палива;}$$

$$\frac{G \Delta L_{\text{м}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \Delta \bar{L}_{\text{м}} \quad - \text{ частка енергії палива, яка витрачається на механічні втрати;}$$

$$\frac{G(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})V_{\text{п}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \frac{P V_{\text{п}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \eta_{\text{з}} \quad - \text{ загальний ККД двигуна;}$$

$$\frac{G(C_{\text{с}} - V_{\text{п}})^2/2}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \bar{K} \quad - \text{ частка енергії палива, яка викидається у атмо-сферу у вигляді кінетичної енергії реактивного струменя;}$$

$$\frac{G Q_{\text{II}}}{G_{\text{п}}H_{\text{у}}} = \bar{Q}_{\text{II}} \quad - \text{ частка енергії палива, яка розсіюється у вигляді теплоти з газом реактивного струменя у навколишньому середовищі.}$$

Якщо коефіцієнт повноти згоряння палива записати у вигляді частки енергії палива, яка не виділилася через неповне згоряння, тобто $(1 - \eta_{\text{Г}})$, то рівняння (3.53) набуде вигляду

$$1 = \eta_{\text{з}} + (1 - \eta_{\text{Г}}) + \bar{Q}_{\text{II}} + \bar{K} + \Delta \bar{L}_{\text{м}}. \quad (3.54)$$

Це рівняння є енергетичним балансом ТРД. Тут $\eta_{\text{з}} + \bar{K} = \eta_{\text{е}}$ характеризує економічність двигуна як теплової машини. А тоді \bar{K} як частка втрат енергії палива з кінетичною енергією реактивного струменя характеризує економічність двигуна як рушія і пов'язана з тяговим ККД формулою

$$\eta_{\text{Т}} = 1 - \bar{K} / \eta_{\text{е}}.$$

Для ТРД у польоті енергія палива розподіляється приблизно так: загальний ККД $\eta_{\text{з}} = 0,2 \dots 0,35$ ($\eta_{\text{е}} = 0,3 \dots 0,45$; $\eta_{\text{Т}} = 0,5 \dots 0,7$), неповнота згоряння складає $1 \dots 2\%$; механічні втрати – також $1 \dots 2\%$; утрати через кінетичну енергію реактивного струменя – $10 \dots 15\%$ і, нарешті, біля $60 \dots 70\%$ складає тепла енергія, яка викидається у навколишнє середовище. Наведений розподіл енергії палива за складовими частинами значною мірою залежить, крім величин, що характеризують

економічність вузлів ($\sigma_{ВХ}$, η_K^* , $\sigma_{КЗ}$, η_T , η_T^* , η_m , φ_c), також від параметрів циклу (π_K^* , T_T^*) та швидкості польоту ($M_{П}$). Залежність ККД двигуна від швидкості польоту показано на рис. 1.9, а залежність розподілу енергії палива за складовими енергетичного балансу від ступеня підігріву $\Theta = T_T^*/T_H$ – на рис. 3.29.

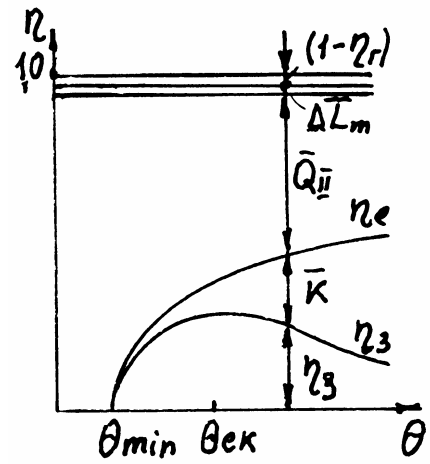


Рис. 3.29. До енергетичного балансу ТРД

Для зниження втрат енергії у формі $\bar{\kappa}$, як відомо, використовують «принцип приєднання маси», замінюючи ТРД на ТГД або ТРДД. Утрати енергії у формі \bar{Q}_{II} можна знизити, наприклад, застосуванням регенерації тепла.

3.8. Оптимізація ГТД з регенерацією теплоти

Відомі випадки використання регенерації теплоти в авіаційних ГТД, але це окремі випадки у зв'язку зі значною масою теплообмінних апаратів. Використання регенерації тепла у турбовальних двигунах наземного призначення для транспортних засобів і особливо стаціонарного устаткування є дуже ефективним засобом підвищення ККД двигуна. Схема та діаграма циклу такого двигуна показані на рис. 3.30. У теплообміннику, розміщеному за турбіною, теплота, відведена від газу ($i_T^* - i_p$), підводиться до повітря за компресором ($i_K^* - i_K$).

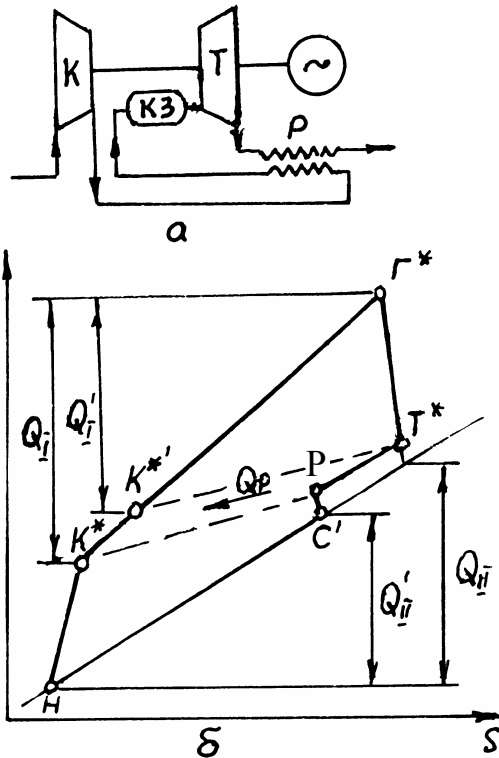


Рис. 3.30. Схема ГТД з регенерацією теплоти

Ефективність такої передачі тепла характеризується ступенем регенерації

$$\beta_{\text{рег}} = \frac{i_K^* - i_K}{i_T^* - i_K} \quad (3.55)$$

За рахунок зменшення підведеного тепла Q_I зі згорянням палива до величини $Q'_I = Q_I - Q_p$ підвищується ефективний ККД циклу

$$\eta_{ep} = \frac{L_e}{Q'_I} \quad (3.56)$$

Ефективну роботу циклу можна подати у вигляді різниці робіт розширення і стиснення:

$$L_e = L_p - L_{CT} = C_{pT} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e_p} \right) \eta_p - C_{pT} T_H \frac{(e-1)}{\eta_{CT}} \approx C_{pT} T_H \left[\Theta \left(1 - \frac{1}{e_p} \right) \eta_p - \frac{(e-1)}{\eta_{CT}} \right]$$

(тут і далі приймаємо $C_p \approx C_{pT}$). Підведена теплота

$$Q'_I = i_{\Gamma}^* - i_{\text{K}}^{*'}, \quad \text{де } i_{\Gamma}^* = C_{pT} T_{\Gamma}^* \quad \text{і}$$

$$i_{\text{K}}^{*'} = \beta_{\text{рег}} i_{\text{T}}^* + (1 - \beta_{\text{рег}}) i_{\text{K}}^* = \beta_{\text{рег}} C_{pT} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{e_p} \right) \eta_p \right] + (1 - \beta_{\text{рег}}) C_{pT} T_H \left[1 + \frac{(e-1)}{\eta_{CT}} \right].$$

За умов роботи турбовального двигуна, коли $H = 0$ і $M_{\Pi} = 0$, стиснення повітря відбувається лише у компресорі, а розширення газу – головним чином у турбіні, причому можна прийняти $e \approx e_{\text{K}} \approx e_p \approx e_T$;

$\eta_{CT} \approx \eta_{\text{K}}^*$; $\eta_p \approx \eta_T^*$. Якщо вирази ефективної роботи циклу L_e і підведеної теплоти Q'_I підставити у формулу (3.56), то отримаємо

$$\eta_{ep} = \frac{\Theta \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_T^* - \frac{(e-1)}{\eta_{\text{K}}^*}}{\Theta - \beta_{\text{рег}} \left[\Theta \left(1 - \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_T^* \right) - (1 - \beta_{\text{рег}}) \left[1 + \frac{(e-1)}{\eta_{\text{K}}^*} \right] \right]} = \frac{A - \frac{\Theta \eta_T^*}{e} - \frac{e}{\eta_{\text{K}}^*}}{B - \beta_{\text{рег}} \frac{\Theta \eta_T^*}{e} - (1 - \beta_{\text{рег}}) \frac{e}{\eta_{\text{K}}^*}}, \quad (3.57)$$

$$\text{де } A = \Theta \eta_T^* + 1/\eta_{\text{K}}^*; \quad B = \Theta - \beta_{\text{рег}} \Theta \left(1 - \eta_T^* \right) - (1 - \beta_{\text{рег}}) \left(1 - 1/\eta_{\text{K}}^* \right).$$

З рис. 3.30 видно, що зі зростанням ступеня підвищення тиску у компресорі для фіксованої температури газу T_{Γ}^* можливість регенерації тепла зменшується через зближення температур T_{K}^* і T_{T}^* . А коли

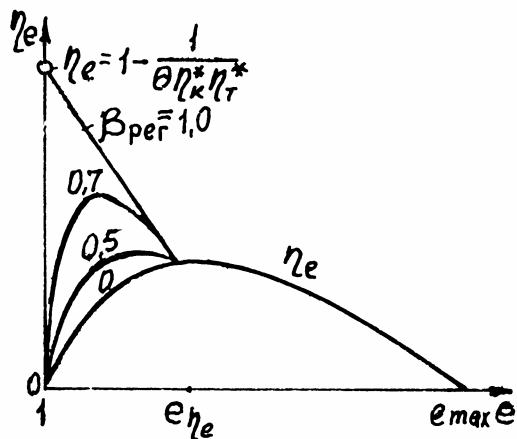


Рис. 3.31. Залежність η_e від e

температури T_{K}^* і T_{T}^* порівнюються, регенерація стає неможливою. Отже, регенерація тепла особливо ефективна для двигунів з малим ступенем підвищення тиску та високою температурою газу перед турбіною T_{Γ}^* .

Відповідно до формули (3.57) на рис. 3.31 показано залежності $\eta_{ep} = f(e)$ для різних ступенів регенерації $\beta_{\text{рег}}$.

Якщо $\beta_{\text{рег}} = 0$, то отримаємо формулу

$$\eta_{ep} = \eta_e = \left[\Theta \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_T^* - \frac{e-1}{\eta_K^*} \right] / \left[\Theta - \left(1 + \frac{e-1}{\eta_K^*} \right) \right], \text{ яку вже аналізували за}$$

допомогою графіків на рис. 3.8. Коли $\beta_{рег} = 1$, то $\eta_{ep} = 1 - e/\Theta \eta_K^* \eta_T^*$. Тоді для $e = 1$ отримаємо $\eta_{ep} = 1 - 1/\Theta \eta_K^* \eta_T^*$.

Дослідження формули (3.57) на екстремум дозволяє визначити умови досягнення максимальної величини ефективного ККД ГТД з регенерацією теплоти:

$$\pi_K^* \eta_{ep} = \left[\frac{DC + \sqrt{D^2 C^2 + D(F \eta_K^* - C)(F + DC)}}{DC + F} \right]^{K-1}, \quad (3.58)$$

де $D = \Theta \eta_T^*$; $F = (\Theta - 1)(1 - \beta_{рег})$; $C = 2\beta_{рег} - 1$.

Якщо ж урахувати різницю теплоємностей $C_{pГ} \neq C_p$ і величин $e = e_K \neq e_T = e_p$, то ефективний ККД (3.57) набуде вигляду [15]

$$\eta_{ep} = \frac{\left(\frac{E \Theta \eta_K^* \eta_T^*}{e} - 1 \right) \frac{(e-1)}{\eta_K^*}}{\Theta \left\{ E - \beta_{рег} \left[E - E \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_T^* \right] \right\} - (1 - \beta_{рег}) \left[1 + \frac{(e-1)}{\eta_K^*} \right]},$$

а відповідний ступінь підвищення тиску – (3.58), де $D = E \Theta \eta_T^*$;

$$F = (\varepsilon \Theta - 1)(1 - \beta_{рег}); \quad C = 2\beta_{рег} - 1; \quad E = \frac{C_{pГ}}{C_p} \left(\frac{e_p - 1}{e - 1} \right) \frac{e}{e_p}; \quad \varepsilon = \frac{C_{pГ}}{C_p}.$$

Слід зазначити, що у даному аналізі не враховувалися втрати повного тиску повітря і газу в регенераторі, за рахунок яких величина ефективного ККД, звичайно, буде нижчою. Але загальний характер залежності $\eta_{ep} = f(e, \beta_{рег})$ залишиться таким самим. Необхідно мати також на увазі, що ступінь регенерації залежить від типу теплообмінника, його поверхні теплообміну та інших показників. Для авіаційних двигунів ступінь регенерації $\beta_{рег} = 0,5 \dots 0,65$ через обмеження маси теплообмінника, тоді як для стаціонарних ГТУ вона досягає значень $0,75 \dots 0,85$.

4. СПІЛЬНА РОБОТА ЕЛЕМЕНТІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГТД

В умовах експлуатації літака двигун працює у широкому діапазоні режимів роботи зі зміною параметрів робочого процесу. Зміна параметрів головним чином визначається умовами спільної роботи елементів двигуна у силовій установці з заданими характеристиками. Такими елементами силової установки, наприклад з ТРД, є повітрязбірник, компресор, камера згоряння, турбіна та реактивне сопло. Умови спільної роботи зазначених вузлів можна описати системою рівнянь, які відображають рівність витрати повітря або газу крізь них, рівність потужностей і частот обертання компресора та турбіни, рівняння балансів енергії в усіх елементах з використанням їх характеристик. Розв'язання системи рівнянь на ustalених режимах роботи двигуна у різних умовах польоту дозволяє визначити робочі точки на характеристиках кожного елемента. З фізичної точки зору спільна робота вузлів двигуна визначається перетином їх характеристик.

Для спрощення аналізу спільної роботи розглянемо попарно розміщені елементи, починаючи у напрямку від виходу із двигуна до входу, тобто турбіну і реактивне сопло, потім компресор і турбіну, а лише потім повітрязбірник і компресор. Така послідовність зумовлена необхідністю використання попереднього розв'язку у наступному аналізі.

4.1. Спільна робота турбіни та реактивного сопла ТРД

Умовою спільної роботи турбіни і реактивного сопла на ustalених режимах є рівність витрат газу, яку зручно записати для мінімального перерізу соплового апарата першого ступеня турбіни та для критичного перерізу реактивного сопла.

Рівність витрат газу має вигляд

$$m_{\Gamma} F_{ca} \frac{p_{\Gamma}^* \cdot \sigma_{ca}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{ca}) = m_{\Gamma} F_{кр} \frac{p_{\Gamma}^* \cdot \sigma_{зч}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{кр}), \quad (4.1)$$

де $\sigma_{зч}$ і σ_{ca} – коефіцієнти відновлення повного тиску у звуженій частині сопла та сопловому апараті турбіни.

Із цього рівняння випливає, що

$$\frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\Gamma}^*} = \frac{F_{кр} \sigma_{зч} q(\lambda_{кр})}{F_{ca} \sigma_{ca} q(\lambda_{ca})} \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^*}}, \quad (4.2)$$

де $p_{\Gamma}^* / p_{\Gamma}^* = \pi_{\Gamma}^*$.

Припускаючи, що процес розширення газу у турбіні відбувається з показником політропи n' для загальмованих параметрів, можна записати

$$\frac{T_{\Gamma}^*}{T_T^*} = \left(\frac{p_{\Gamma}^*}{p_T^*} \right)^{\frac{n'-1}{n'}} = \pi_T^* \frac{n'-1}{n'}. \quad (4.3)$$

Після підстановки рівняння (4.3) у (4.2) та його перетворення отримаємо вираз для спільної роботи турбіни і реактивного сопла:

$$\pi_T^* = \left[\frac{F_{кр} \sigma_{зч} q(\lambda_{кр})}{F_{са} \sigma_{са} q(\lambda_{са})} \right]^{\frac{2n'}{n'+1}}. \quad (4.4)$$

Якщо у рівняння (4.2) підставити температуру газу за турбіною

$$T_T^* = T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\pi_T^* \kappa_{\Gamma}}} \right) \eta_T^* \right], \quad (4.5)$$

то рівняння спільної роботи турбіни і реактивного сопла може бути записане у іншому вигляді:

$$\pi_T^* \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\pi_T^* \kappa_{\Gamma}}} \right) \eta_T^*} = \frac{F_{кр} \sigma_{зч} q(\lambda_{кр})}{F_{са} \sigma_{са} q(\lambda_{са})}. \quad (4.6)$$

У ТРД з незмінними прохідними перерізами проточної частини ($F_{са} = \text{const}$ і $F_{кр} = \text{const}$) на усіх основних режимах роботи в умовах польоту у реактивному соплі звичайно досягається надкритичний перепад тиску, а тому $q(\lambda_{кр}) = 1$. Крім того, якщо у першому сопловому апараті турбіни умови течії близькі до критичних, то $q(\lambda_{са}) \approx 1,0$. Для багатоступінчастої турбіни навіть з докритичними перепадами тиску у першому ступені $q(\lambda_{са}) \approx \text{const}$. І, нарешті, з урахуванням того, що величини $\sigma_{са}$ і $\sigma_{зч}$ на усіх режимах залишаються практично сталими, основне рівняння спільної роботи турбіни і реактивного сопла (4.4) або (4.6) набуває вигляду

$$\pi_T^* = \text{const}; \quad \eta_T^* = \text{const}. \quad (4.7)$$

Згідно з характеристикою турбіни можна вважати, що $n_T / \sqrt{T_{\Gamma}^*} = \text{const}$. Це відношення можна також отримати з рівності робіт турбіни та компресора ТРД.

Як впливає з рівнянь (4.4), (4.6), величину π_T^* можна змінювати регулюванням $F_{кр}$ або $F_{са}$. Регулювання реактивного сопла ($F_{кр}$) приводить майже до пропорційної зміни величини π_T^* . Регулювання соплового апарата ($F_{са}$) поки що використовують дуже рідко через

конструктивну складність. Але набором соплових апаратів з різними F_{ca} користуються у процесі доводки двигунів.

4.2. Спільна робота компресора, камери згоряння та турбіни одновального ТРД

Основними умовами спільної роботи компресора, камери згоряння і турбіни є:

1. Рівність витрат повітря G крізь вхідний переріз компресора і газу G_{Γ} крізь турбіну з урахуванням витрат палива G_{Π} та кількості повітря $G_{\text{відб}}$, яке відбирається з компресора для охолодження турбіни та на інші потреби:

$$G + G_{\Pi} - G_{\text{відб}} = G_{\Gamma} \quad \text{або} \quad G(1 + q_{\Pi})(1 - \bar{G}_{\text{відб}}) = G_{\Gamma}, \quad (4.8)$$

де $q_{\Pi} = \frac{G_{\Pi}}{G(1 - \bar{G}_{\text{відб}})}$ – відносна кількість палива, яка подається у камеру згоряння;

$\bar{G}_{\text{відб}} = G_{\text{відб}}/G$ – відносна кількість повітря, яка відбирається з компресора.

Для сучасних авіаційних ГТД з температурою газу перед турбіною $T_{\Gamma}^* = 1200 \dots 1800 \text{ K}$, $q_{\Pi} = 0,015 \dots 0,03$, а $\bar{G}_{\text{відб}} = 0,03 \dots 0,08$. Зі зміною q_{Π} і $\bar{G}_{\text{відб}}$ залежно від режиму роботи двигуна величини $(1 + q_{\Pi})$ і $(1 - \bar{G}_{\text{відб}})$ змінюються відносно менше. Тому з невеликою похибкою можна вважати, що витрати повітря і газу мають зв'язок $G \cdot \text{const} = G_{\Gamma}$, а якщо $G_{\text{відб}} \approx G_{\Pi}$, можна прийняти

$$G = G_{\Gamma}. \quad (4.8')$$

Для спрощення рівнянь спільної роботи турбокомпресорів у подальшому будемо користуватися, головним чином, цією формою рівності витрат повітря та газу.

2. Рівність потужностей компресора N_K та турбіни N_T з урахуванням механічних утрат у підшипниках та відбору потужності на привід агрегатів зв'язана з механічним ККД η_m :

$$N_K = N_T \eta_m \quad \text{або} \quad G \cdot L_K^* = G_{\Gamma} \cdot L_T^* \eta_m. \quad (4.9)$$

Це співвідношення з урахуванням умови (4.8') перетворюється на рівняння балансу робіт компресора і турбіни:

$$L_K^* = L_T^* \eta_m. \quad (4.10)$$

3. Рівність частот обертання роторів компресора і турбіни

$$n_K = n_T. \quad (4.11)$$

Розглядаючи спільну роботу компресора, камери згоряння і турбіни на базі моделі двигуна першого рівня, необхідно також використовувати характеристики усіх вузлів у вигляді залежностей:

для компресора

$$\pi_K^* = f[q(\lambda_B), n_{3B}]; \quad \eta_K^* = f[q(\lambda_B), n_{3B}]; \quad (4.12)$$

для камери згоряння

$$\sigma_{K3} = \text{const}; \quad \eta_\Gamma = \text{const}; \quad (4.13)$$

для турбіни

$$q(\lambda_{ca}) = \text{const}; \quad \pi_T^* = \text{const}; \quad \eta_T^* = \text{const}. \quad (4.14)$$

Перша залежність для турбіни прийнята за умови критичної течії у «горлі» соплового апарата ($q(\lambda_{ca}) \approx 1,0$). А якщо, крім цього, у реактивному соплі буде критичний або надкритичний перепад тиску, то виконується умова (4.7)

$$\pi_T^* = \text{const}; \quad \eta_T^* = \text{const}.$$

Рівність витрат повітря крізь переріз входу у компресор і газу крізь переріз першого соплового апарата турбіни (4.8')

$$m_{\Pi} F_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} q(\lambda_B) = m_{\Gamma} F_{ca} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{ca}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{ca})$$

після підстановки $p_{\Gamma}^* = p_B^* \pi_K^* \sigma_{K3}$ набуває вигляду

$$\pi_K^* = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_B^*}} q(\lambda_B), \quad (4.15)$$

де $A = \frac{m_{\Pi} F_B}{m_{\Gamma} F_{ca} \sigma_{K3} \sigma_{ca} q(\lambda_{ca})} = \text{const}$ для двигуна з незмінними прохідними перерізами проточної частини та за умови (4.14).

Таким чином, умова рівності витрат повітря крізь компресор і газу крізь турбіну являє собою у координатах $\pi_K^* - q(\lambda_B)$ (рис. 4.1) параметричну сім'ю прямих ліній (4.15), які виходять із початку координат і відрізняються значеннями зведеної температури газу T_{Γ}^*/T_B^* перед турбіною. Ці лінії скривлюються лише у межах малих ступенів підвищення тиску з переходом до докритичних режимів роботи реактивного сопла та турбіни, коли $q(\lambda_{ca})$ починає зменшуватися зі зниженням частоти обертання ротора компресора.

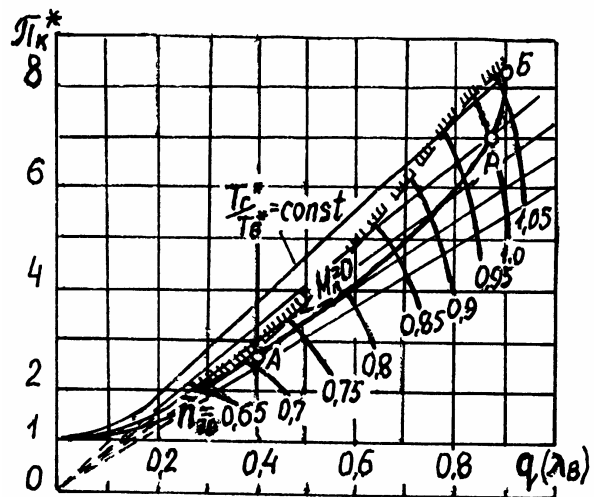


Рис. 4.1. Лінія робочих режимів (АРБ) на характеристиці компресора

Для визначення величини зведеної температури газу T_{Γ}^*/T_B^* , що відповідає будь-якій заданій частоті обертання ротора турбокомпресора

(тобто для визначення точки роботи компресора на його характеристиці для $n_{3B} = \text{const}$), використовують рівняння балансу робіт компресора і турбіни (4.10) у вигляді

$$C_{P_{T_B}} T_B^* \frac{\pi_K^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\eta_K^*} = C_{P_{T_G}} T_G^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_T^* \kappa}{\kappa_{T_G} - 1}} \right) \eta_T^* \eta_m^*.$$

Звідси випливає, що

$$\frac{T_G^*}{T_B^*} = B \frac{\pi_K^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\eta_K^*}, \quad (4.16)$$

де $B = \frac{C_{P_{T_B}}}{C_{P_{T_G}} \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_T^* \kappa}{\kappa_{T_G} - 1}} \right) \eta_T^* \eta_m^*} \approx \text{const}$ для незмінних перерізів $F_{кр}$ і $F_{са}$

та надкритичних перепадів тиску у реактивному соплі (тобто за умови (4.7)).

Після підстановки відношення температур (4.16) у рівняння (4.15) отримаємо

$$\frac{\pi_K^* \sqrt{\eta_K^*}}{\sqrt{\pi_K^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}} = C \cdot q(\lambda_B), \quad (4.17)$$

де $C = A \sqrt{B} = \text{const}$.

Вираз (4.17) є рівнянням спільної роботи компресора, камери згоряння та турбіни і визначається величинами $q(\lambda_B)$, π_K^* , η_K^* , які характеризують роботу компресора. Його графічне зображення на характеристиці компресора (рис. 4.1) є лінією спільної роботи компресора з іншими елементами двигуна і називається лінією рівноважних робочих режимів. На цій лінії для кожного усталеного режиму роботи двигуна з будь-якими зовнішніми умовами польоту досягається таке рівноважне сполучення параметрів, для яких задовольняються умови спільної роботи.

Рівність частот обертання компресора і турбіни (4.11) із заданими їх значеннями використовують у загальному випадку для визначення режимних параметрів на характеристиках усіх елементів двигуна. Для цього зручніше перейти від фізичних частот до зведених параметрів:

$$\frac{n_K}{\sqrt{T_B^*}} = \frac{n_T}{\sqrt{T_G^*}} \sqrt{\frac{T_G^*}{T_B^*}}. \quad (4.18)$$

Рівність частот обертання турбіни і компресора уже була використана у неявному вигляді, коли була отримана одна з умов режиму роботи турбіни для надкритичного перепаду тиску у реактивному соплі. У цьому випадку рівняння (4.18) можна записати так:

$$\frac{n_K}{\sqrt{T_B^*}} = D \sqrt{\frac{T_T^*}{T_B^*}}, \quad (4.19)$$

де $D = n_T / \sqrt{T_T^*} = \text{const}$. Звідси випливає, що зведена температура газу T_T^*/T_B^* змінюється пропорційно квадрату зведеної частоти обертання компресора n_{3B}^2 . Слід мати на увазі, що рівняння (4.19) не є якоюсь додатковою умовою спільної роботи турбіни і компресора до раніш отриманого виразу (4.17), оскільки для параметра турбіни $n_T / \sqrt{T_T^*} = \text{const}$ крім рівності частот обертання передумовою є і рівність робіт турбіни і компресора. А тому застосування параметра $n_T / \sqrt{T_T^*} = \text{const}$ для отримання рівняння (4.17) виключає необхідність використання умови рівності частот компресора і турбіни додатково до цього рівняння.

Розглядаючи рівняння (4.17) спільно з характеристиками компресора у вигляді: $\pi_K^* = f[q(\lambda_B), \bar{n}_{3B}]$; $\eta_K^* = f[q(\lambda_B), \bar{n}_{3B}]$, маємо три рівняння з чотирма невідомими: $q(\lambda_B)$, π_K^* , η_K^* , \bar{n}_{3B} . Отже, для однозначного розв'язання цієї системи рівнянь необхідно задати ще одну умову, яка визначала б режим роботи двигуна (турбокомпресора), наприклад, закон зміни величини \bar{n}_{3B} або n .

Зв'язок відносної зведеної частоти обертання \bar{n}_{3B} з фізичною частотою n має вигляд

$$\bar{n}_{3B} = \frac{n}{n_{3Л}} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}, \quad (4.20)$$

де $n_{3Л}$ – частота злітного режиму.

Величина T_B^* визначається умовами польоту (H, M_{Π}) і стандартною атмосферою:

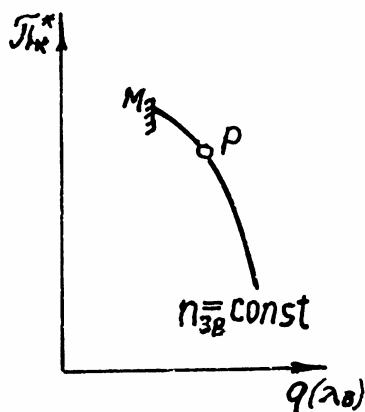
$$T_B^* = T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{\Pi}^2 \right).$$

Зміна фізичної частоти обертання задається законом регулювання. Якщо задати $n = \text{const}$, то зі зростанням швидкості польоту робоча точка двигуна на характеристиці компресора буде зміщуватися вниз по лінії робочих режимів (рис. 4.1). Таке саме зміщення буде і тоді, коли зафіксувати умови польоту ($H = \text{const}$, $M_{\Pi} = \text{const}$, а отже, $T_B^* = \text{const}$) і дроселювати режим роботи двигуна, знижуючи частоту обертання.

Місцезнаходження лінії робочих режимів на характеристиці компресора в обох випадках залишається одним і тим же. Відхилення режимів від указаної лінії можна отримати зміною критичного перерізу реактивного сопла. Зі зменшенням $F_{кр}$ лінія робочих режимів зміщується вверх (ближче до межі газодинамічної стійкості – лінії помпажу), а з розкриванням сопла – навпаки. Одночасною зміною n і $F_{кр}$ можна отримати будь-яке місцезнаходження лінії робочих режимів. Закон зміни n і $F_{кр}$ називають законом регулювання.

Відстань від лінії робочих режимів до межі помпажу характеризує запас газодинамічної стійкості компресора і усього двигуна. Для кількісного оцінювання запасу стійкості компресора з фіксованою зведеною частотою обертання $n_{зв} = \text{const}$ (рис. 4.2) використовують коефіцієнт стійкості K_c і запас стійкості ΔK_c , які зв'язані співвідношенням

$$\Delta K_c = (K_c - 1) \cdot 100\%, \quad (4.21)$$



де $K_c = \frac{\left[\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_B)} \right]_M}{\left[\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_B)} \right]_p}$. Індекси «м» і «р» відпо-

відають параметрам компресора на межі стійкості (помпажу) і лінії робочих режимів для однієї і тієї ж зведеної частоти обертання.

Рис. 4.2. До визначення запасу стійкості компресора

Режим роботи компресора визначає багато параметрів двигуна і його запаси стійкості. Тому доцільно використовувати характеристики компресора (рис. 4.1) для зображення на них лінії робочих режимів при аналізі спільної

роботи елементів двигуна завдяки їх великій інформативності про режим роботи двигуна у цілому. Так, для заданих умов польоту літака і прийнятого закону регулювання двигуна за допомогою відомої лінії робочих режимів на характеристиці компресора легко визначити такі важливі параметри двигуна, як n , π_k^* , T_Γ^* , G , ΔK_c . Для розрахування інших параметрів двигуна (q_Π , T_K^* , T_T^*) використовують рівняння балансу енергії у відповідному елементі:

$$T_K^* = T_B^* \left[1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\pi_k^*} \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1}{\eta_K} \right]; \quad (4.22)$$

$$q_\Pi = \frac{C_{p_\Gamma} T_\Gamma^* - C_p T_K^*}{H_u \eta_\Gamma - C_{p_\Gamma} T_\Gamma^*}; \quad (4.23)$$

$$T_T^* = T_\Gamma^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\pi_T^* \kappa_\Gamma}} \right) \eta_T^* \right]. \quad (4.24)$$

У випадку докритичних перепадів тиску в реактивному соплі, наприклад, для глибоких дросельних режимів (малих n_{3B}), величина $\pi_T^* \neq \text{const}$, а отже, величини $B \neq \text{const}$ і $C \neq \text{const}$ у рівняннях (4.16) і (4.17). Тоді π_T^* залежатиме від швидкості польоту M_Π , що, відповідно, приводить до впливу M_Π на лінію робочих режимів (рис. 4.1).

4.3. Спільна робота надзвукового повітрязабірника та компресора

Основною умовою спільної роботи вхідного повітрязабірника і компресора є рівність витрат повітря. У силових установках дозвукових літаків така рівність автоматично забезпечується зміною коефіцієнта витрати φ_{BX} . Інакше змінюються режими роботи надзвукового повітрязабірника і компресора в умовах надзвукового польоту літака. Рівність витрат повітря крізь переріз н–н у незбуреному потоці перед повітрязабірником і крізь переріз в–в входу у компресор

$$m_\Pi F_H \frac{p_H^*}{\sqrt{T_H^*}} q(\lambda_H) = m_\Pi F_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} q(\lambda_B) \quad (4.25)$$

після перетворення набуває вигляду

$$\sigma_{BX} = \varphi_{BX} \frac{1}{\bar{F}_B} \cdot \frac{q(\lambda_H)}{q(\lambda_B)}, \quad (4.26)$$

де $T_B^* = T_H^*$; $p_B^* = p_H^* \cdot \sigma_{BX}$; $\varphi_{BX} = F_H / F_{BX}$; $\bar{F}_B = F_B / F_{BX}$ – відносна площа входу у компресор.

Якщо лінія робочих режимів на характеристиці компресора відома, то для будь-якої заданої умови польоту (H і M_Π) і заданого режиму роботи двигуна (n) визначається зведена частота обертання компресора n_{3B} , а за її допомогою знаходиться і величина $q(\lambda_B)$ на лінії робочих режимів. Швидкість польоту M_Π однозначно визначає і величину $q(\lambda_H)$. Якщо відома також дросельна характеристика надзвукового повітрязабірника для заданої швидкості польоту M_Π з різними положеннями його регулюючих органів (рис. 4.3),

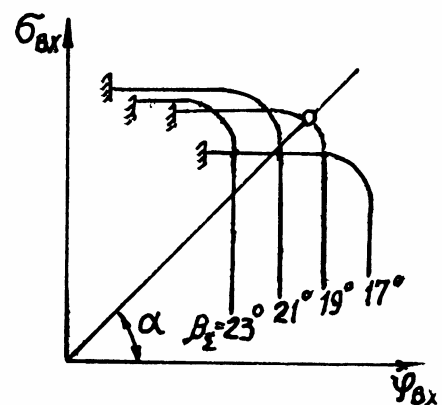


Рис. 4.3. Характеристика регульованого надзвукового повітрязабірника в умовах спільної роботи з компресором

то робочу точку Р на цій характеристиці знаходимо на її перетині з прямою $\sigma_{\text{ВХ}} = \text{const} \cdot \varphi_{\text{ВХ}}$, яка визначається рівнянням (4.26) для відомої відносної площі входу у компресор $\bar{F}_B = F_B/F_{\text{ВХ}}$. Величина сталої $q(\lambda_H)/(\bar{F}_B q(\lambda_B)) = \text{const}$ у цьому рівнянні характеризує кут нахилу цієї прямої до осі абсцис $\alpha = \text{arctg}[q(\lambda_H)/(\bar{F}_B q(\lambda_B))]$. Маючи характеристики повітрязабірника з різними положеннями регулюючих органів, можна описаним способом вибрати оптимальні умови його роботи для заданого режиму роботи двигуна і швидкості польоту $M_{\text{П}}$.

4.4. Вплив регулювання на лінію робочих режимів одновального ТРД

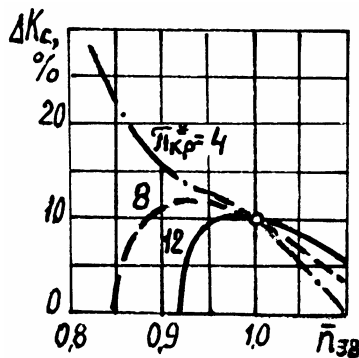


Рис. 4.4. Зміна ΔK_c уздовж лінії робочих режимів нерегульованих компресорів з різними $\pi_{\text{кр}}^*$

Характер розміщення лінії робочих режимів турбокомпресора на характеристиці компресора ТРД відносно межі помпажу (рис. 4.1) залежить як від способу регулювання двигуна, так і від розрахункового значення ступеня підвищення тиску у компресорі. Так, на рис. 4.4 показано характер зміни запасу стійкості компресора ΔK_c від зведеної частоти обертання для нерегульованих компресорів з різними $\pi_{\text{кр}}^*$. У компресора з малим значенням $\pi_{\text{кр}}^*$ ($\pi_{\text{кр}}^* = 4$) величина ΔK_c збільшується зі зниженням $\bar{n}_{\text{зв}}$ і, навпаки, швидко зменшується зі збільшенням $\bar{n}_{\text{зв}}$ на режимах $\bar{n}_{\text{зв}} > 1,0$. Для компресора з великим значенням $\pi_{\text{кр}}^* \geq 12$ спостерігається протилежна картина у діапазоні частот $\bar{n}_{\text{зв}} < 1,0$: величина ΔK_c у цьому випадку швидко зменшується. В області $\bar{n}_{\text{зв}} > 1,0$ величина ΔK_c хоч і зменшується зі зростанням $\bar{n}_{\text{зв}}$, але значно меншою мірою, ніж у компресора з малим розрахунковим $\pi_{\text{кр}}^* = 4,0$.

Розташування лінії робочих режимів на характеристиці компресора (рис. 4.1) істотно залежить від площі критичного перерізу реактивного сопла $F_{\text{кр}}$. Зменшення $F_{\text{кр}}$ призводить майже до еквідистантного переміщення робочої лінії ближче до межі стійких режимів, і, навпаки, збільшення $F_{\text{кр}}$ приводить до віддалення лінії робочих режимів від межі стійкості. Ці зміни пояснюються тим, що для кожної заданої частоти обертання збільшення $F_{\text{кр}}$, наприклад, відповідно до залежностей (4.4) і (4.6), викликає зростання $\pi_{\text{Т}}^*$, а отже, зменшення температури

газу перед турбіною (зниження зведеної температури T_{Γ}^*/T_B^*), що забезпечує умову рівності робіт компресора і турбіни.

Таким чином, зі збільшенням $F_{кр}$ значно зростає запас стійкості компресора і двигуна, але при цьому знижується температура T_{Γ}^* . Якщо ж одночасно зі збільшенням $F_{кр}$ збільшувати й площу F_{ca} , щоб згідно з залежностями (4.4) і (4.6) забезпечувати потрібні значення π_T^* , то віддалення робочої лінії від межі стійких режимів буде відбуватися зі збереженням незмінної температури газу T_{Γ}^* . Одночасне віддалення лінії (4.15) з $T_{\Gamma}^*/T_B^* = \text{const}$ від межі помпажу пояснюється зменшенням значення сталого коефіцієнта A внаслідок зростання F_{ca} .

Відомо, що для розширення діапазону стійкої роботи компресора використовують поворот лопаток напрямних апаратів, причому зі зниженням частоти обертання ротора кути установки напрямних лопаток перших ступенів зменшують, а останніх – збільшують. У цьому випадку одночасно зі зміною межі стійкої роботи змінюються і напірні лінії характеристики (пунктирні лінії на рис. 4.5, а).

Перепускання повітря у компресорі на понижених частотах обертання також використовують для розширення діапазону його стійкої роботи (рис. 4.5, б), але й у цьому випадку змінюються також напірні лінії характеристик.

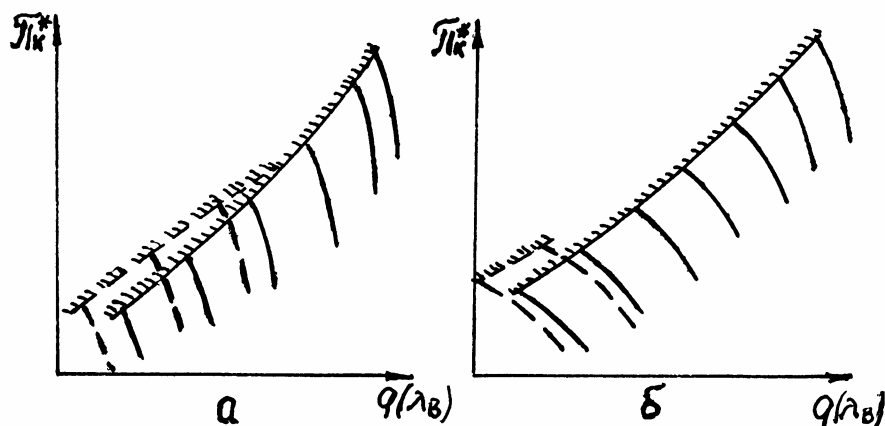


Рис. 4.5. Вплив повороту напрямних лопаток (а) та перепускання повітря (б) у компресорі на його характеристики

Ефективним засобом розширення діапазону стійкої роботи компресора є використання двокаскадної або трикаскадної схеми. У системі двигуна це потребує використання дво- або тривальної схеми двигуна.

4.5. Спільна робота турбокомпресорів двовального ТРД

Умови спільної роботи компресора високого тиску (КВТ), камери згоряння і турбіни високого тиску принципово не відрізняються від

умов спільної роботи турбокомпресора одновального ТРД (4.8) - (4.11). При цьому із рівності витрат повітря і газу крізь КВТ і його турбіну

$$m_{\Pi} F_{\text{ВВТ}} \frac{p_{\text{ВВТ}}^*}{\sqrt{T_{\text{ВВТ}}^*}} q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВТ}} = m_{\Gamma} F_{\text{сa I}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{сa I}}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{\text{сa}})_{\text{I}} \quad (4.27)$$

отримуємо рівняння, аналогічне виразу (4.15):

$$\pi_{\text{КВТ}}^* = A \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВТ}}^*}} q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВТ}}. \quad (4.28)$$

З умови балансу потужностей компресора і турбіни високого тиску, який перетворюється на баланс робіт

$$C_{\text{P}} T_{\text{ВВТ}}^* \frac{\pi_{\text{КВТ}}^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\eta_{\text{КВТ}}^*} = C_{\text{P}_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{\text{ТВТ}}^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{\pi_{\text{ТВТ}}^*}} \right) \eta_{\text{ТВТ}}^* \eta_{\text{м}}, \quad (4.29)$$

легко отримати рівняння

$$\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВТ}}^*} = B \frac{\pi_{\text{КВТ}}^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\eta_{\text{КВТ}}^*}, \quad (4.30)$$

де величина $B = \frac{C_{\text{P}}}{C_{\text{P}_{\Gamma}} \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{\text{ТВТ}}^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{\pi_{\text{ТВТ}}^*}} \right) \eta_{\text{ТВТ}}^* \eta_{\text{м}}}$ – стала величина при ста-

лому $\pi_{\text{ТВТ}}^*$.

Останнє можна довести за допомогою рівності витрат газу крізь соплові апарати турбін високого та низького тиску, звідки маємо

$$\pi_{\text{ТВТ}}^* = \frac{F_{\text{сa II}} \sigma_{\text{сa II}} q(\lambda_{\text{сa}})_{\text{II}} \sqrt{T_{\Gamma}^*}}{F_{\text{сa I}} \sigma_{\text{сa I}} q(\lambda_{\text{сa}})_{\text{I}} \sqrt{T_{\text{ТВТ}}^*}}$$

або після підстановки залежності температур

$$T_{\text{ТВТ}}^* = T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{\text{ТВТ}}^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{\pi_{\text{ТВТ}}^*}} \right) \eta_{\text{ТВТ}}^* \right]$$

отримаємо

$$\pi_{\text{ТВТ}}^* \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{\text{ТВТ}}^* K_{\Gamma} - 1}{K_{\Gamma}}} \right)} \eta_{\text{ТВТ}}^* = \frac{F_{\text{са}} \Pi \sigma_{\text{са}} \Pi q(\lambda_{\text{са}})_{\text{II}}}{F_{\text{са}} \text{I} \sigma_{\text{са}} \text{I} q(\lambda_{\text{са}})_{\text{I}}}, \quad (4.31)$$

або аналогічно рівнянню (4.4)

$$\pi_{\text{ТВТ}}^* = \left[\frac{F_{\text{са}} \Pi \sigma_{\text{са}} \Pi q(\lambda_{\text{са}})_{\text{II}}}{F_{\text{са}} \text{I} \sigma_{\text{са}} \text{I} q(\lambda_{\text{са}})_{\text{I}}} \right]^{\frac{2n'}{n'+1}}. \quad (4.31')$$

Для нерегульованих соплових апаратів, а також коли $q(\lambda_{\text{са}})_{\text{I}}$ і $q(\lambda_{\text{са}})_{\text{II}}$ – сталі, величина $\pi_{\text{ТВТ}}^*$ також буде сталою. Тоді після підстановки рівняння (4.30) у (4.28) знаходимо рівняння лінії робочих режимів на характеристиці КВТ:

$$\frac{\pi_{\text{КВТ}}^* \sqrt{\eta_{\text{КВТ}}^*}}{\sqrt{\frac{\pi_{\text{КВТ}}^* K - 1}{\pi_{\text{КВТ}}^* K} - 1}} = C q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВТ}}. \quad (4.32)$$

Це рівняння має такий самий вигляд, як і рівняння (4.17) для одновального ТРД.

Лінія робочих режимів турбокомпресора високого тиску віддаляється від межі стійких режимів зі зниженням зведеної частоти обертання (рис. 4.6, а) через порівняно малі ступені підвищення тиску ($\pi_{\text{КВТ}}^* = 3 \dots 6$ для $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 12 \dots 30$), як і для одновального ТРД, а також внаслідок взаємодії каскадів компресора, оскільки через розузгодження у роботі ступенів багатоступінчастого компресора режими роботи групи останніх ступенів наближаються до турбінних режимів.

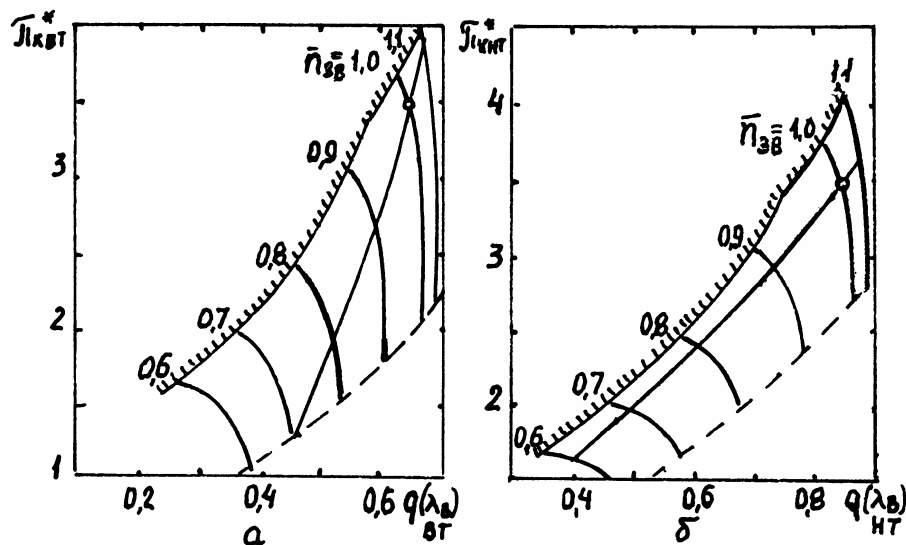


Рис. 4.6. Лінії робочих режимів на характеристиках КВТ (а) та КНТ (б) двовального ТРД

Вихідні умови спільної роботи компресора та турбіни низького тиску аналогічні умовам турбокомпресора високого тиску, але характерною особливістю є те, що тиск перед турбіною низького тиску $p_{ТВТ}^*$ змінюється пропорційно тиску за компресором високого тиску p_K^* , тобто для заданих умов польоту визначається сумарним ступенем підвищення тиску в компресорі $\pi_{K\Sigma}^* = \pi_{КНТ}^* \cdot \pi_{КВТ}^*$. Умова рівності витрат повітря і газу записується за допомогою параметрів у перерізах входу у КНТ та «горла» другого соплового апарата (СА турбіни низького тиску):

$$m_{II} F_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} q(\lambda_B)_{HT} = m_{I} F_{ca II} \frac{p_{ТВТ}^* \sigma_{ca II}}{\sqrt{T_{ТВТ}^*}} q(\lambda_{ca})_{II}. \quad (4.33)$$

Після підстановки $p_{ТВТ}^* = p_B^* \cdot \pi_{КНТ}^* \cdot \pi_{КВТ}^* \cdot \sigma_{K3} / \pi_{ТВТ}^*$ з урахуванням $\pi_{ТВТ}^* = \text{const}$ згідно з рівнянням (4.31') для надкритичних перепадів тиску у соплових апаратах турбін, а також приймаючи ті ж припущення, що і раніше, отримуємо

$$\pi_{КНТ}^* \cdot \pi_{КВТ}^* = A \sqrt{\frac{T_{ТВТ}^*}{T_B^*}} q(\lambda_B)_{HT}. \quad (4.34)$$

Баланс робіт компресора і турбіни низького тиску набуває вигляду

$$C_p T_B^* \frac{\pi_{КНТ}^{*K} - 1}{\eta_{КНТ}} = C_{p\Gamma} T_{ТВТ}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТНТ}^{*K}}{\pi_{ТНТ}^{*K} - 1}} \right) \eta_{ТНТ}^* \eta_m, \quad (4.35)$$

звідки

$$\frac{T_{ТВТ}^*}{T_B^*} = B \frac{\pi_{КНТ}^{*K} - 1}{\eta_{КНТ}}, \quad (4.36)$$

де

$$B = \frac{C_p}{C_{p\Gamma} \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТНТ}^{*K}}{\pi_{ТНТ}^{*K} - 1}} \right) \eta_{ТНТ}^* \eta_m} = \text{const}$$

для надкритичних перепадів тиску у реактивному соплі і соплових апаратах турбін, тобто за умови, коли $\pi_{ТВТ}^* = \text{const}$ і $\pi_{ТНТ}^* = \text{const}$.

Спільне розв'язання рівнянь (4.34) і (4.36) визначає лінію робочих режимів турбокомпресора низького тиску (рис. 4.6, б) у вигляді

$$\sqrt{\frac{\pi_{КНТ}^* \pi_{КВТ}^*}{\eta_{КНТ}^*} \frac{K-1}{\pi_{КНТ}^{*K} - 1}} = C q(\lambda_B)_{НТ}. \quad (4.37)$$

На відміну від аналогічного рівняння (4.32) для турбокомпресора високого тиску у це рівняння входить ступінь підвищення тиску КВТ $\pi_{КВТ}^*$, що свідчить про залежність розміщення робочої лінії на характеристиці КНТ також від умов роботи КВТ (режими роботи компресора і турбіни низького тиску залежать від режиму роботи турбокомпресора високого тиску). Зі зниженням, наприклад, зведеної частоти обертання ротора низького тиску (за рахунок зниження $n_{НТ}$ або підвищення T_B^*) зведена частота обертання ротора високого тиску також зменшується, що призводить до зменшення $\pi_{КНТ}^*$ і $\pi_{КВТ}^*$, а тому $q(\lambda_B)_{НТ}$ у рівнянні (4.37) зменшується не лише через $\pi_{КНТ}^*$, як у одновального ТРД з $\pi_K^* = \pi_{КНТ}^*$, але і внаслідок зниження $\pi_{КВТ}^*$. Як наслідок, робоча лінія розташовується на характеристиці (рис. 4.6, б) пологіше, ніж у одновального ТРД з $\pi_K^* = \pi_{КНТ}^*$, незважаючи на порівняно малі $\pi_{КНТ}^*$ у КНТ двовального ТРД, тобто зі зниженням частоти обертання вона наближається не до межі запирання (турбінні режими), як у одновального ТРД з малими $\pi_{Кр}^*$, а до межі помпажу. З іншого боку, наближення до межі стійкої роботи КНТ відбувається повільніше, ніж групи перших ступенів у системі однокаскадного компресора з $\pi_K^* = \pi_{КНТ}^* \cdot \pi_{КВТ}^*$, коли вони більшою мірою дроселюються останніми ступенями через розузгодження їх роботи. Умови роботи як перших ступенів, так і останніх у системі двокаскадного компресора (двовального ТРД) більш сприятливі порівняно з однокаскадним (одновальним) на режимах зниження частоти обертання завдяки також зміні ковзання роторів $S = n_{ВТ}/n_{НТ}$ (рис. 4.7, а).

За умови рівності витрат газу крізь турбіну низького тиску та

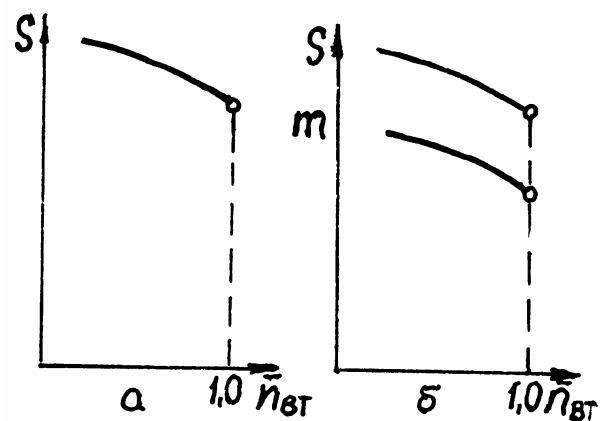


Рис. 4.7. Ковзання роторів двовальних ТРД (а) та ТРДД (б) і зміна ступеня двоконтурності

критичний переріз реактивного сопла можна отримати рівняння, аналогічне (4.31) або (4.31'):

$$\pi_{\text{ТНТ}}^* \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{*}{\pi_{\text{ТНТ}}^*} \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right)} \eta_{\text{ТНТ}}^* = \frac{F_{\text{кр}} \sigma_{\text{зч}} q(\lambda_{\text{кр}})}{F_{\text{саII}} \sigma_{\text{саII}} q(\lambda_{\text{са}}) \Pi}, \quad (4.38)$$

або

$$\pi_{\text{ТНТ}}^* = \left[\frac{F_{\text{кр}} \sigma_{\text{зч}} q(\lambda_{\text{кр}})}{F_{\text{саII}} \sigma_{\text{саII}} q(\lambda_{\text{са}}) \Pi} \right]^{\frac{2n'}{n'+1}}. \quad (4.38')$$

Зміна площі критичного перерізу реактивного сопла майже не впливає на розташування лінії робочих режимів на характеристиці КВТ, оскільки, як випливає з рівнянь (4.31), (4.38), ця зміна впливає лише на $\pi_{\text{ТНТ}}^*$, а параметри $\pi_{\text{ТВТ}}^*$ і $q(\lambda_{\text{са}})_{\text{I}}$ або зовсім не змінюються, або змінюються мало. Розміщення лінії робочих режимів на характеристиці КНТ залежить від $F_{\text{кр}}$. Збільшення $F_{\text{кр}}$, наприклад, призводить до наближення її до межі помпажу, а зменшення $F_{\text{кр}}$, навпаки, віддаляє її від межі помпажу. Такі зміни відрізняються від змін під впливом $F_{\text{кр}}$ на розташування лінії робочих режимів на характеристиці компресора одновального ТРД. Це пояснюється тим, що у двовального ТРД зростання $\pi_{\text{ТНТ}}^*$ внаслідок збільшення $F_{\text{кр}}$ приводить до зростання $n_{\text{НТ}}$ (коли $n_{\text{ВТ}} = \text{const}$ і $T_{\Gamma}^* = \text{const}$), а отже, до зменшення ковзання роторів $S = n_{\text{ВТ}}/n_{\text{НТ}}$. У цьому випадку ротор високого тиску чинить опір збільшенню витрати повітря крізь КНТ, що викликає зростання кутів атаки на лопатках КНТ і, як наслідок, зменшується його запас стійкості, тобто відбувається наближення робочої лінії до межі помпажу. Лінія робочих режимів на характеристиці КВТ при цьому де-що віддаляється від межі помпажу.

Підсумовуючи спільну роботу турбокомпресорів двовального ТРД, слід зазначити, що відповідно до рівнянь (4.31) і (4.38) зменшення $F_{\text{кр}}$ одночасно зі зміною $\pi_{\text{ТНТ}}^*$ приводить і до пропорційної зміни $\pi_{\text{Т}\Sigma}^* = \pi_{\text{ТНТ}}^* \cdot \pi_{\text{ТВТ}}^*$, оскільки $\pi_{\text{ТВТ}}^* = \text{const}$. Зміна $F_{\text{саI}}$ спричиняє зміну $\pi_{\text{ТВТ}}^*$ (збільшення $F_{\text{саI}}$ викликає зменшення $\pi_{\text{ТВТ}}^*$, і навпаки), а також пропорційну зміну $\pi_{\text{Т}\Sigma}^*$, тому що $\pi_{\text{ТНТ}}^* = \text{const}$. Зміна $F_{\text{саII}}$ приводить лише до перерозподілу тисків між $\pi_{\text{ТНТ}}^*$ і $\pi_{\text{ТВТ}}^*$, не змінюючи $\pi_{\text{Т}\Sigma}^*$. Необхідно підкреслити, що наведені викладки відносяться до випадків,

коли можна припустити, що $q(\lambda_{ca})_I \approx \text{const}$, $q(\lambda_{ca})_{II} \approx \text{const}$ та $q(\lambda_{кр}) \approx \text{const}$. Необхідно також звернути увагу на те, що у наведених вище прикладах збільшення ΔK_c КВТ та зменшення КНТ відбувалося зі зниженням частоти обертання роторів. У випадку збільшення частоти обертання усе відбувається навпаки.

4.6. Особливості спільної роботи турбокомпресорів двовального ТРДД з окремими контурами

Спільна робота елементів турбокомпресора високого тиску ТРДД не відрізняється від роботи аналогічних елементів двовального ТРД, а тому рівняння лінії робочих режимів має вигляд (4.32). Проте, оскільки у ТРДД використовуються вищі значення ступенів підвищення тиску ($\pi_{КВТ}^* \geq 6 \dots 8$), ніж у ТРД, то лінія робочих режимів зі зниженням частоти обертання наближається до межі помпажу на характеристиці КВТ (на відміну від ТРД), що потребує регулювання цього компресора.

Умови роботи вентилятора (КНТ) в ТРДД значно відрізняються від умов роботи КНТ двовального ТРД. Витрата повітря крізь вентилятор у $(m + 1)$ разів перевищує витрату газу крізь турбіну:

$$m_{II} F_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}} q(\lambda_B)_{HT} = (m+1) m_{I} F_{ca} II \frac{p_{ТВТ}^* \sigma_{ca} II}{\sqrt{T_{ТВТ}^*}} q(\lambda_{ca})_{II}. \quad (4.39)$$

Тут $m = G_{II}/G_I$ – ступінь двоконтурності. Після перетворень рівняння (4.39) з використанням таких самих припущень, що і при отриманні формули (4.34) для двовального ТРД, одержимо

$$\pi_{КНТ}^* \cdot \pi_{КВТ}^* = \frac{A}{(m+1)} \sqrt{\frac{T_{ТВТ}^*}{T_B^*}} q(\lambda_B)_{HT}. \quad (4.40)$$

З умови балансу потужностей компресора і турбіни низького тиску отримаємо баланс робіт у вигляді

$$(m+1) C_p T_B^* \frac{\pi_{КНТ}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\eta_{КНТ}^*} = C_p T_{ТВТ}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{ТНТ}^* \frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \eta_{ТНТ}^* \eta_m. \quad (4.41)$$

Звідси для надкритичних перепадів тиску у реактивному соплі внутрішнього контуру і соплових апаратах турбін, тобто коли можна вважати $\pi_{ТВТ}^* = \text{const}$ і $\pi_{ТНТ}^* = \text{const}$, маємо

$$\frac{T_{ТВТ}^*}{T_B^*} = B(m+1) \frac{\pi_{КНТ}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1}{\eta_{КНТ}^*}, \quad (4.42)$$

де

$$B = \frac{C_p}{C_{p_{\Gamma}} \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТНТ}}^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right) \eta_{\text{ТНТ}}^* \eta_m} = \text{const}.$$

У результаті спільного розв'язання рівнянь (4.40) і (4.42) отримаємо рівняння лінії робочих режимів вентилятора (КНТ) та турбіни низького тиску:

$$\sqrt{\frac{\pi_{\text{КНТ}}^* \pi_{\text{КВТ}}^*}{\pi_{\text{КНТ}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1}} = \frac{C}{\sqrt{(m+1)}} q(\lambda_{\text{В}})_{\text{НТ}}. \quad (4.43)$$

Навіть якщо не враховувати вплив можливих змін у розподілі параметрів потоку по радіусу за вентилятором (КНТ) на його характеристики, то, як випливає з формули (4.43), розміщення лінії робочих режимів на характеристиці КНТ залежить крім $\pi_{\text{КВТ}}^*$ (як і для двоконтурного ТРД) також від ступеня двоконтурності m .

Зміну ступеня двоконтурності залежно від режимів роботи турбокомпресорів можна проаналізувати так. Якщо витрату повітря у зовнішньому контурі крізь реактивне сопло цього контуру записати у вигляді

$$G_{\text{II}} = m_{\text{II}} F_{\text{сII}} \frac{p_{\text{КII}}^* \sigma_{\text{II}}}{\sqrt{T_{\text{КII}}^*}} q(\lambda_{\text{с}})_{\text{II}}, \quad (4.44)$$

а для внутрішнього контуру крізь вхід у КВТ –

$$G_{\text{I}} = m_{\text{I}} F_{\text{ВВТ}} \frac{p_{\text{ВВТ}}^*}{\sqrt{T_{\text{ВВТ}}^*}} q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВТ}}, \quad (4.45)$$

то для випадку $p_{\text{КII}}^* = p_{\text{ВВТ}}^*$, $T_{\text{КII}}^* = T_{\text{ВВТ}}^*$, $F_{\text{ВВТ}} = \text{const}$, $F_{\text{сII}} = \text{const}$, $\sigma_{\text{II}} = \text{const}$ отримаємо

$$m = \frac{G_{\text{II}}}{G_{\text{I}}} = \text{const} \frac{q(\lambda_{\text{с}})_{\text{II}}}{q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВТ}}}. \quad (4.46)$$

Для білякритичних перепадів тиску у реактивному соплі зовнішнього контуру ($\pi_{\text{сII}} \geq 1,6$) значення $q(\lambda_{\text{с}})_{\text{II}}$ майже не відрізняється від одиниці. Тоді, як видно з цієї формули, зі зниженням зведених частот обертання ступінь двоконтурності збільшується обернено пропорційно зменшенню $q(\lambda_{\text{В}})_{\text{ВТ}}$ (рис. 4.7, б). Подальше зменшення частоти обертання приводить до уповільненого зростання m через падіння

$q(\lambda_c)_{II}$ зі зменшенням π_{cII} . Таке природне перепускання повітря за КНТ у зовнішній контур збільшує запаси стійкості КНТ двоконтурного двигуна порівняно з КНТ ТРД. Запас стійкості КНТ ТРДД, як і двовального ТРД, збільшується також внаслідок зростання ковзання роторів (рис. 4.7, б) завдяки відносному зниженню частоти обертання ротора вентилятора (КНТ). Якщо ж зниження n_{3B} каскадів компресора відбувається внаслідок зростання швидкості польоту, то при цьому $q(\lambda_c)_{II}$ не зменшується (оскільки π_{cII} збільшується), а величина $q(\lambda_B)_{BT}$ зменшується, отже, m зростає без уповільнення.

У випадку докритичних перепадів тиску у реактивному соплі внутрішнього контуру або обох контурів, наприклад, для ТРДД з великими ступенями двоконтурності або на глибоких дросельних режимах, $\pi_{ТНТ}^* \neq \text{const}$ і $q(\lambda_c)_{II} \neq \text{const}$. При цьому лінія робочих режимів турбовентилятора залежатиме також від швидкості польоту M_{II} (відповідно у формулі (4.42) $B \neq \text{const}$, $m \neq \text{const}$) аналогічно одновальному ТРД (рис. 4.1) на режимах малих n_{3B} .

У тривальному ТРДД тільки турбокомпресор середнього тиску має особливості, а саме: його лінія робочих режимів у процесі дроселювання проходить пологіше, тобто наближається до межі стійкої роботи на відміну від КВТ.

4.7. Спільна робота елементів одновального ТГД

Умови спільної роботи турбокомпресора одновального ТГД суттєво відрізняються від раніше розглянутих схем ТРД і ТРДД у зв'язку з тим, що турбіна призначена для обертання не тільки компресора, але і гвинта за допомогою редуктора. Тому баланс потужностей має вигляд

$$N_T = \frac{N_K}{\eta_m} + \frac{N_G}{\eta_p}, \quad (4.47)$$

де N_G – потужність гвинта; η_p – ККД редуктора.

Рівність витрат повітря крізь компресор і газу крізь турбіну, як і для одновального ТРД, можна звести до рівняння (4.15):

$$\pi_K^* = A \sqrt{\frac{T_G^*}{T_B^*}} q(\lambda_B).$$

Баланс потужностей (4.47) можна записати у вигляді балансу робіт

$$C_{pG} T_G^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_T^*}{\pi_K^*} \frac{K_G - 1}{K_G}} \right) \eta_T^* = C_{pB} T_B^* \frac{\pi_K^{*K} - 1}{\eta_K^* \eta_m} + \frac{N_G}{G \eta_p}. \quad (4.48)$$

Звідси

$$\frac{T_{\Gamma}^*}{T_B^*} = B' \frac{\pi_K^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_K^*} + B'' \frac{N_{\Gamma}}{G T_B^* \eta_p}, \quad (4.49)$$

де

$$B' = \frac{C_p}{C_p \Gamma \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}} \right) \eta_m^*}; \quad B'' = \frac{1}{C_p \Gamma \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}} \right) \eta_T^*}.$$

На відміну від ТРД у ТГД $\pi_T^* \neq \text{const}$, оскільки перепади тиску на його вихідному пристрої у загальному випадку докритичні, тому величини B' і B'' залежать від π_T^* . Але якщо записати $\pi_T^* = \pi_{TK}^* \cdot \pi_{TG}^*$, де π_{TK}^* визначається роботою компресора, тобто π_K^* , а π_{TG}^* – роботою гвинта, то за наявності змінних π_K^* і N_{Γ} величина π_T^* не є незалежною. Для фіксованих умов входу у компресор $T_B^* = \text{const}$, а G визначається величиною $q(\lambda_B)$. Таким чином, спільне розв'язання рівнянь (4.15) і (4.49) дозволяє розглядати рівняння спільної роботи компресора, камери згоряння, турбіни і гвинта у системі одновального ТГД як залежність трьох змінних $\pi_K^* = f[q(\lambda_B), N_{\Gamma}]$, а отже, форма лінії робочих режимів на характеристиці компресора залежить від характеристики гвинта (рис. 4.8). Як відомо, залежність потужності гвинта від частоти його обертання для фіксованого кута установки лопаті ($\varphi_{\Gamma} = \text{const}$) описується кубічною параболою $N_{\Gamma} = K \cdot n^3$, де $K = f(\varphi_{\Gamma})$. Збільшення кута установки лопаті гвинта призводить до збільшення завантаження гвинта. Таким чином, потужність гвинта можна змінювати як за рахунок частоти обертання, так і за рахунок кута установки. Ця можливість дозволяє використовувати різні програми регулювання ТГД. Залежно від програми регулювання лінії робочих режимів на характеристиці компресора мають різний вигляд (рис. 4.9). Використання тієї або іншої програми дозволяє отримувати різні потужності двигуна, наприклад, для фіксованої частоти обертання.

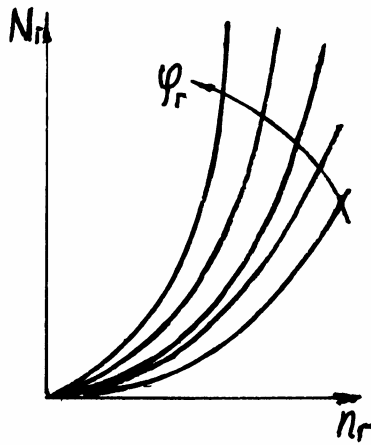


Рис. 4.8. Характеристика гвинта з різними кутами установки лопаті

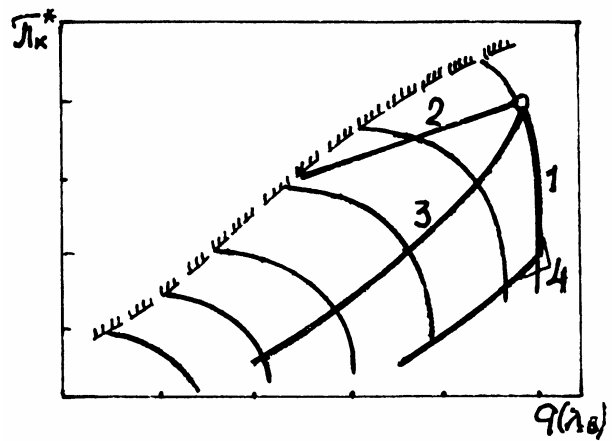


Рис. 4.9. Лінії робочих режимів ГТД для різних програм регулювання (1 – $n = \text{const}$; 2 – $T_{Г}^* = \text{const}$; 3 – $\varphi_{Г} = \text{const}$; 4 – $\varphi_{\text{min}} = \text{const} + n = \text{const}$)

4.8. Спільна робота елементів турбовального ГТД (ТВаД) з вільною турбіною

Умови спільної роботи компресора, камери згоряння і турбіни компресора ТВаД не відрізняються від умов спільної роботи турбокомпресора однофазного ТРД (4.8) - (4.11). Тому рівняння лінії робочих режимів має такий самий вигляд, як і (4.17):

$$\frac{\pi_{К}^*}{\sqrt{\frac{\pi_{К}^{*K-1}}{\eta_{К}^*}}} = Cq(\lambda_{В}).$$

Тут

$$C = \frac{m_{II} F_{В}}{m_{Г} F_{ca} I \sigma_{кз} \sigma_{ca} I q(\lambda_{ca}) I} \sqrt{\frac{C_p}{C_p \Gamma \left(1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТК}^*}{\eta_{ТК}^*} \left(\frac{1}{\frac{\pi_{ТК}^*}{\eta_{ТК}^*} \left(\frac{1}{\frac{\pi_{ТК}^*}{\eta_{ТК}^*} \right)} \right)} \right)} \right)} = \text{const}$$

для двигуна з нерегульованою проточною частотою і білякритичними перепадами тиску у соплових апаратах турбін (коли $q(\lambda_{ca})_I \approx \text{const}$ і $q(\lambda_{ca})_{II} \approx \text{const}$). Величини $\pi_{ТК}^* = \text{const}$ і $\eta_{ТК}^* = \text{const}$ можна отримати за допомогою рівності витрат газу крізь турбіну компресора та турбіну гвинта (вільну) аналогічно виразу (4.31):

$$\pi_{TK}^* \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{TK}^* \frac{K_{\Gamma} - 1}{K_{\Gamma}}} \right)} \eta_{TK}^* = \frac{F_{caII} \sigma_{caII} q(\lambda_{ca}) II}{F_{caI} \sigma_{caI} q(\lambda_{ca}) I} \quad (4.50)$$

Таким чином, при зумовлених припущеннях лінія робочих режимів турбокомпресора турбовального двигуна з вільною турбіною гвинта описується рівнянням (4.17) і зображується тільки однією кривою на характеристиці компресора, як і для одновального ТРД з $F_{кр} = \text{const}$ (див. рис. 4.1). При цьому оговорюють програму регулювання, наприклад $n_{TG} = \text{const}$.

Очевидно, що для інших програм регулювання (наприклад, $n_{TG} = A \cdot n_{TK}$) лінія робочих режимів турбокомпресора залишатиметься однією і тією ж. Справа у тому, що коли вільна турбіна має близькі до критичних перепади тиску у своїх соплових апаратах, то $\pi_{TK}^* = \text{const}$ відповідно до рівняння (4.50) практично на усіх режимах роботи двигуна. Тому у даному випадку витрата палива G_{II} є єдиним регулюючим фактором для турбокомпресора. Як параметр регулювання можна вибрати n_{TK} або T_{Γ}^* , які між собою однозначно зв'язані співвідношенням

$n_{TK} / \sqrt{T_{\Gamma}^*} = \text{const}$ для $\pi_{TK}^* = \text{const}$, тобто робоча точка на характеристиці турбіни компресора практично не змінюється. Вільна ж турбіна може змінювати режими роботи у дуже широких межах (рис. 4.10). Спільна робота вільної турбіни і гвинта визначається балансом потужностей і рівністю частот обертання з урахуванням передаточного відношення і ККД редуктора. На рис. 4.11 показано характеристики гвинта у вигляді сім'ї кубічних парабол для різних кутів φ_{Γ} установки лопаті $N_{\Gamma} = K \cdot n^3$

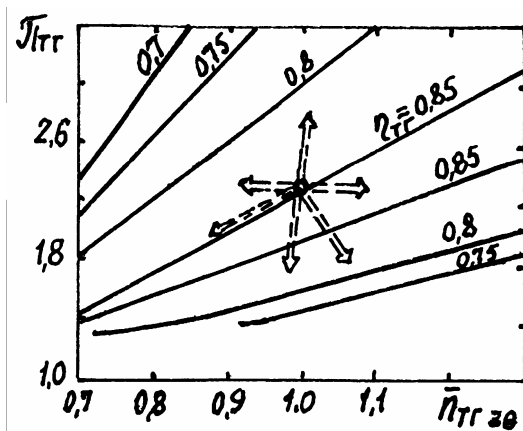


Рис. 4.10. Характеристика вільної турбіни і робоча точка на ній за умови зміни режиму роботи двигуна

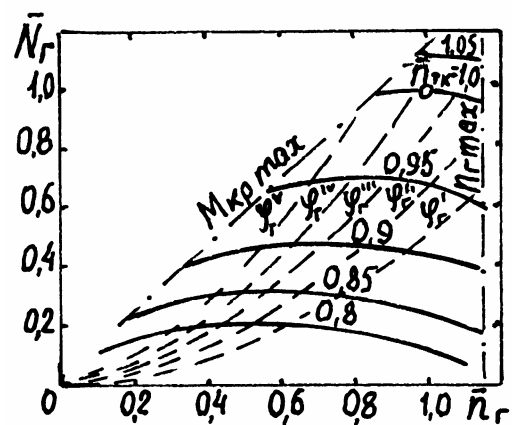


Рис. 4.11. До визначення спільної роботи гвинта та турбіни гвинта турбовального двигуна з вільною турбіною

(пунктирні лінії), де $K = f(\varphi_{\Gamma})$, та характеристики двигуна (вільної турбіни) для різних режимів роботи турбокомпресора $n_{TK} = \text{const}$ (суцільні лінії).

4.9. Математична модель і закони регулювання ТРД

Для того щоб двигун працював на кожному заданому режимі роботи, забезпечуючи літаку потрібну тягу за будь-яких зовнішніх умов, необхідно установити таке рівноважне сполучення усіх його параметрів, яке задовольняло б умовам спільної роботи його елементів. Спільна робота елементів двигуна забезпечується згідно з рівняннями балансів енергії та витрат повітря – газу у поєднанні з характеристиками елементів та умовами спільної роботи.

Розглянемо усталений режим роботи одновального ТРД. Умови спільної роботи вузлів двигуна забезпечують однозначний зв'язок параметрів повітря і газу у перерізах, які визначаються системою рівнянь.

Витрата газу G_{Γ} зв'язана з витратою повітря G з урахуванням витрат палива G_{Π} та відбору повітря $\Delta G_{\text{відб}}$ із компресора рівнянням

$$G_{\Gamma} = G(1 + q_{\Pi})(1 - \overline{G}_{\text{відб}}), \quad (4.51)$$

де $q_{\Pi} = \frac{G_{\Pi}}{G(1 - \Delta \overline{G}_{\text{відб}})}$ – відносна витрата палива;

$\Delta \overline{G}_{\text{відб}} = \frac{\Delta G_{\text{відб}}}{G}$ – відносна кількість відбору повітря.

Відповідно до закону зберігання енергії можна записати рівняння, які характеризують зміну повної температури робочого тіла у компресорі, камері згоряння та турбіні:

$$T_{\text{К}}^* = T_{\text{Н}}^* \left[1 + \frac{\pi_{\text{К}}^{\frac{*}{\text{К}} - 1}}{\eta_{\text{К}}^*} \right]; \quad (4.52)$$

$$C_p(T_{\Gamma}^* - T_{\text{К}}^*) = q_{\Pi} H_u \eta_{\Gamma}, \quad (4.53)$$

де C_p – умовна середня теплоємність у процесі підведення теплоти у камері згоряння;

$$T_{\text{Т}}^* = T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{Т}}^{\frac{*}{\text{К}_{\Gamma}} - 1}}} \right) \eta_{\text{Т}}^* \right]. \quad (4.54)$$

Слід зазначити, що у вхідному повітряозабірнику і реактивному соплі повна температура не змінюється: $T_B^* = T_H^*$; $T_C^* = T_T^*$.

Баланс потужностей турбіни і компресора $N_K = N_T \eta_m$ можна замінити балансом їх робіт з урахуванням рівняння (4.51), якщо мати на увазі, що $N_K = G L_K^*$, $N_T = G_T L_T^*$:

$$C_p T_H^* \left(\frac{\frac{\kappa^* - 1}{\kappa^*} \pi_K^* - 1}{\eta_K^*} \right) = (1 + q_{II}) (1 - \Delta \bar{G}_{\text{відб}}) C_p T_T^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_T^* - 1}{\kappa_T^*} \pi_T^*} \right) \eta_T^* \eta_m. \quad (4.55)$$

Оскільки турбіна і компресор знаходяться на одному валу, то на усіх режимах роботи зберігається рівність їх частот обертання:

$$n_K = n_T = n. \quad (4.56)$$

Крім записаних рівнянь балансів енергії для визначення зміни повної температури у кожному з вузлів двигуна слід використовувати характеристики усіх вузлів, які пов'язують також зміни повного тиску з режимними параметрами. Характеристика вхідного повітряозабірника, наприклад, являє собою зв'язок коефіцієнта відновлення повного тиску зі швидкістю польоту та зведеною витратою повітря:

$$\sigma_{\text{ВХ}} = f \left(M_{\text{П}}, \frac{G \sqrt{T_H^*}}{P_H^* \sigma_{\text{ВХ}}} \right). \quad (4.57)$$

На дозвукових швидкостях польоту у більшості випадків величину $\sigma_{\text{ВХ}}$ можна вважати сталою незалежно від режиму роботи двигуна.

Для компресора характеристику використовують у вигляді

$$\pi_K^* = f \left(\frac{n_K}{\sqrt{T_H^*}}, \frac{G \sqrt{T_H^*}}{P_H^* \sigma_{\text{ВХ}}} \right); \quad (4.58)$$

$$\eta_K^* = f \left(\frac{n_K}{\sqrt{T_H^*}}, \frac{G \sqrt{T_H^*}}{P_H^* \sigma_{\text{ВХ}}} \right). \quad (4.59)$$

Як характеристики камери згоряння можна прийняти

$$\sigma_{\text{КЗ}} = \text{const}; \quad \eta_T = \text{const}.$$

Характеристика турбіни має вигляд

$$\frac{G_T \sqrt{T_T^*}}{P_K^* \sigma_{\text{КЗ}}} = f \left(\frac{n_T}{\sqrt{T_T^*}}, \pi_T^* \right); \quad (4.60)$$

$$\eta_T^* = f \left(\frac{n_T}{\sqrt{T_T^*}}, \pi_T^* \right). \quad (4.61)$$

Реактивне сопло характеризується режимом течії у критичному перерізі відповідно до рівняння витрати газу

$$G_{\Gamma} = m_{\Gamma} F_{\text{кр}} \frac{p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{зч}}}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} q(\lambda_{\text{кр}}), \quad (4.62)$$

де параметр режиму течії є функцією наявного перепаду тиску у соплі:

$$\pi_{\text{сн}} = p_{\Gamma}^* / p_{\text{н}} \text{ і } F_{\text{кр}};$$

$$q(\lambda_{\text{кр}}) = f(\pi_{\text{сн}}, F_{\text{кр}}). \quad (4.63)$$

Тут перепад тиску можна визначити як

$$\pi_{\text{сн}} = \frac{p_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{кз}}}{\pi_{\Gamma}^* p_{\text{н}}^*}.$$

Від умов польоту і режиму роботи двигуна майже не залежать величини $\eta_{\text{м}}$, $\sigma_{\text{зч}}$, $\Delta \bar{G}_{\text{відб}}$.

Якщо мати на увазі, що $\pi_{\text{к}}^* = \frac{p_{\text{к}}^*}{p_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}}}$ і $\pi_{\Gamma}^* = \frac{p_{\text{к}}^* \sigma_{\text{кз}}}{p_{\Gamma}^*}$, отримаємо систе-

му рівнянь (4.51) - (4.63) з 18 змінними величинами: G , G_{Γ} , $n_{\text{к}}$, n_{Γ} , q_{Π} , $T_{\text{н}}^*$, $T_{\text{к}}^*$, T_{Γ}^* , T_{Γ}^* , $p_{\text{н}}^*$, $p_{\text{н}}^*$, $p_{\text{к}}^*$, p_{Γ}^* , $\eta_{\text{к}}$, η_{Γ} , $q(\lambda_{\text{кр}})$, $F_{\text{кр}}$, $\sigma_{\text{вх}}$. Величини $p_{\text{н}}^*$, $p_{\text{н}}^*$ і $T_{\text{н}}^*$ визначаються умовами польоту (H і M_{Π}), тобто для будь-яких заданих умов польоту вони будуть відомими. Тоді у розглянутій системі з 13 рівнянь залишаються 15 невідомих величин, що свідчить про її невизначеність. Тому для однозначного розв'язання цієї системи необхідно задати дві додаткові умови, які зроблять цю систему рівнянь замкненою. Такі умови називають законом регулювання. Інакше кажучи, під законом регулювання розуміють умови, що накладаються на параметри двигуна на усталеному режимі його роботи зі зміною умов польоту. Кінцевою метою вибору закону регулювання є отримання найвигіднішого проходження характеристик двигуна в умовах польоту і забезпечення його надійної роботи. Наприклад, закон $n = \text{const}$ і $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ найчастіше використовують для отримання максимальної тяги, закон $n_{\text{зв}} = \text{const}$ і $T_{\Gamma}^* / T_{\text{в}}^* = \text{const}$ – для максимальної економічності. Тут величини n і T_{Γ}^* або $n_{\text{зв}}$ і $T_{\Gamma}^* / T_{\text{в}}^*$ називають параметрами регулювання.

Як відомо, основними параметрами, від яких залежать значення тяги і економічність ТРД, є параметри робочого процесу $\pi_{\text{к}}^*$ і T_{Γ}^* . Але оскільки величина $\pi_{\text{к}}^*$ визначається частотою обертання n , яку зручніше контролювати, то останню приймають як параметр регулювання. Для забезпечення виконання закону регулювання, тобто дотримання

незалежної зміни параметрів регулювання, має бути така ж кількість регулюючих факторів, за допомогою яких реалізується закон. У даному випадку такими факторами є G_{Π} і $F_{кр}$. Для підтримування незмінної частоти обертання ротора ТРД в усіх умовах польоту регулюючим фактором може бути G_{Π} , а для забезпечення $T_{\Gamma}^* = \text{const} - F_{кр}$. Практично це здійснюється за допомогою датчиків температури і частоти обертання системою автоматичного регулювання, яка діє на органи керування реактивним соплом для фіксованого положення важеля керування двигуном (ВКД).

Розглянуте регулювання здійснюється за допомогою двох параметрів. Якщо прийняти $F_{кр} = \text{const}$ (нерегульоване реактивне сопло), то невідомих у записаній системі рівнянь залишається 14 і для її замикання необхідна лише одна додаткова умова, наприклад $n = \text{const}$. Такий закон називається регулюванням за одним параметром.

Крім основних параметрів регулювання ТРД існують також допоміжні, які потребують, відповідно, і допоміжних регулюючих факторів. Прикладом такого параметра може бути коефіцієнт запасу стійкої роботи компресора ΔK_c , а регулюючими факторами – поворотні напрямні лопатки компресора або перепускання повітря.

Для більш складних схем двигунів закони регулювання описуються більшою кількістю параметрів. Для ТРДФ, наприклад, додатково використовують параметр регулювання T_{Φ}^* , а як регулюючий фактор – $G_{\Pi\Phi}$.

Якщо шукати розв'язання системи рівнянь (4.51) - (4.63) для фіксованих умов польоту $H = \text{const}$ і $M_{\Pi} = \text{const}$ на режимах дроселювання двигуна, тобто зі зменшенням тяги порівняно з максимальною, то додатково до параметра, яким задається зміна режиму роботи двигуна (наприклад, частоти обертання ротора), необхідно задавати умову про зміну $F_{кр}$. Така умова називається програмою регулювання (наприклад $F_{кр} = \text{const}$), тобто на відміну від закону регулювання під програмою регулювання розуміють умови, що накладаються на параметри двигуна зі зміною режиму його роботи у незмінних умовах польоту.

Слід зазначити, що у невеликому діапазоні тягу можна зменшувати також за рахунок зміни $F_{кр}$ при $n = \text{const}$. Тоді для зображення дросельної характеристики як аргумент можна використати регулюючий фактор G_{Π} замість параметра n .

Для різних законів регулювання лінії робочих режимів на характеристиках компресора мають різні вигляди. Наприклад, для законів регулювання одновального ТРД: 1 ($n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$), 2 ($n_{3B} = \text{const}$; $T_{\Gamma}^*/T_B^* = \text{const}$) і 3 ($n_{3B} = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$) лінії робочих режимів на харак-

теристиці компресора показано на рис. 4.12. Як видно з рисунка, лінія робочих режимів 1 для закону $n = \text{const}$, $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ має вигляд, подібний лінії робочих режимів при $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ ($F_{\text{кр}} = \text{const}$) (рис. 4.1). Але ці лінії різні (мають різний нахил). Для ТРД з порівняно малими $\pi_{\text{кр}}^* \leq 4,0 \dots 6,0$ лінія $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ має більший нахил, ніж лінія $n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, а для ТРД з великими $\pi_{\text{кр}}^* \geq 6,0 \dots 8,0$, навпаки, лінія $n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ має більший нахил, ніж лінія $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$.

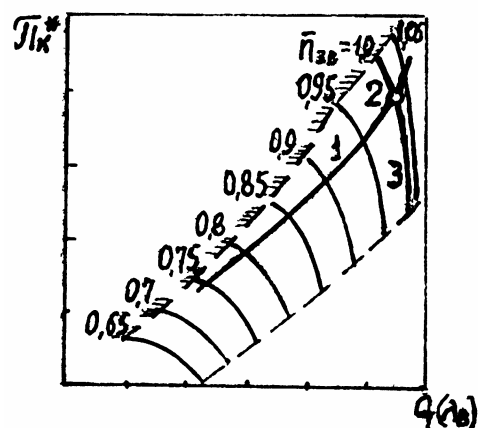


Рис. 4.12. Лінії робочих режимів турбокомпресора одновального ТРД з різними законами регулювання

Закон $n_{\text{зв}} = \text{const}$; $T_{\Gamma}^*/T_{\text{в}}^* = \text{const}$ інколи називають «законом точки», оскільки лінія робочих режимів на характеристиці компресора має вигляд точки.

Наведені приклади законів регулювання ТРД є найпростішими, і їх звичайно використовують у теоретичному аналізі. На практиці застосовують складніші – комбіновані закони, які забезпечують сприятливе проходження висотно-швидкісних характеристик з дотриманням обмежень за n і T_{Γ}^* .

Систему рівнянь, яка описує процеси, що відбуваються у двигуні, а також характеризує спільну роботу його елементів з їх характеристиками і законом або програмою регулювання, можна розглядати як математичну модель двигуна першого рівня. Рівень моделі залежить від глибини процесів, які описуються рівняннями. Нульовий рівень двигуна характеризується функціональним зв'язком його вихідних і вхідних параметрів. Для моделі другого рівня можна, наприклад, використати поступінчастий розрахунок компресора.

5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Однією з головних вимог щодо двигуна як силової установки літака є забезпечення необхідних льотно-технічних та економічних показників у різних умовах експлуатації. Такі властивості значною мірою залежать від характеристик двигуна і узгодження його з літаком. Характеристики являють собою залежності основних даних двигуна від режиму роботи та умов польоту. До основних даних двигуна відносяться тяга, або потужність, та питома витрата палива. Режим його роботи визначається положенням важеля керування двигуном (ВКД) та інших регулюючих факторів, за допомогою яких здійснюється керування двигуном. Умови польоту у першу чергу визначаються швидкістю та висотою польоту.

Характеристики двигуна розподіляються на три типи: дросельні, швидкісні та висотні залежно від того, що змінюється – режим роботи, швидкість польоту або висота.

5.1. Дросельні характеристики ТРД, ТРДФ, ТРДД

Під дросельною характеристикою розуміють залежності основних даних і параметрів двигуна від частоти обертання ротора n або витрати палива G_{Π} для заданих умов польоту і програми регулювання. Основними даними ТРД, ТРДФ і ТРДД є тяга P і питома витрата палива C_{Π} .

Спочатку розглянемо і пояснимо якісний характер залежностей P і

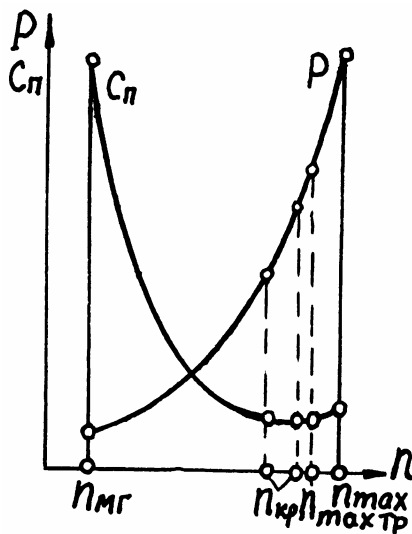


Рис. 5.1. Дросельна характеристика ТРД

C_{Π} від n_{\max} для одновального ТРД з нерегульованим компресором і $F_{кр} = \text{const}$. Загальний вигляд дросельної характеристики ТРД показано на рис. 5.1. Він майже не залежить від умов польоту. Розглянемо дросельну характеристику для умов $H=0$; $M_{\Pi}=0$. За цих стандартних атмосферних умов її називають стендовою дросельною характеристикою. Формула тяги (1.18)

$$P = G(C_c - V_{\Pi}) + F_c(p_c - p_H) \quad (5.1)$$

у випадку повного розширення газу у реактивному соплі ($p_c = p_H$) для даних умов значно спрощується:

$$P = G C_c. \quad (5.2)$$

Оскільки повітря подається у двигун компресором, то на подібних режимах обтікання лопаткових вінців, як відомо, залежність витрати повітря G від частоти обертання ротора n має прямо пропорційний вигляд $G \sim n$ (рис. 5.2, а). Така залежність спостерігається на більшій

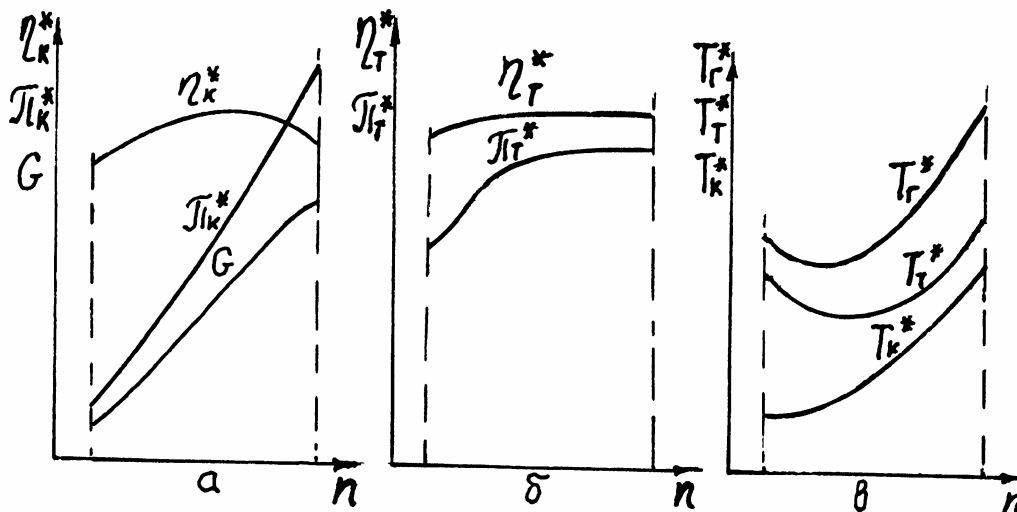


Рис. 5.2. Залежність основних параметрів від частоти обертання ротора

частині характеристики, за винятком великих частот, коли значно збільшується стиснення повітря, та малих частот, коли числа Рейнольдса впливають на форму течії перед компресором.

Для пояснення залежності швидкості витікання реактивного струменя

$$C_c = \varphi_c \sqrt{2 C_{pT} T_T^* \left(1 - 1/\pi_c^{\frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right)} \quad (5.3)$$

від частоти обертання n розглянемо спочатку, як змінюються температури повітря за компресором T_K^* , газу перед турбіною T_T^* та за нею T_T^* , а також параметри компресора π_K^* , η_K^* і турбіни π_T^* , η_T^* (рис. 5.2, а, б, в). Згідно з теорією подібності течії у компресорі його роботу можна подати залежно від частоти обертання у вигляді квадратної параболи (2.15): $L_K^* \sim n^2$. З іншого боку,

$$L_K^* = C_p T_B^* \left(\pi_K^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) / \eta_K^*,$$

що підтверджує характер зміни π_K^* на рис. 5.2, а. Слід зауважити, що характер зміни π_K^* і η_K^* можна визначити з характеристики компресора за допомогою лінії робочих режимів (див. рис. 4.1), якщо мати на увазі, що ця лінія відповідає дросельній характеристиці з програмою регулювання $F_{кр} = \text{const}$.

Характер зміни параметрів турбіни π_T^* і η_T^* на рис. 5.2, б визначається режимом течії у її сопловому апараті та реактивному соплі (4.6). Для критичних та надкритичних перепадів тиску у реактивному соплі на великих частотах обертання ротора турбокомпресора ТРД $\pi_T^* = \text{const}$ і $\eta_T^* = \text{const}$. На режимах знижених частот обертання, коли перепади тиску у соплі стають докритичними, π_T^* зменшується.

На рис. 5.2, в температура T_K^* змінюється в усьому діапазоні частот за квадратичною параболою $T_K^* = A + Bn^2$, оскільки $T_K^* = T_B^* + L_K^*/C_p$. Зміна температури газу перед турбіною T_T^* пояснюється за допомогою залежностей для роботи турбіни:

$$T_T^* = \frac{L_T^*}{C_{pT} \left(1 - 1/\pi_T^{\frac{\kappa_T - 1}{\kappa_T}} \right) \eta_T^*}, \quad (5.4)$$

де $L_T^* = L_K^* / \eta_m \sim n^2$. Звідси випливає, що у діапазоні великих частот обертання, коли $\pi_T^* = \text{const}$ і $\eta_T^* = \text{const}$, $T_T^* \sim n^2$, а зі зниженням частоти обертання, коли π_T^* і η_T^* зменшуються, температура газу зростає (рис. 5.2, в). Аналогічний вигляд має і залежність $T_T^*(n)$, оскільки

$$T_T^* = T_T^* - \frac{L_T^*}{C_p} = T_T^* \left[1 - \left(1 - 1/\pi_T^* \right)^{\frac{K_T-1}{K_T}} \eta_T^* \right], \quad (5.5)$$

де $L_T^* = L_K^* / \eta_m \sim n^2$.

Крім залежності $T_T^*(n)$ у формулі (5.3) слід пояснити залежність $\pi_C(n)$. Якщо показати, що $\pi_C \sim \pi_K^* / \pi_T^*$, то у діапазоні великих частот обертання ротора $\pi_C \sim \pi_K^*$, тоді як у діапазоні малих частот зростання π_C зі збільшенням частоти обертання відбувається повільніше, ніж π_K^* через зростання π_T^* .

Таким чином, швидкість витікання реактивного струменя C_C (5.3) зростає зі збільшенням частоти обертання як внаслідок зростання π_C , так і внаслідок підвищення T_T^* на більшому проміжку характеристики. Відповідно до залежності (5.2) тяга P зростає зі збільшенням частоти обертання ротора ТРД за рахунок G і C_C , як це показано на рис. 5.1. Відзначимо, що зростання швидкості витікання реактивного струменя C_C зі збільшенням частоти обертання ротора можна також пояснити за допомогою витрати газу крізь сопло: $C_C = G_T / \rho_C F_C$, де витрата газу зростає згідно з залежністю $G_T = G \sim n$, а густина газу $\rho_C = p_{C(H)} / R_T T_C$ зменшується через підвищення температури T_C .

Щоб пояснити характер зміни питомої витрати палива C_{II} на рис. 5.1, скористаємося рівнянням балансу теплоти в камері згоряння у спрощеному вигляді

$$G_{II} H_u \eta_T = G C_p (T_T^* - T_K^*), \quad (5.6)$$

звідки відносна кількість палива

$$q_{II} = \frac{G_{II}}{G} = \frac{C_p (T_T^* - T_K^*)}{H_u \eta_T}. \quad (5.7)$$

Після підстановки у формулу питомої витрати палива

$$C_{II} = 3600 \frac{G_{II}}{P} \quad (5.8)$$

виразу тяги (5.2) і відносної кількості палива (5.7) отримаємо

$$C_{\Pi} = \frac{3600 C_p (T_{\Gamma}^* - T_{\text{K}}^*)}{H_u \eta_{\Gamma} P_{\Pi}} = \text{const} \frac{(T_{\Gamma}^* - T_{\text{K}}^*)}{C_c}. \quad (5.9)$$

Як видно з рис. 5.2, в, різниця температур $T_{\Gamma}^* - T_{\text{K}}^*$ зі збільшенням частоти обертання ротора n спочатку зменшується, а потім зростає. Швидкість струменя C_c при цьому безперервно зростає. Тому C_{Π} спочатку швидко зменшується, а після досягнення мінімуму зростає. Відрізок характеристики з мінімальним значенням C_{Π} відповідає однаковому темпу зростання чисельника $(T_{\Gamma}^* - T_{\text{K}}^*)$ і знаменника C_c у формулі (5.9). Якщо зростання чисельника випереджає зростання знаменника, то питома витрата палива зростає, що й спостерігається при високих частотах обертання ротора. З іншого боку, характер зміни C_{Π} можна пояснити зміною ККД вузлів двигуна, і у першу чергу – компресора та турбіни (рис. 5.2, а, б) за умов їх спільної роботи (див. рис. 4.1).

На дросельній характеристиці ТРД виділяють такі основні характерні режими роботи двигуна: максимальний, максимальний тривалий, крейсерський і режим малого газу.

Максимальний – це усталений режим роботи ГТД, який характеризується максимальною тягою або потужністю на землі або у польоті протягом обмеженого часу. Злітний – це максимальний режим роботи ГТД на землі, коли злітає літак.

Максимальний тривалий – це усталений режим роботи ГТД, який характеризується зниженими порівняно з максимальним режимом значеннями частоти обертання ротора (роторів) та температури газу перед турбіною, коли двигун може працювати з обмеженим часом загального напрацювання. Цей режим використовується для набору крейсерської висоти.

Крейсерський – це усталений режим роботи ГТД, який характеризується зниженими порівняно з максимальним тривалим режимом значеннями частоти обертання ротора (роторів) та температури газу перед турбіною, коли двигун може працювати протягом необмеженого часу за ресурс. Цей режим використовують у крейсерському польоті. Як правило, передбачається декілька крейсерських режимів.

Наземний малий газ – це усталений режим роботи ГТД на землі з мінімальною частотою обертання та тягою (потужністю), коли забезпечуються його стійка робота і задана прийомистість.

Польотний малий газ – це усталений режим роботи ГТД з мінімальною частотою обертання, яка допускається та забезпечує потрібну прийомистість і величину тяги з заходом літака на посадку.

Дросельна характеристика ТРДФ (рис. 5.3) відрізняється від дросельної характеристики ТРД тим, що з підведенням палива у форсажну камеру, наприклад, на максимальному режимі, значно зростає тяга

$\bar{P}_{\Phi} = P_{\Phi} / P \sim \sqrt{T_{\Phi}^* / T_{\Gamma}^*}$ через підвищення температури газу перед

реактивним соплом. Питома витрата палива при цьому також зростає. Існують повний (пф), частковий (чф) та мінімальний (min ф) форсажні режими (рис. 5.3).

Слід зазначити, що дросельну характеристику досить часто подають у вигляді залежності $C_{\Pi} = f(P)$. Приклад дросельної характеристики у такому вигляді показано на рис. 5.4 для ТРДД з різними ступенями двоконтурності m .

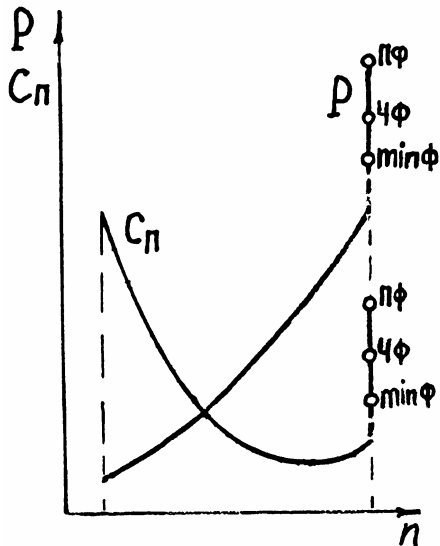


Рис. 5.3. Дросельна характеристика ТРДФ

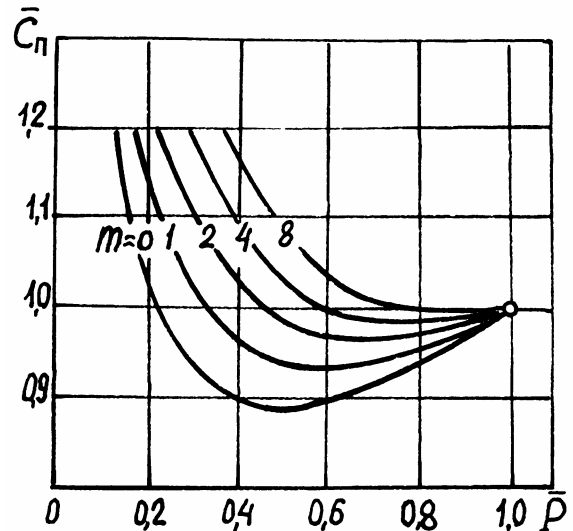


Рис. 5.4. Дросельна характеристика ТРДД

5.2. Дросельні характеристики ТГД та турбовальних двигунів

Дросельними характеристиками ТГД та турбовальних двигунів називають залежності їх потужності N_e та питомої витрати палива C_e від параметрів, які характеризують режим роботи. На відміну від ТРД режим роботи одновального ТГД залежить від двох параметрів, наприклад, витрати палива та частоти обертання ротора, якщо ці параметри не зв'язані між собою регулятором. Така незалежна зміна параметрів регулювання можлива у випадку використання двох незалежних регулюючих факторів: кроку гвинта та важеля керування подачею палива. Але звичайно ці два параметри зв'язані між собою автоматом-регулятором, який забезпечує виконання заданої програми регулювання. Дуже часто дроселювання одновальних ТГД відбувається за програмою $n = \text{const}$. Тоді дросельна характеристика має загальний вигляд: $N_e = f(G_{\Pi})$, $C_e = f(G_{\Pi})$ (рис. 5.5). Цій характеристиці відповідає лінія робочих режимів (1) на рис. 4.9. Зменшення витрати палива G_{Π} за умови

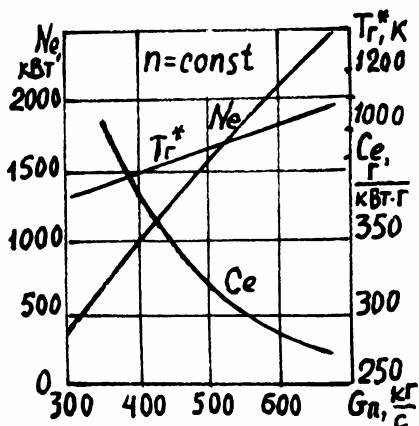


Рис. 5.5. Дросельна характеристика ТГД з програмою регулювання $n = \text{const}$

Зменшення витрати палива G_{Π} за умови

$n = \text{const}$ приводить до зниження температури газу перед турбіною T_{Γ}^* та ступеня підвищення тиску у компресорі π_K^* . При цьому зменшуються ступені зниження тиску у турбіні π_T^* та вихідному пристрої π_C , що, у свою чергу, призводить до зниження роботи турбіни гвинта та реактивної тяги, а отже, і потужності двигуна, оскільки витрата повітря майже не змінюється. Зростання питомої витрати палива C_{Π} пояснюється погіршенням ККД елементів двигуна при його дроселюванні.

Другий граничний спосіб дроселювання ТГД в теорії двигунів розглядається за програмою $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, що відповідає лінії робочих режимів 2 на рис. 4.9. Основні недоліки цієї програми: зменшення запасів стійкості компресора, погана прийомистість та великі теплові навантаження двигуна на режимах дроселювання не дозволяють практично її використовувати. Між розглянутими граничними програмами регулювання $n = \text{const}$ та $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ можна увести будь-які проміжні програми, для кожної із яких однозначним буде зв'язок $T_{\Gamma}^* = f(n)$. Серед усіх можливих програм, очевидно, можна було б вибрати оптимальну, яка б забезпечувала мінімальну питому витрату палива для заданого ступеня дроселювання двигуна за потужністю. Але аналіз показує, що суттєвого погіршення економічності ТГД не відбувається, якщо замість такої програми використати регулювання $n = \text{const}$. Тому останню звичайно і використовують, враховуючи її інші переваги (хороша прийомистість двигуна, зростання запасів стійкості компресора, просте застосування тощо).

Поряд з програмою $n = \text{const}$ для дроселювання двигуна широко використовують також комбіновану програму $n_{\text{max}} = \text{const} + \varphi_{\text{min}} = \text{const}$. У цьому випадку спочатку потужність двигуна знижується внаслідок зменшення кута φ_{Γ} установки гвинта ($n_{\text{max}} = \text{const}$), а потім, досягнувши мінімального значення кута φ_{min} , – за рахунок зменшення частоти обертання ($\varphi_{\text{min}} = \text{const}$). Загальний вигляд такої дросельної характеристики показано на рис. 5.6. Комбінована програма регулювання дозволяє використовувати переваги програми $n = \text{const}$ на режимах, близьких до розрахункового, а також забезпечувати зниження навантажень на деталі двигуна на режимах малого газу завдяки зменшенню частоти обертання ротора з програмою $\varphi_{\text{min}} = \text{const}$.

Для турбовальних двигунів з вільною силовою турбіною найчастіше використовують програму регулювання $n_{\text{TC}} = \text{const}$. Зменшення потужності двигуна шляхом повертання лопатей гвинта вертольота супроводжується зниженням частоти обертання ротора турбокомпресора n_{TK} , яка може бути використана як режимний параметр. Дросельну характеристику звичайно подають у вигляді, показаному на рис. 5.7.

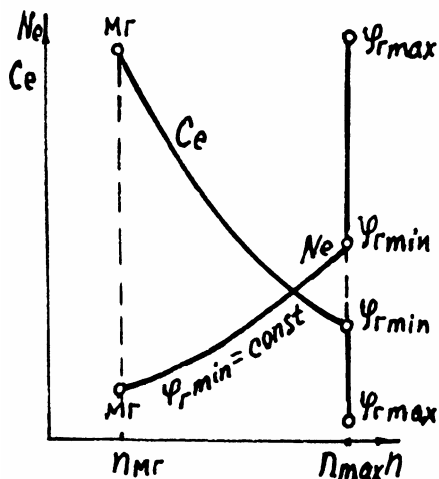


Рис. 5.6. Дросельна характеристика ТГД з комбінованою програмою регулювання

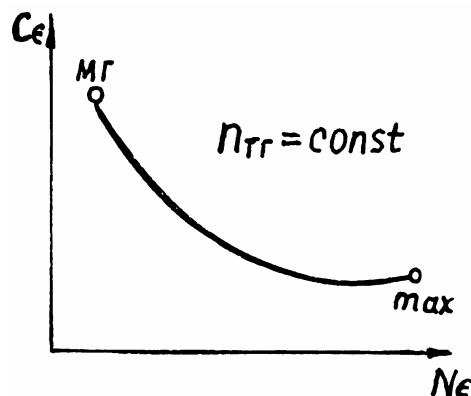


Рис. 5.7. Загальний вигляд дросельної характеристики ТВаД з вільною турбіною

Слід зазначити, що дросельна характеристика ТВаД значною мірою залежить від характеристики вільної турбіни (див. рис. 4.11) та вибраної програми регулювання. Так, наприклад, якщо вибрати програму, яка забезпечувала б роботу вільної турбіни вздовж лінії максимального ККД (див. рис. 4.10), то при цьому необхідно чекати поліпшення економічності двигуна з максимально можливою потужністю на валу для заданого зниженого режиму роботи турбокомпресора.

5.3. Швидкісні характеристики ТРД, ТРДФ, ТРДД і ТРДДФ

Швидкісною характеристикою ГТД називають залежність основних даних і параметрів двигуна від швидкості польоту на незмінній висоті та при прийнятому законі регулювання. Для ТРД, ТРДФ, ТРДД і ТРДДФ основними даними є тяга P і питома витрата палива C_{Π} .

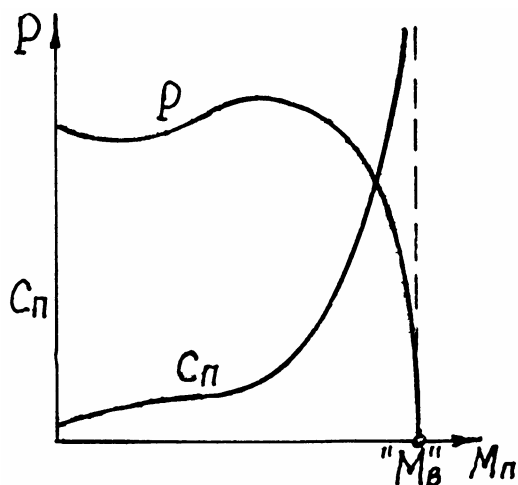


Рис. 5.8. Швидкісна характеристика ТРД

Розглянемо основні закономірності проходження швидкісної характеристики ТРД при законі регулювання, наприклад, $n = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$. Загальний вигляд такої характеристики показано на рис. 5.8. Тяга ТРД з реактивним соплом, яке забезпечує повне розширення газу ($p_c = p_H$), $P = G(C_c - V_{\Pi})$ визначається витратою повітря G та питомою тягою $P_{\Pi} = C_c - V_{\Pi}$. Легко переконатися, що зі збільшенням швидкості польоту на незмінних висоті та режимі роботи двигуна витрата повітря має зростати.

Але це зростання залежить від пропускної здатності двигуна, яка регламентується перерізами його проточної частини, де режими течій наближаються до критичних або досягають їх. Якщо як такий переріз вибрати площу «горла» першого соплового апарата турбіни, розміщен-

ного перед критичним перерізом реактивного сопла у напрямку течії, то згідно з рівнянням витрати газу у формі Христиановича крізь цей переріз з використанням умов $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ і $q(\lambda_{ca}) \approx 1,0$ отримаємо $G \sim p_{\Gamma}^*$. Тиск газу p_{Γ}^* збільшується зі зростанням швидкості польоту M_{Π} завдяки суттєвому зростанню ступеня підвищення тиску повітря у

вхідному пристрої $\pi_{\text{ВХ}} = \sigma_{\text{ВХ}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\Pi}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$, який приводить до

збільшення $\pi_{\Sigma} = \pi_{\text{ВХ}} \pi_{\text{К}}^*$, незважаючи на зниження $\pi_{\text{К}}^*$. Зменшення $\pi_{\text{К}}^*$ відбувається через підвищення

$T_{\text{В}}^* = T_{\text{Н}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{\Pi}^2\right)$ з урахуванням то-

го, що $L_{\text{К}}^* = \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{К}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{\text{К}}^* \approx \text{const}$ за умови $n = \text{const}$. Таким чином, витрата повітря зростає відповідно до залежності $G \sim \pi_{\Sigma}$ (рис. 5.9).

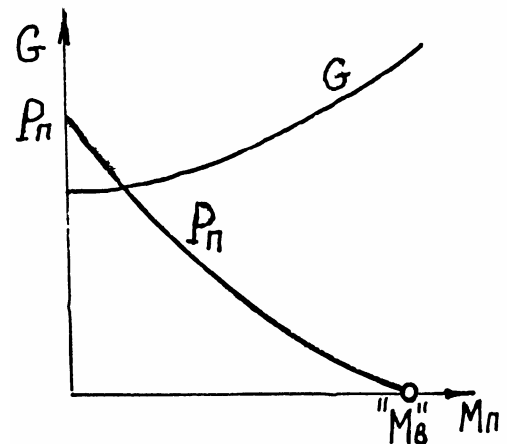


Рис. 5.9. Залежність G і P_{Π} від M_{Π}

Швидкість реактивного струменя $C_{\text{с}}$ у формулі $P_{\Pi} = C_{\text{с}} - V_{\Pi}$ також зростає зі збільшенням швидкості польоту завдяки зростанню π_{Σ} , що впливає з відповідної формули:

$$C_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2 C_{\text{p}\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - 1/\pi_{\text{с}}^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}}\right)},$$

де $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* - L_{\Gamma}^* / C_{\text{p}\Gamma} = \text{const}$; ($L_{\Gamma}^* = L_{\text{К}}^* / \eta_{\text{м}} = \text{const}$); $\pi_{\text{с}} = \frac{\pi_{\Sigma} \sigma_{\text{КЗ}}}{\pi_{\text{Т}}^*} \sim \pi_{\Sigma}$, тому що

$\pi_{\text{Т}}^* = \left[1 / \left(1 - L_{\Gamma}^* / C_{\text{p}\Gamma} T_{\Gamma}^* \eta_{\text{Т}}^*\right)\right]^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}} = \text{const}$. Але

швидкість $C_{\text{с}}$ зростає повільніше, ніж швидкість польоту $V_{\Pi} = M_{\Pi} \sqrt{\kappa R T_{\text{Н}}} \sim M_{\Pi}$ (рис. 5.10), а отже, питома тяга $P_{\Pi} = C_{\text{с}} - V_{\Pi}$ зі зростанням M_{Π} зменшується (рис. 5.9). Таким чином, тяга ТРД (рис. 5.8), яка дорівнює добутку $G P_{\Pi}$, зі зростанням швидкості польоту M_{Π} спочатку зменшується через зниження P_{Π} , а потім збільшується

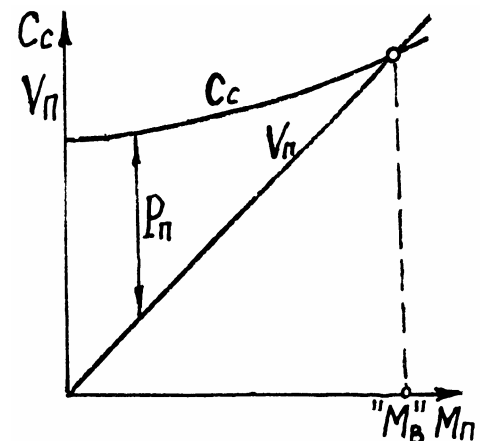


Рис. 5.10. Залежність $C_{\text{с}}$ і V_{Π} від M_{Π}

завдяки переважному зростанню G і, нарешті, падає через подальше зменшення P_{Π} до нуля. Коли $P_{\Pi} = 0$, то і $P = 0$. Цей режим польоту називають режимом «виродження» двигуна.

Питома витрата палива змінюється відповідно до залежності

$$C_{\Pi} = 3600 \frac{G_{\Pi}}{P} = \frac{3600}{\alpha L_0 P_{\Pi}}.$$

Якщо знехтувати зміною α зі збільшенням швидкості польоту M_{Π} , то питома витрата палива мусить зростати обернено пропорційно зниженню питомої тяги двигуна $C_{\Pi} \sim 1/P_{\Pi}$. Але, незважаючи на деяке збільшення α (збільшення надлишкового повітря у камері згорання) для того, щоб компенсувати зростання температури повітря за компресором T_K^* , яким розбавляють продукти згорання до заданої температури $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, загальний вигляд $C_{\Pi} = f(M_{\Pi})$ не змінюється (рис. 5.8). Коли зі зростанням швидкості польоту M_{Π} наближається режим «виродження» двигуна, то питома витрата палива зростає до нескінченності.

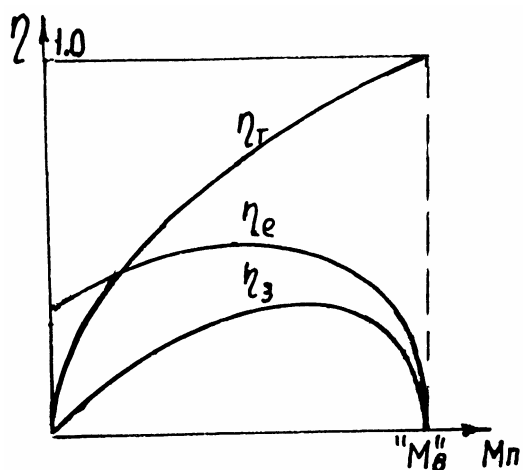


Рис. 5.11. Залежність ККД ТРД від M_{Π}

Необхідно зазначити, що більш повною характеристикою економічності двигуна, ніж C_{Π} , є його загальний ККД $\eta_z = \eta_e \eta_T$, між якими існує зв'язок (1.37) $\eta_z = K \cdot V_{\Pi} / C_{\Pi}$. Залежність різних ККД двигуна від швидкості польоту показано на рис. 5.11.

Зростання тягового ККД η_T зі збільшенням швидкості польоту M_{Π} пояснюється зменшенням утрат енергії з вихідною швидкістю із двигуна $(C_c - V_{\Pi})^2 / 2$, тобто більш повільним зростанням C_c порівняно з V_{Π} . Зростання ефективного ККД η_e до достатньо великих швидкостей польоту відбувається через поліпшення використання теплоти, підведеної у камеру згорання, завдяки збільшенню π_{Σ} . Але з подальшим зростанням π_{Σ} за умови $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, коли підведена теплота Q_{Γ} стає малою, а частка гідравлічних утрат у двигуні зростає, що призводить до зниження ефективної роботи циклу L_e , величина η_e зменшується.

Вплив розрахункових параметрів циклу π_{kr}^* і $T_{\Gamma p}^*$ на швидкісні характеристики ТРД показано на рис. 5.12. З рис. 5.12, а видно, що з підвищенням π_{kr}^* зростання тяги P зі збільшенням швидкості польоту M_{Π} відбувається меншою мірою. Це пояснюється тим, що для вищих

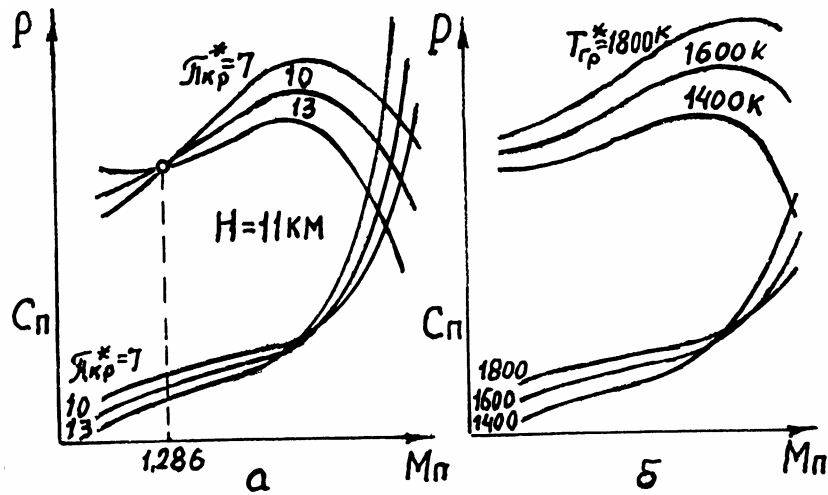


Рис. 5.12. Вплив π_{kr}^* і T_{gr}^* на швидкісну характеристику ($H = 11$ км)

π_{kr}^* питома тяга зі зростанням швидкості польоту зменшується швидше, наближаючись до нуля за менших M_{II} . Тут криві $P(M_{II}, \pi_{kr}^*)$ перетинаються при $M_{II} = 1,286$, що відповідає $T_H^* = 288$ К, тобто однаковій злітній тязі. Крім того, темп зростання витрати повітря крізь двигун залежно від швидкості польоту зменшується зі збільшенням π_{kr}^* , що додатково змінює характер проходження $P = f(M_{II})$ для різних π_{kr}^* .

Питома витрата палива у наведених прикладах зменшується зі збільшенням π_{kr}^* до швидкостей польоту $M_{II} \approx 2,5$. Це свідчить про доцільність використання високих значень π_{kr}^* з метою поліпшення економічності ТРД.

Як видно з рис. 5.12, б, підвищення розрахункової температури газу T_{gr}^* суттєво збільшує тягу двигуна, особливо на великих швидкостях польоту, що пояснюється зростанням питомої тяги (швидкості реактивного струменя). Але з підвищенням T_{gr}^* економічність двигуна дещо погіршується (C_{II} зростає).

Швидкісну характеристику ТРДФ у порівнянні з характеристикою ТРД показано на рис. 5.13. Тут порівнюються характеристики двигунів з однаковою газогенераторною частиною, тобто перехід від ТРД до ТРДФ реалізується немов би за рахунок вмикання форсажної камери. При цьому через зростання температури газу перед реактивним соплом швидкість реактивного

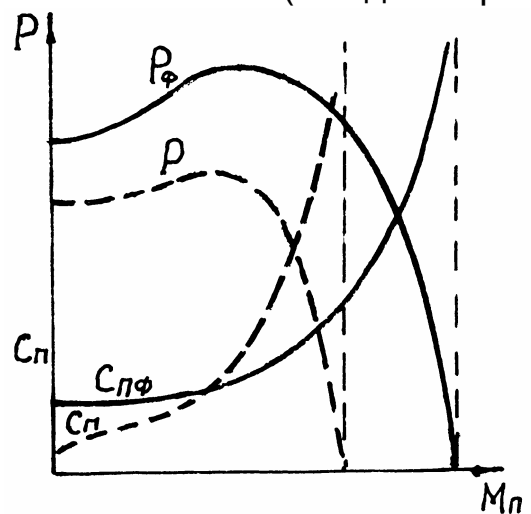


Рис. 5.13. Порівняння швидкісних характеристик ТРД і ТРДФ

струменя зростає, а отже, зростає і тяга двигуна внаслідок збільшення питомої тяги $P_{ПФ} = C_{сф} \cdot V_{П}$ (рис. 5.14).

Витрата повітря при вмиканні форсажної камери майже не змінюється (рис. 5.14, б), оскільки переріз соплового апарата, який її обмежує, розташований перед цією камерою.

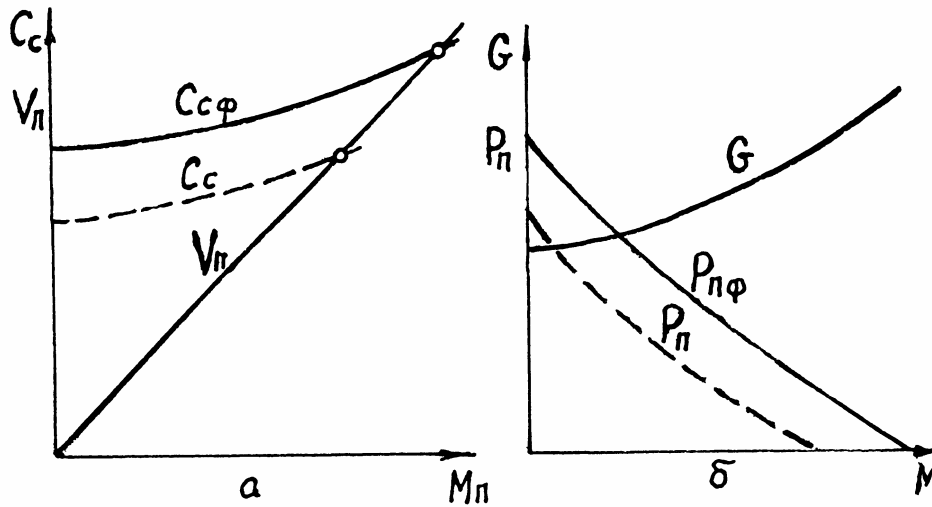


Рис. 5.14. Залежність швидкості реактивного струменя та питомої тяги ТРД і ТРДФ від $M_{П}$

Питома витрата палива визначається за формулою

$$C_{ПФ} = \frac{3600}{\alpha \sum L_o P_{ПФ}} \quad (5.10)$$

Незважаючи на перевищення $P_{ПФ}$ над питомою тягою ТРД $P_{П}$ (рис. 5.14, б), у діапазоні невеликих швидкостей польоту $M_{П}$ питома витрата палива $C_{ПФ}$ також перевищує $C_{П}$ (економічність при вмиканні форсажної камери погіршується) через суттєве зменшення загального коефіцієнта надлишку повітря α_{Σ} у формулі (5.10). Але у діапазоні великих швидкостей польоту, коли збільшується відношення $P_{ПФ}/P_{П}$,

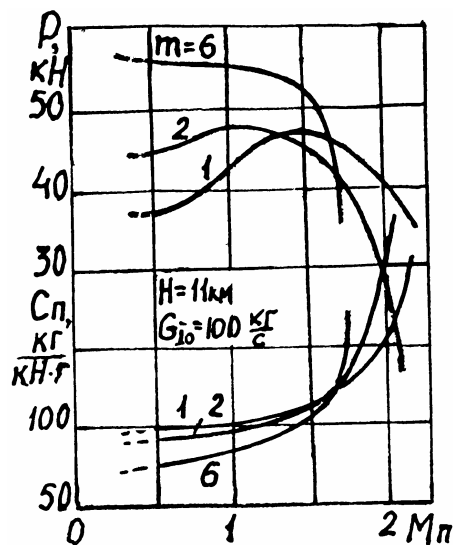


Рис. 5.15. Швидкісні характеристики ТРДД з різними m

питома витрата палива ТРДФ $C_{ПФ}$ стає значно меншою за $C_{П}$ (економічність ТРДФ стає вищою, ніж ТРД).

Швидкісні характеристики ТРДД з різними ступенями двоконтурності (тоді, коли $m = 0$ для ТРД) на базі однакової газогенераторної частини двигуна показані на рис. 5.15. Перехід від ТРД до ТРДД здійснюється за рахунок розташування перед реактивним соплом (за турбіною компресора) турбіни вентилятора зовнішнього контуру. При цьому швидкість реактивного струменя із внутрішнього реактивного сопла зменшується (рис. 5.16, а) через зниження перед

соплом температури T_{Γ}^* і тиску p_{Γ}^* (а отже, і π_c). Це призводить до зниження питомої тяги ТРДД порівняно з ТРД (рис. 5.16, б), причому зі зростанням швидкості польоту питома тяга ТРДД падає швидше і «виродження» відбувається за менших швидкостей польоту. З іншого боку, розміщення вентилятора у зовнішньому контурі ТРДД збільшує у $m + 1$ разів загальну витрату повітря, що у результаті збільшує сумарну тягу двигуна (спрацьовує принцип «приєднання маси» повітря) у діапазоні невеликих швидкостей польоту (рис. 5.15). Слід зазначити, що зі збільшенням швидкості польоту суттєвіше зростає витрата повітря крізь зовнішній контур порівняно з внутрішнім, тобто підвищується ступінь двоконтурності (рис. 5.16, в).

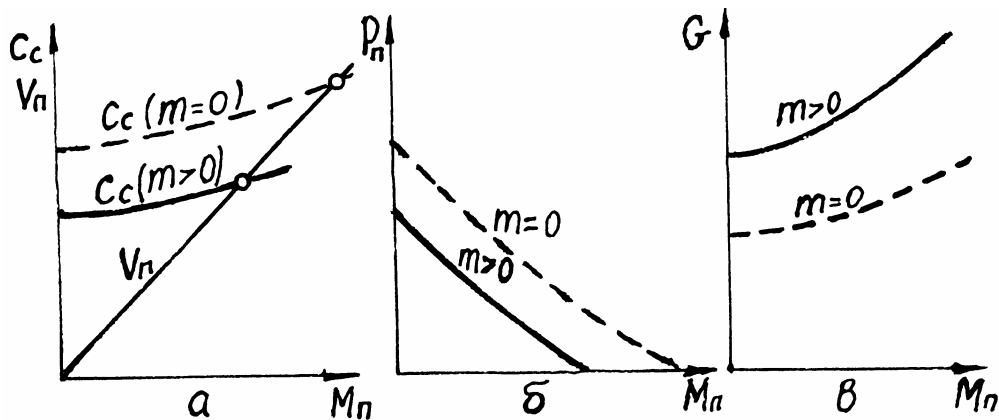


Рис. 5.16. Залежності C_c , P_n та G від M_n ТРДФ для різних m

На невеликих швидкостях польоту питома витрата палива (3.43) з переходом від ТРД до ТРДД зменшується (рис. 5.15) через наявність множника $(1 + m)$ у знаменнику, незважаючи на зниження питомої тяги P_n (рис. 5.16, б). Таким чином, на невеликих швидкостях польоту доцільно використовувати ТРДД з великими ступенями двоконтурності. Зі збільшенням розрахункової швидкості польоту ступінь двоконтурності необхідно зменшувати до нуля. А для літаків з великими надзвуковими швидкостями польоту використовують ТРДФ або ТРДДФ.

Для в'яснення особливостей характеристик ТРДДФ на рис. 5.17 зіставлено швидкісні характеристики ТРДФ і ТРДДФ з однаковими злітними тягами та температурами T_{Γ}^* і T_{Φ}^* для двох висот польоту:

$H = 0$ і $H = 11$ км. Як видно з рисунка, тяга ТРДДФ зі збільшенням швидкості польоту зростає швидше, ніж тяга ТРДФ, а питома витрата палива – повільніше. Більш значне зростання тяги ТРДДФ відбувається за рахунок як більш суттєвого збільшення витрати повітря крізь зовнішній контур

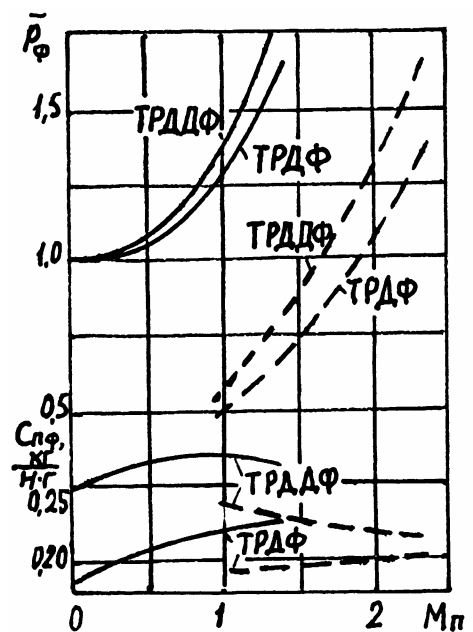


Рис. 5.17. Швидкісні характеристики ТРДФ і ТРДДФ для висот $H=0$ (—) і $H=11$ км (- - -)

(збільшення m) (рис. 5.18, а), так і більш значного темпу зростання швидкості реактивного струменя (рис. 5.18, б), а отже, повільнішого падіння питомої тяги P_{Π} ТРДДФ (рис. 5.18, в). Характер зміни $C_c = f(M_{\Pi})$ на рис. 5.18, б пояснюється меншими величинами $\pi_{ВІІ}^*$ ТРДДФ порівняно з π_K^* ТРДФ, а тому більш пологим зменшенням $\pi_{ВІІ}^*$, ніж π_K^* , зі зростанням швидкості польоту M_{Π} . Величини $\pi_{ВІІ}^*$ і π_K^* впливають на C_c через величини $\pi_{С\ ТРДДФ} \sim \pi_{ВХ} \pi_{ВІІ}^*$ і $\pi_{С\ ТРДФ} \sim \pi_{ВХ} \pi_K^*$ відповідно.

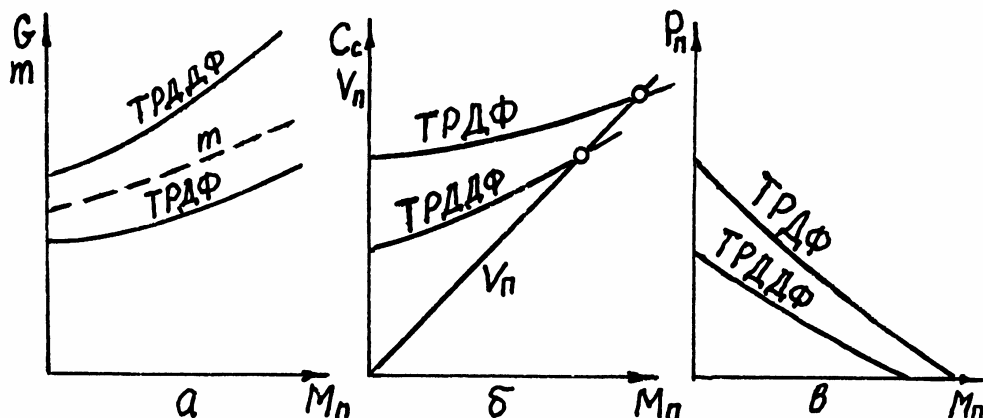


Рис. 5.18. Залежності G , C_c , P_{Π} від M_{Π} для ТРДФ і ТРДДФ

В умовах зльоту, як це видно на рис. 5.17, питома витрата палива $C_{\Pi} = \frac{3600}{\alpha_{\phi} L_0 P_{\Pi}}$ ТРДДФ більша порівняно з ТРДФ через меншу питому тягу P_{Π} (внаслідок меншого тиску у форсажній камері). Але зі зростанням швидкості польоту різниця тисків у форсажних камерах обох двигунів зменшується завдяки пологішому зниженню $\pi_{ВІІ}^*$ ТРДДФ порівняно з π_K^* ТРДФ, а тому швидкості C_c і питомі тяги цих двигунів майже дорівнюватимуть одні одним. Внаслідок більш суттєвого темпу зростання тиску у форсажній камері ТРДДФ зі збільшенням швидкості польоту M_{Π} ефективність використання теплоти у цьому двигуні збільшується так, що темп зростання C_{Π} уповільнюється. Для великих M_{Π} питома витрата палива ТРДДФ може навіть зменшуватися.

5.4. Швидкісна характеристика ТГД

Швидкісною характеристикою ТГД називають залежність еквівалентної потужності N_e та питомої витрати палива C_e від швидкості польоту на незмінній висоті польоту та при заданому законі регулювання. Загальний вигляд такої характеристики для закону регулювання $n = \text{const}$ і $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ показано на рис. 5.19.

Якщо еквівалентну потужність подати у вигляді

$$N_e = N_\Gamma + N_{pc} = GL_{\Gamma\Gamma}^* \eta_m + \frac{G(C_c - V_\Pi)V_\Pi}{\eta_{ГВ}},$$

то за аналогією з ТРД можна записати $G \sim \pi_\Sigma = \pi_{ВХ} \pi_K^*$. Отже, витрата повітря крізь двигун зростає зі збільшенням швидкості польоту, оскільки зростає загальний ступінь підвищення тиску. Робота турбіни гвинта

$$L_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{\kappa_\Gamma}{\kappa_\Gamma - 1} R T_{TK}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_\Gamma - 1}{\pi_{\Gamma\Gamma}^* \kappa_\Gamma}} \right) \eta_{\Gamma\Gamma}^*$$

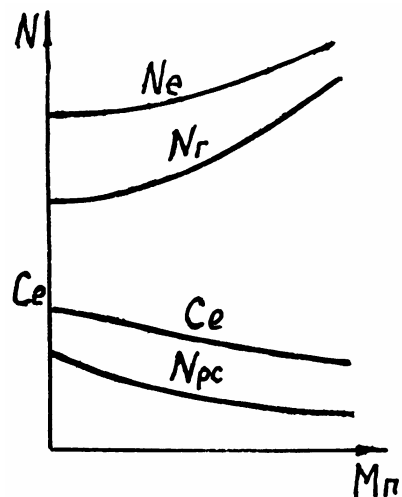


Рис. 5.19. Швидкісна характеристика ТГД

зростає зі збільшенням швидкості польоту завдяки зростанню $\pi_{\Gamma\Gamma}^*$ відповідно до залежності $\pi_{ВХ} \pi_K^* \approx \pi_{TK}^* \pi_{\Gamma\Gamma}^* \pi_c$. Тут $\pi_{TK}^* = \text{const}$, тому що $L_{TK}^* = L_K^* / \eta_m = \text{const}$ і $T_\Gamma^* = \text{const}$. Для докритичних перепадів тиску у вихідному пристрої зростання загального ступеня підвищення тиску у двигуні зі збільшенням швидкості польоту приводить до одночасного зростання як $\pi_{\Gamma\Gamma}^*$, так і π_c . Температура газу перед турбіною гвинта залишається незмінною відповідно до співвідношення $T_{TK}^* = T_\Gamma^* - L_{TK}^* / C_p$. Таким чином, потужність на валу двигуна $N_\Gamma = GL_{\Gamma\Gamma}^* \eta_m$ зі зростанням M_Π збільшується завдяки збільшенню витрати повітря G та роботи турбіни гвинта $L_{\Gamma\Gamma}^*$. Але потужність реактивного струменя $N_{pc} = G(C_c - V_\Pi)V_\Pi / \eta_{ГВ}$, яка складає 5...10% загальної потужності, зі зростанням M_Π дещо зменшується через падіння реактивної тяги у діапазоні невеликих дозвукових швидкостей польоту $M_\Pi \leq 0,5 \dots 0,6$. Незважаючи на це, еквівалентна потужність ТГД збільшується зі зростанням швидкості польоту (рис. 5.19).

Питома витрата палива ТГД

$$C_e = 3600 \frac{G_\Pi}{N_e} = \frac{3600}{\alpha L_0 \left[L_{\Gamma\Gamma}^* \eta_m + (C_c - V_\Pi)V_\Pi / \eta_{ГВ} \right]}$$

зі зростанням швидкості польоту дещо зменшується, головним чином завдяки зростанню роботи турбіни гвинта $L_{\Gamma\Gamma}^*$. Але зменшення питомої витрати палива ТГД зі зростанням швидкості польоту відбувається лише до визначених швидкостей польоту $M_\Pi = 0,5 \dots 0,6$. Подальше зростання швидкості польоту призводить до погіршення економічності ТГД.

Загальний вигляд швидкісної характеристики двовального ТГД, гвинт якого обертається вільною турбіною, такий самий, як одновального ТГД (рис. 5.19). Але можливість вибирання найвигіднішої частоти обертання гвинта та забезпечення тим самим максимальної величини його ККД та ККД турбіни гвинта дозволяє збільшити потужність двигуна і зменшити питому витрату палива. Загальний вигляд швидкісної характеристики ТВаД для швидкісних вертольотів із законом регулювання $T_{Г}^* = \text{const}$, $n_{ТК} = \text{const}$, $n_{ТГ} = \text{const}$ такий самий, як і одновальних ТГД.

5.5. Висотні характеристики ТРД і ТГД

Висотною характеристикою ГТД називають залежність основних даних і параметрів двигуна від висоти польоту H зі сталою швидкістю ($M_{П} = \text{const}$) та заданим законом регулювання. Для ТРД основними даними є тяга P і питома витрата палива $C_{П}$. Загальний вигляд характеристики для закону регулювання $n = \text{const}$ і $T_{Г}^* = \text{const}$ показано на рис. 5.20. Тяга ТРД з повним розширенням газу у реактивному соплі ($p_c = p_H$) $P = G(C_c - V_{П})$ визначається витратою повітря G та питомою тягою $P_{П} = C_c - V_{П}$. Основною причиною падіння тяги з підйомом на висоту є зменшення витрати повітря внаслідок зниження його густини. Але для більш обгрунтованого доказу зміни витрати повітря скористаємося залежністю $G \sim p_{Г}^* = p_H \pi_{ВХ} \pi_{К}^* \sigma_{КЗ}$, яку отримано у підрозд. 5.3. Тут атмосферний тиск змінюється відповідно до стандартної атмосфери (з підйомом на висоту p_H зменшується), $\pi_{ВХ}$ залишається незмінним, тоді як $\pi_{К}^*$ до 11 км зростає, а вище 11 км – не змінюється (рис. 5.21). Такий характер зміни $\pi_{К}^*$ пояснюється зміною температури T_H відповідно до стандартної атмосфери: до висоти 11 км температура

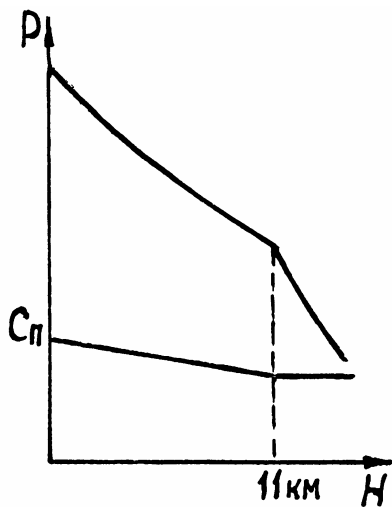


Рис. 5.20. Висотна характеристика ТРД

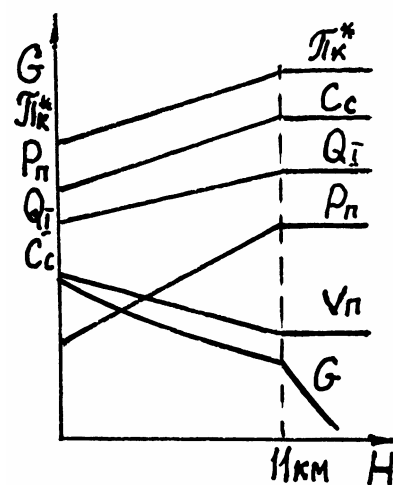


Рис. 5.21. Залежність $\pi_{К}^*$, G , $P_{П}$, $Q_{П}$, C_c , $V_{П}$ від висоти польоту

T_H знижується від 288,15 К біля землі до 216,5 К і на висотах $H = 11 \dots 18$ км T_H залишається незмінною. Отже, на висотах вище

11 км $\pi_K^* = \text{const}$, оскільки $L_K^* = \frac{K}{K-1} RT_B^* (\pi_K^{*\frac{K-1}{K}} - 1) / \eta_K^* = \text{const}$ для

$n = \text{const}$. Тут $T_B^* = T_H \left(1 + \frac{K-1}{2} M_{II}^2 \right)$. Внаслідок зниження температури

T_H до 11 км π_K^* збільшується, а витрата повітря зменшується, але повільніше, ніж на висотах вище 11 км.

Швидкість реактивного струменя $C_C = \varphi_C \sqrt{2 C_{pT} T_T^* \left(1 - 1 / \pi_C^{\frac{K-1}{K_T}} \right)}$ має

такий самий характер зміни, як і π_K^* , тому що $T_T^* = T_T^* - L_T^* / C_{pT} = \text{const}$

($T_T^* = \text{const}$, $L_T^* = L_K^* / \eta_{II} = \text{const}$), а $\pi_C \sim \pi_{BX} \pi_K^* / \pi_T^* \sim \pi_K^*$ ($\pi_{BX} = \text{const}$ і

$\pi_T^* = \text{const}$). Величина швидкості польоту V_{II} у формулі питомої тяги

змінюється за рахунок температури T_H : $V_{II} = M_{II} \sqrt{KRT_H}$ ($M_{II} = \text{const}$).

Питома тяга, таким чином, до висоти 11 км зростає, а вище 11 км залишається незмінною. Отже, тяга $P = G P_{II}$ змінюється з висотою, як це показано на рис. 5.20.

Питома витрата палива до висоти 11 км зменшується на 10...12%, а вище 11 км залишається незмінною. Такий характер C_{II} (5.9) визначається

зміною P_{II} у знаменнику і $Q_I = C_p (T_T^* - T_K^*)$ у чисельнику (рис. 5.21). Підведена теплота Q_I змінюється внаслідок зміни температури

T_H , тому що $T_T^* = \text{const}$, а $T_K^* = T_B^* + L_K^* / C_p$, де $T_B^* = T_H \left(1 + \frac{K-1}{2} M_{II}^2 \right)$,

$L_K^* = \text{const}$. Отже, зниження температури T_H до 11 км приводить до зростання Q_I . Вище 11 км $Q_I = \text{const}$, оскільки $T_H = \text{const}$. Таким чином,

вище 11 км $C_{II} = \text{const}$ завдяки тому, що $Q_I = \text{const}$ і $P_{II} = \text{const}$. До висоти 11 км C_{II} дещо знижується через повільніше зростання кількості теплоти

Q_I , ніж збільшення питомої тяги двигуна P_{II} . Підвищення економічності двигуна з підйманням до висоти 11 км пояснюється поліпшенням

використання теплоти у зв'язку зі зростанням π_K^* .

Висотною характеристикою ТГД називається залежність еквівалентної потужності N_e та питомої витрати палива C_e від висоти польоту для сталої швидкості польоту та заданого закону регулювання. Загальний вигляд висотної характеристики ТГД (рис. 5.22) подібний висотній характеристиці ТРД (рис. 5.20). Аналогію між цими характеристиками можна провести, якщо зв'язок потужності двигуна N з тягою P

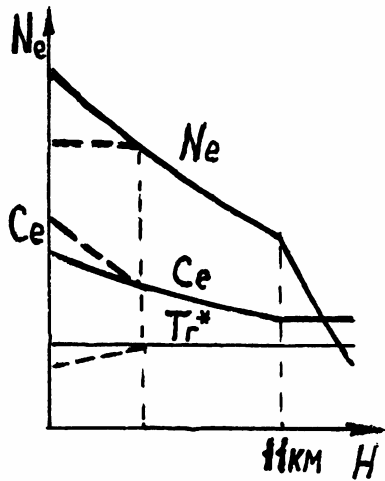


Рис. 5.22. Висотна характеристика ТГД

подати формулою $N = PV_{\Pi}$, де $V_{\Pi} = \text{const}$ за умови визначення висотної характеристики. Цю характеристику ТГД можна також пояснити, скориставшись формулами:

$$N_e = GL_{\text{ТГ}}^* \eta_m + \frac{G(C_c - V_{\Pi})V_{\Pi}}{\eta_{\text{ГВ}}}; C_e = \frac{3600Q_{\text{Г}}}{H_u \eta_{\text{Г}} N_{e\Pi}}$$

де $N_{e\Pi} = L_{\text{ТГ}}^* \eta_m + \frac{(C_c - V_{\Pi})V_{\Pi}}{\eta_{\text{ГВ}}}$. Основною

причиною зниження N_e зі зростанням висоти польоту є значне зменшення витрати повітря крізь двигун через зменшення густини. Більш повільне зниження потужності до 11 км пояснюється зростанням роботи турбіни гвинта та тягової потужності вихідного пристрою внаслідок зростання π_k^* . Питома витрата палива C_e до висоти 11 км зменшується завдяки поліпшенню використання теплоти у циклі зі зростанням π_k^* . Вище 11 км C_e не змінюється. З метою зменшення маси та габаритів редуктора у деяких «висотних» ТГД його розрахунок на міцність виконують не на максимальну злітну потужність гвинта $N_{\text{Г max}}$, а на дещо меншу розрахункову величину $N_{\text{Г розр}}$, яка була б достатньою для здійснення зльоту літака. Таке обмеження потужності виконується шляхом зменшення температури газу $T_{\text{Г}}^*$ при $n = \text{const}$. Ця зміна закону регулювання викликає незначне погіршення економічності двигуна. Указані зміни на характеристиці висотного ТГД показані на рис. 5.22 пунктирними лініями.

Максимальна висота польоту вертольотів звичайно не перевищує 6...8 км. До цих висот висотні характеристики вертолітних ТГД мають такий самий вигляд, як і для ТГД або ТРД, тобто потужність зі зростанням висоти зменшується швидко, а C_e – повільно.

5.6. Експлуатаційні обмеження на висотно-швидкісних характеристиках ТГД

В умовах експлуатації ТГД їх робота можлива не в усьому діапазоні розглянутих характеристик. Існує багато обмежень, через які забороняється робота двигуна у деяких діапазонах через механічні та теплові перенавантаження деталей і вузлів, критичні умови газодинамічних процесів і горіння палива, неспроможність забезпечення нормальної роботи систем паливоживлення та мастильної тощо. Про деякі обмеження уже згадувалось у попередніх розділах. Розглянемо окремі обмеження на висотно-швидкісних характеристиках ТРД(Ф).

На рис. 5.23 показано висотно-швидкісні характеристики ТРД для закону регулювання $n = \text{const}$, $T_{\text{Г}}^* = \text{const}$ з деякими обмеженнями.

Лініями 1а, 1б показано обмеження через порушення газодинамічної стійкості компресора. Так, якщо на якій-небудь висоті змінювати швидкість польоту, то при цьому буде змінюватися режим роботи компресора ($n_{зв} \sim n/\sqrt{T_H^*}$) відповідно до лінії робочих режимів 1 на рис. 4.12 для закону регулювання $n = \text{const}$, $T_H^* = \text{const}$. Зменшення швидкості польоту наближає режим роботи компресора до межі помпажу з боку $n_{зв \max}$ і, навпаки, збільшення швидкості польоту наближає режим роботи компресора до помпажу з боку $n_{зв \min}$.

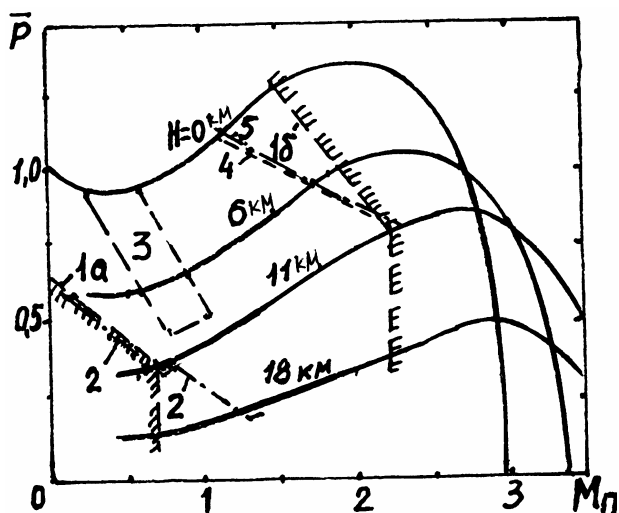


Рис. 5.23. Висотно-швидкісні характеристики ТРД з обмеженнями

На газодинамічну стійкість двигуна впливає також газодинамічна стійкість повітрозабірника через розузгодження надзвукового повітрозабірника та компресора з дроселюванням двигуна або зміною швидкості польоту. Наприклад, збільшення швидкості польоту потребує дроселювання двигуна, тому що необхідно зменшувати продуктивність компресора (зменшувати $q(\lambda_B)$), а це, у свою чергу, потребує регулювання повітрозабірника (зменшення його «горла»). У випадку вичерпаності цієї можливості може виникнути помпаж повітрозабірника (або компресора) через погіршення умов на вході в нього. На газодинамічну стійкість компресора впливають також нерівномірність і нестационарність течії на вході, швидкі зміни його режиму роботи, вимикання форсажної камери на великій висоті та швидкості польоту та ін.

Ряд обмежень викликано роботою основної та форсажної камер згоряння, наприклад, через зрив полум'я «багатої» або «бідної» суміші, погіршення якості розпилювання палива або зменшення швидкості його згоряння на понижених тисках у камері. Лініями 2 і 3 на рис. 5.23 показано, відповідно, обмеження усталеного режиму роботи форсажної камери та діапазону можливого запуску основної камери згоряння.

Велика увага приділяється обмеженням з міцності деталей та вузлів. Одним з таких обмежень є обмеження з міцності вала турбокомпресора. Збільшення швидкості польоту призводить до підвищення потужності компресора завдяки зростанню витрати повітря, а отже, і крутного моменту $M_{кр}$ на валу. Тому існує відповідне обмеження при великих швидкостях польоту (лінія 4 на рис. 5.23).

При великих швидкостях польоту існує обмеження з міцності корпусу основної камери згоряння через зростання тиску p_K^* (лінія 5 на рис. 5.23). За умов міцності дисків і лопаток турбіни існують також

обмеження з n_{\max} і $T_{Г\max}^*$. А для ТГД та турбовальних двигунів необхідно враховувати обмеження максимального крутного моменту та частоти обертання вала гвинта ($M_{кр\ ГВ\max}$, $n_{ГВ\max}$ на рис. 4.11).

Збільшення швидкості польоту на малій висоті викликає зростання температури повітря та швидкісного напору на вході у двигун, що погіршує умови через навантаження деталей проточної частини. Зростання температури повітря та швидкісного напору, крім того, призводить до перенавантажень планера літака. І навпаки, на великій висоті з малими швидкостями польоту буде недостатньою піднімальна сила планера.

Для задоволення умов роботи двигуна з урахуванням експлуатаційних обмежень інтенсивно відпрацьовуються різні діагностичні системи.

5.7. Кліматичні характеристики та зведені параметри ГТД

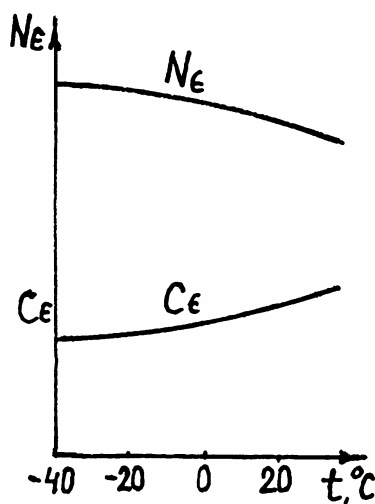


Рис. 5.24. Кліматична характеристика ТВаД

Кліматичними характеристиками, наприклад вертолітних ГТД, називають залежності N_{ϵ} і C_{ϵ} від температури атмосферного повітря для заданого закону регулювання ($n_{TK} = \text{const}$, $n_{TC} = \text{const}$). Загальний вигляд такої характеристики показано на рис. 5.24. Зниження температури навколишнього повітря сприяє підвищенню потужності двигуна і зменшенню питомої витрати палива. Підвищення потужності пояснюється збільшенням густини і витрати повітря крізь двигун та зростанням $n_{TK\text{ЗВ}}$ і деяким підвищенням π_{TC}^* . В області від'ємних температур повітря зростання N_{ϵ} і зниження C_{ϵ} сповільнюються, тому що сповільнюється збільшення $q(\lambda_B)$ для високих $n_{TK\text{ЗВ}}$ разом зі зниженням η_K^* . При цьому зменшуються запаси стійкої роботи компресора.

На вихідні параметри двигуна значно впливає також вологість повітря. Збільшення вологості повітря перш за все викликає суттєве зростання газової сталої R повітря, а також його теплоємності та швидкості звуку. Густина повітря при цьому зменшується. Зростання швидкості звуку, у свою чергу, приводить до зниження зведеної частоти обертання ротора турбокомпресора та чисел Маха течії, внаслідок чого зменшуються витрата повітря та π_K^* . Крім того, витрата повітря зменшується також за рахунок густини. Як результат, тяга ТРД (або потужність ТВаД) зменшується, а питома витрата палива зростає. Цьому сприяє і зростання теплоємності повітря.

Для врахування впливу на параметри ГТД зміни атмосферних умов (температури і тиску), як відомо, їх зводять до параметрів стандартної атмосфери. Як критерії зведення використовують величини, що характеризують режими течії відповідно звуковим явищам, наприклад λ і $q(\lambda)$, тобто для зведених і фізичних умов їх приймають однаковими. Основні формули зведення до стандартної земної атмосфери ($T_{CT} = 288,15$ К; $p_{CT} = 101325$ Па) мають вигляд:

$$n_{ЗВ} = n \sqrt{\frac{288,15}{T_H^*}} \text{ – зведена частота обертання;}$$

$$G_{ЗВ} = G \frac{101325}{p_H^*} \sqrt{\frac{T_H^*}{288,15}} \text{ – зведена витрата повітря;}$$

$$P_{ЗВ} = P \frac{101325}{p_H^*} \text{ – зведена тяга;}$$

$$N_{ЗВ} = N \frac{101325}{p_H^*} \sqrt{\frac{288,15}{T_H^*}} \text{ – зведена потужність;}$$

$$G_{ПЗВ} = G_{П} \frac{101325}{p_H^*} \sqrt{\frac{288,15}{T_H^*}} \text{ – зведена витрата палива;}$$

$$C_{ПЗВ} = C_{П} \sqrt{\frac{288,15}{T_H^*}}; \quad C_{eЗВ} = C_e \text{ – зведені питомі витрати палива.}$$

6. ПЕРЕХІДНІ РЕЖИМИ РОБОТИ ГТД

Перехідними (неусталеними) режимами роботи ГТД називають такі, що характеризуються зміною у часі його параметрів. До них відносяться запуск, прийомистість, скид газу, ввімкнення форсажної камери та інші. Прийомистість – це процес швидкого зростання тяги або потужності за рахунок збільшення подачі палива різким переміщенням важеля керування двигуном. Скид газу – це падіння тяги внаслідок зменшення подачі палива переміщенням ВКД. Зустрічна прийомистість – це прийомистість до завершення скиду газу. Усі ці режими роботи двигуна впливають на маневрені якості літака, а отже, мають важливе значення.

6.1. Спільна робота елементів ТРД на перехідних режимах

Рівняння, які описують спільну роботу елементів двигуна на неусталених режимах, містять інерційні члени. Але ці члени «виявляють» себе по-різному у кожному з рівнянь. Зміна, наприклад, частоти обертання турбіни і компресора відбувається однаково, а отже, у будь-який момент часу зберігається рівність цих частот. Якщо знехтувати об'ємом проточної частини між входами у компресор і турбіну V_{B-G} , то рівняння витрат повітря і газу крізь компресор та турбіну

$$G = G_{\Gamma} + \iiint_{V_{B-\Gamma}} \frac{d\rho}{dt} dV \quad (6.1)$$

набуде вигляду (4.15)

$$\pi_K^* = Aq(\lambda_B) \sqrt{T_{\Gamma}^*/T_B^*}. \quad (6.2)$$

Баланс потужностей турбіни і компресора зводиться до визначення надлишкової потужності турбіни, яка використовується для подолання моменту інерції ротора двигуна при його розкручуванні. Якщо використати відоме рівняння динаміки ротора для режимів прийомистості або скиду газу

$$M_T - M_K - M_{Tp} = I_a \frac{d\omega}{dt}, \quad (6.3)$$

де M_T , M_K , M_{Tp} – крутні моменти турбіни, компресора та приводу агрегатів з урахуванням втрат енергії на тертя у підшипниках; I_a – момент інерції ротора відносно осі обертання, то отримаємо вираз для надлишкової потужності турбіни

$$\Delta N_T = N_T - \frac{N_K}{\eta_m} = \frac{\pi^2}{900} I_a \frac{ndn}{dt}. \quad (6.4)$$

У випадку, коли $\Delta N_T > 0$, частота обертання зростає, а коли $\Delta N_T < 0$, – зменшується. Інтегрування виразу (6.4) дозволяє визначити час переходу від однієї частоти обертання до іншої:

$$t_{1-2} = \frac{\pi^2}{900} I_a \int_{n_1}^{n_2} \frac{ndn}{\Delta N_T}. \quad (6.5)$$

Для визначення інтегралу (6.5) необхідно знати залежність надлишкової потужності від частоти обертання $\Delta N_T = f(n)$.

Час розгону ротора двигуна від режиму малого газу до максимального набагато більший за термін перебування у двигуні кожної частки повітря, а тому впливом нестационарності у процесах стиснення, горіння та розширення газу можна знехтувати. Це дозволяє при аналізі перехідних режимів використовувати рівняння балансів енергії у кожному з процесів для усталеної течії газу (4.54) - (4.56) і характеристики компресора та турбіни для усталених режимів роботи на кожній частоті обертання. Такий підхід оснований на припущенні квазістационарності течії газу, коли роботу двигуна та його елементів на перехідних режимах спрощено подають як послідовність миттєвих усталених (квазістационарних) режимів.

Слід зазначити, що гіпотеза квазістационарності не прийнятна на неусталених режимах порушення стійкості повітрязбірника або компресора у двигуні, коли швидкість зміни параметрів робочого процесу порівнянна зі швидкістю течії газу у проточній частині двигуна.

6.2. Прийомистість та скид газу одновального ТРД

З рівняння (6.4) випливає, що чим більша надлишкова потужність турбіни, тим більше кутове прискорення ротора двигуна. Надлишкова потужність турбіни порівняно з величиною потужності на сталому режимі з тією ж частотою обертання і незмінною площею реактивного сопла (тобто з однаковими величинами π_T^*) досягається підвищенням температури газу T_{Γ}^* . У цьому випадку потужність турбіни на перехідному режимі можна записати так:

$$N_T + \Delta N_T = G_{\Gamma} C_{p_{\Gamma}} (T_{\Gamma}^* + \Delta T_{\Gamma}^*) \left(1 - 1/\pi_T^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_T^*,$$

де $N_T = G_{\Gamma} C_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* \left(1 - 1/\pi_T^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_T^*$ – потужність турбіни на сталому режимі.

Тоді надлишкова потужність турбіни

$$\Delta N_T = G_{\Gamma} C_{p_{\Gamma}} \Delta T_{\Gamma}^* \left(1 - 1/\pi_T^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_T^*. \quad (6.6)$$

При зміні температури газу на величину ΔT_{Γ}^* лінія спільних режимів роботи компресора та турбіни на характеристиці компресора зміщується (рис. 6.1). Зі збільшенням температури газу ($\Delta T_{\Gamma}^* > 0$), що відповідає прийомистості ТРД, лінія 2 робочих режимів наближається до межі помпажу, а коли T_{Γ}^* знижується ($\Delta T_{\Gamma}^* < 0$), що відповідає скиду газу 3, – віддаляється від неї.

Для отримання надлишкової потужності турбіни температуру газу підвищують за рахунок подачі додаткової кількості палива ΔG_{Π} у камеру згоряння відповідно до рівняння балансів енергії:

$$\Delta G_{\Pi} H_u \eta_{\Gamma} = G_{\Gamma} C_{p_{\Gamma}} \Delta T_{\Gamma}^*. \quad (6.7)$$

Спільно розв'язавши рівняння (6.4), (6.6) та (6.7), одержимо

$$\frac{n \, dn}{dt} = \Delta G_{\Pi} H_u \eta_{\Gamma} \frac{900}{\pi^2 I_a} \left(1 - 1/\pi_T^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_T^*. \quad (6.8)$$

З цього рівняння випливає, що для отримання великих прискорень ротора (хорошої прийомистості) на кожній частоті обертання необхідно подавати у камеру згоряння максимально допустимі додаткові кількості палива. Допустима величина визначається декількома обмеженнями. Збільшення подачі палива у процесі прийомистості (рис. 6.1) звичайно обмежується в області малих та середніх частот обертання мінімально допустимим запасом стійкості компресора ($\Delta K_{c \, \min} \geq 5 \dots 7\%$), а у області великих n – максимально допустимою температурою газу за умови міцності турбіни. Дозволяється перевищити максимальну розрахункову температуру газу $T_{\Gamma \, \max}^*$ на $40 \dots 70^{\circ}\text{C}$, оскільки закид

температури T_{Γ}^* короткочасний (деталі не встигають перегрітися) і відбувається на частотах обертання $n < n_{\max}$ (тобто зі зниженими напруженнями у лопатках від відцентрових сил).

На малих швидкостях польоту і великих висотах з'являється обмеження через зрив полум'я у камері згоряння (рис. 6.2). У процесі прийомистості (2) надлишкова кількість палива призводить до зменшення коефіцієнта надлишку повітря α , що може спричинити зрив полум'я через надмірне збагачення суміші. Зрив полум'я у камері згоряння є єдиним обмеженням у різних умовах польоту і у процесі скиду газу, але уже через надмірне збідніння суміші зі зменшенням витрати палива та погіршення розпилювання палива форсунками зі зниженням на них перепадів тиску.

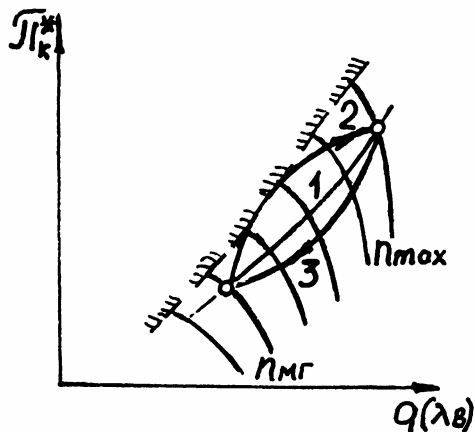


Рис. 6.1. Лнійні робочі режими на ustalених режимах (1), прийомистості (2) і скиду газу (3)

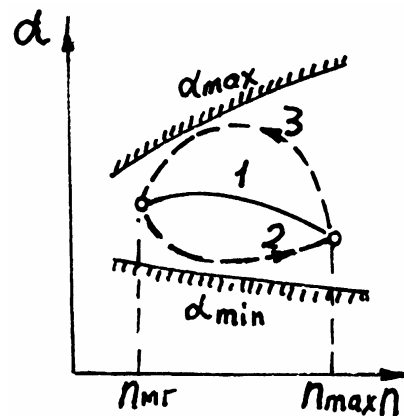


Рис. 6.2. Зміна коефіцієнта надлишку повітря у камері згоряння: 1 – ustalений режим; 2 – прийомистість; 3 – скид газу

Таким чином, якщо у процесі прийомистості забезпечувати максимально можливу для кожної частоти обертання n подачу палива, яка допускається вищенаведеними обмеженнями, то час прийомистості буде мінімальним. Таку прийомистість називають оптимальною. Якщо оптимальний характер зміни подачі палива відомий (рис. 6.3), то можна визначити мінімальний час прийомистості ТРД інтегруванням виразу (6.8):

$$t_{\min} \approx \frac{\pi^2 I_a}{900 H_u \eta_{\Gamma} \left(1 - 1/\pi_{\Gamma}^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_{\Gamma}^*} \int_{n_{\min}}^{n_{\max}} \frac{n \, dn}{\Delta G_{\text{П опт}}} \quad (6.9)$$

Знак наближеної рівності відповідає припущенню $\pi_{\Gamma}^* \approx \text{const}$, що дозволило винести цю величину за знак інтегрування. Умова $\pi_{\Gamma}^* \approx \text{const}$ може не додержуватися на малих частотах обертання, а тому для підвищення точності визначення t_{\min} слід використати залежність

$\pi_{\Gamma}^* = f(n)$ зі внесенням виразу $\left(1 - 1/\pi_{\Gamma}^* \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}\right) \eta_{\Gamma}^*$ під знак інтегрування.

Ефективним заходом поліпшення прийомистості ТРД (скорочення часу) поряд з максимально можливою подачею палива у камеру згоряння є застосування регульованого реактивного сопла. З розгоном ротора сопло максимально розкривають для додаткового збільшення надлишкової потужності турбіни за рахунок підвищення перепаду тиску на ній. У кінці розгону реактивне сопло прикривають для отримання максимальної тяги. Для поліпшення прийомистості зменшують також інтервал частот ($n_{\text{МГ}} - n_{\text{max}}$) і момент інерції I_a . Одним із шляхів зменшення моменту інерції ротора I_a є використання багатовальних схем двигунів. Типовий характер зміни частоти обертання та тяги одновального ТРД у процесі прийомистості для різних умов польоту показано на рис. 6.4.

Як видно з рисунка, час прийомистості зменшується зі збільшенням швидкості польоту $M_{\text{П}}$ у результаті зростання витрати повітря G , що збільшує надлишкову потужність турбіни (лінія 2). З підйомом на висоту (лінія 3) прийомистість, навпаки, погіршується через зниження густини (витрати) повітря, а отже, зменшення ΔN_T .

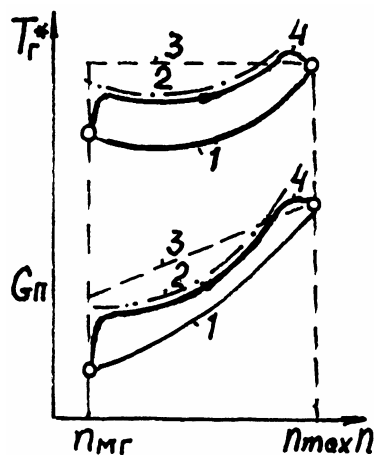


Рис. 6.3. Залежність T_r^* і $G_{\text{П}}$ від частоти обертання ротора ТРД:
1 – усталений режим; 2 – ΔKc_{min} ; 3 – $T_{r \text{ max}}^*$; 4 – оптимальна прийомистість

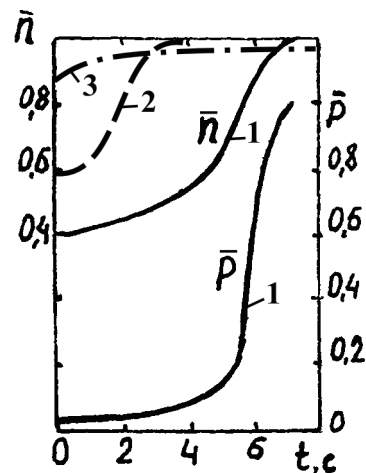


Рис. 6.4. Зміна тяги P і частоти обертання n у процесі прийомистості ТРД:
1 – $H = 0$, $M_{\text{П}} = 0$; 2 – $H = 0$, $M_{\text{П}} = 0,65$;
3 – $H = 11$ км, $M_{\text{П}} = 0,65$

6.3. Особливості перехідних режимів двовальних ТРД і ТРДД

Двовальні ТРД відрізняються наявністю двох механічно не зв'язаних між собою роторів, між якими існує тільки газодинамічний зв'язок. Ця особливість проявляється у можливості ковзання роторів $S = n_{\text{ВТ}} / n_{\text{НТ}}$, яке зростає при дроселюванні двигуна (повільним переміщенням ВКД), тобто при зниженні частоти обертання (рис. 6.5).

Збільшення ковзання роторів на усталених режимах (лінія 1) у процесі дроселювання пояснюється розузгодженням у роботі перших та останніх ступенів компресора. На перших ступенях відбувається зростання кутів атаки, що потребує більшої роботи для обертання компресора низького тиску (КНТ) з кожним новим значенням n . На

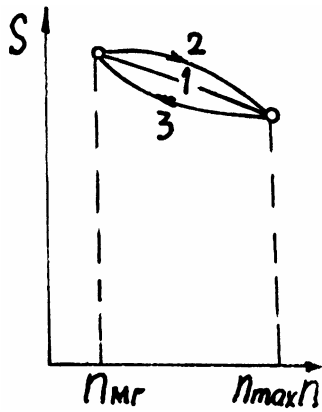


Рис. 6.5. Ковзання роторів двовального ТРД:
1 – усталений режим;
2 – прийомистість;
3 – скид газу

останніх ступенях кути атаки, навпаки, зменшуються, а отже, зменшується і робота для обертання компресора високого тиску (КВТ) з відповідними частотами обертання. На турбінах такий перерозподіл роботи не відбувається, а тому зростає ковзання роторів при дроселюванні двигуна (частота обертання КНТ зменшується швидше, ніж КВТ). Оскільки ротор високого тиску двовальних ТРД має менший інтервал частот обертання ($n_{mг} - n_{max}$) і менший момент інерції, ніж ротор низького тиску, то на перехідних режимах ковзання змінюється, як це показано на рис. 6.5, тобто ротор високого тиску, який безпосередньо з'єднаний з камерою згоряння, є чутливішим щодо зміни режимів роботи.

Можна також показати, що характер перехідних режимів КВТ повністю аналогічний неусталеним режимам турбокомпресора одновального ТРД: лінія прийомистості 2 на характеристиці КВТ (рис. 6.6, а) розташована лівіше лінії усталених режимів 1, а лінія скиду газу 3 – правіше. Але перехідні режими КНТ через зміни у ковзанні роторів з прийомистістю і скидом газу порівняно з усталеними режимами відбуваються протилежно одновальному ТРД. На режимах прийомистості через збільшення ковзання S величина $q(\lambda_{BT})$ на вході до КВТ (на виході з КНТ) стає більшою, ніж на усталених режимах, внаслідок чого робочі точки на характеристиці КНТ (рис. 6.6, б) зміщуватимуться праворуч (лінія 2). На режимах скиду газу, навпаки, ротор високого тиску зменшуватиме частоту обертання швидше, тим самим дроселюючи течію в КНТ, у результаті чого режими роботи КНТ наближаються до межі помпажу (лінія 3 на рис. 6.6, б). Таким чином, для двовального ТРД скид газу може бути обмежений зривними нестійкими режимами КНТ, а отже, помпажем двигуна.

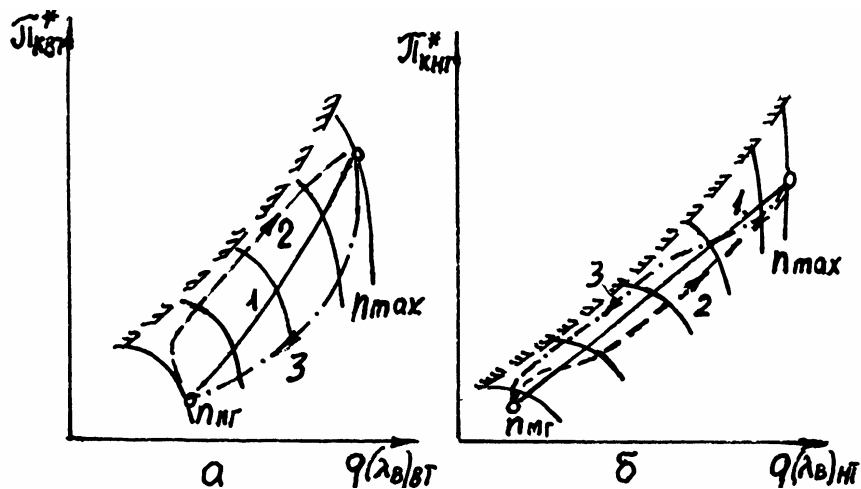


Рис. 6.6. Режими роботи каскадів високого (а) і низького (б) тисків двовального ТРД

Формули прийомистості (6.3) - (6.5) одновального ТРД можна використовувати для кожного ротора окремо двовального ТРД. Загальний час прийомистості двовального ТРД менший, ніж одновального з близькими параметрами робочого процесу. Це пояснюється крім менших моментів інерції роторів з меншою, як правило, загальною масою також й іншими факторами. Для двовального ТРД допускається більший закид температури газу у камері згоряння за рахунок збільшення подачі палива, оскільки компресор має більший запас стійкості. Ротор високого тиску двовального ТРД, як уже зазначалось, має менший інтервал частот обертання $n_{\text{МГ}} - n_{\text{max}}$.

Особливості протікання перехідних режимів двовального ТРДД з окремими контурами або зі змішуванням потоків такі самі, як і двовального ТРД. Але у процесі прийомистості та скиду газу відхилення лінії робочих режимів на характеристиці КНТ від лінії рівноважних режимів ще менші, ніж у двовального ТРД, причому це відхилення зменшується зі збільшенням ступеня двоконтурності.

Отже, прийомистість двовальних ТРД і ТРДД головним чином визначається роторами високого тиску, які безпосередньо примикають до камери згоряння, тоді як скид газу у двовальному ТРД може бути обмежений КНТ через виникнення помпажу.

6.4. Особливості перехідних режимів ТГД та вертолітних ГТД

В одновальному ТГД турбіна приводить в обертання компресор і повітряний гвинт. Тому на перехідних режимах вираз (6.4) набуває вигляду

$$\Delta N_T = N_T - \frac{N_K}{\eta_m} - \frac{N_\Gamma}{\eta_p} = \frac{\pi^2}{900} I_{3B} \frac{n \, dn}{dt}. \quad (6.10)$$

Тут N_Γ – потужність гвинта; η_p – ККД редуктора; I_{3B} – момент інерції обертових елементів, зведений до частоти обертання вала двигуна:

$$I_{3B} = I_a + \frac{I_\Gamma}{i^2} + \sum_j \frac{I_j}{i_j^2},$$

де I_a – момент інерції ротора двигуна; I_Γ – момент інерції гвинта; i – передаточне відношення редуктора; I_j – момент інерції будь-якої обертової деталі редуктора; i_j – передаточне відношення до цієї деталі.

Дроселювання ТГД на відміну від ТРД може здійснюватися не тільки завдяки зниженню частоти обертання, але й зменшенню потужності гвинта поворотом його лопатей. А отже, прийомистість ТГД залежить від вибраного способу регулювання. Для поліпшення прийомистості ТГД у найнебезпечніших ситуаціях застосовують програму регулювання $n = \text{const}$ або програму з малою зміною частоти обертання. Більше того, у різних умовах польоту для одного і того ж ТГД застосовують

різні програми. Наприклад, ТГД має звичайно два режими малого газу: наземний і польотний. Режим наземного малого газу вибирається з частотою обертання $\bar{n}_{MG} = 0,4 \dots 0,5$, а режим польотного – $\bar{n}_{MG} = 0,75 \dots 1,0$. Якщо у процесі прийомистості ТГД змінюється і частота обертання, то для отримання мінімального часу прийомистості підбирають відповідний спосіб регулювання навантаження гвинта змінного кроку (ГЗК).

Для вертолітних ГТД з вільною турбіною як основну використовують програму регулювання $n_T = \text{const}$ (стала частота обертання вала гвинта). Прийомистість у цьому випадку визначається прийомистістю газогенераторної частини двигуна, а тому процеси розгону та скиду частоти обертання ротора газогенератора (турбокомпресора) проходять майже так само, як у ТРД з нерегульованим соплом з такими самими параметрами газогенератора.

6.5. Запуск ГТД

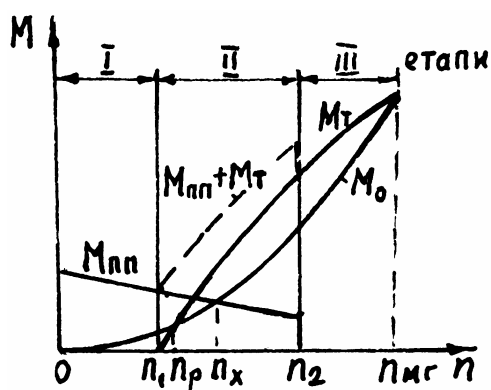


Рис. 6.7. Діаграма запуску ТРД

Пускові якості двигуна значною мірою визначають готовність літака до польоту, а надійний запуск двигуна у повітрі безпосередньо забезпечує безпеку польоту.

Запуск двигуна на землі потребує розкручування нерухомого ротора до частоти обертання наземного малого газу. Процес запуску складається з трьох етапів (періодів) (рис. 6.7).

На першому етапі «холодне» розкручування ротора двигуна здійснюється тільки пусковим пристроєм до частоти обертання $n_1 = (0,1 \dots 0,15)n_{\text{max}}$. Крутний момент пускового пристрою витрачається на подолання моменту опору M_0 та прискорення обертання ротора:

$$M_{\text{III}} - M_0 = I_a \frac{d\omega}{dt}. \quad (6.11)$$

Більшість пускових пристроїв мають лінійний вигляд характеристики. Момент опору головним чином визначається крутним моментом на роторі компресора і змінюється приблизно пропорційно квадрату частоти обертання. Турбіна у першому періоді запуску не створює додаткового моменту через надто малі перепади тиску на ній та низький ККД. Температура перед турбіною приблизно дорівнює температурі навколишньої атмосфери. Для надійного запуску двигуна пусковий пристрій підбирають так, щоб його крутний момент в 2,5-3,0 рази перевищував момент опору під час вмикання у роботу турбіни з частотою обертання n_1 , а у випадку «холодної прокрутки» двигуна тільки пусковим пристроєм – щоб забезпечити прокрутку до частоти $n_x = (1,3 \dots 1,6)n_1$, коли $M_{\text{III}} = M_0$.

На другому етапі, який розпочинається з моменту подачі і запалення палива у камері згоряння n_1 та закінчується у момент вимикання пускового пристрою n_2 , розкручування ротора здійснюється пусковим пристроєм спільно з турбіною двигуна:

$$M_{\text{ПП}} + M_T - M_O = I_a \frac{d\omega}{dt}. \quad (6.12)$$

Тут крутний момент, що розвивається турбіною, швидко збільшується зі зростанням частоти обертання, а коли досягається так звана рівноважна частота обертання $n_p = (0,25 \dots 0,3)n_{\text{МГ}}$, стає таким, що дорівнює моменту опору $M_T = M_O$. Перевищення крутного моменту турбіни над моментом опору у другому періоді запуску, коли $n > n_p$, приблизно підпорядковується лінійній залежності $\Delta M_T = M_T - M_O = K_T(n - n_p)$. Пусковий пристрій вимикається, коли частота обертання ротора досягає величини $n_2 = (0,7 \dots 0,8)n_{\text{МГ}}$, що значно перевищує частоту n_p і починаючи з якої турбіна розвиває надлишковий крутний момент, достатній для розкручування двигуна до частоти обертання малого газу.

Період самостійного розкручування ротора двигуна від частоти обертання n_2 до режиму малого газу $n_{\text{МГ}}$ за рахунок надлишкового крутного моменту турбіни відноситься до третього етапу. Під час другого та третього періодів запуску допускається значний закид температури газу перед турбіною $T_{\Gamma}^* > T_{\Gamma}^*_{\text{max}}$ (рис. 6.8) за умови міцності лопаток турбіни, оскільки ці режими короточасні і частота обертання дуже мала ($n \ll n_{\text{max}}$). Але зазначений закид частоти обмежується запасом стійкості компресора, особливо на початку другого етапу. Якщо ж порушується стійка робота компресора через надмірний закид температури газу, то спостерігається так зване «гаряче зависання» частоти обертання (припинення зростання частоти обертання) внаслідок різкого збільшення моменту опору. І навпаки, у випадку повільного зростання температури газу перед турбіною, зумовленого малою подачею палива у камеру згоряння, спостерігається дуже повільне підвищення частоти обертання, а інколи й «холодне зависання» через недостатній надлишковий крутний момент турбіни. Для вилучення «гарячого» або «холодного» зависання з процесу запуску двигуна необхідно точно дозувати подачу палива паливною апаратурою залежно від атмосферних умов.

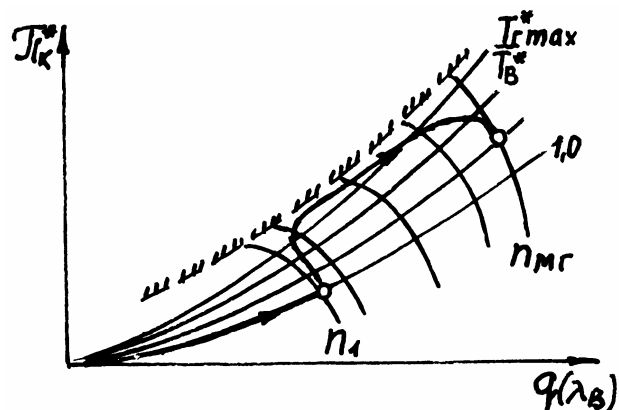


Рис. 6.8. Лінія робочих режимів у процесі запуску ТРД

Особливість запуску двовального ТРД або ТРДД полягає у необхідності розкручування пусковим пристроєм звичайно тільки ротора високого тиску, що дозволяє значно зменшити потрібну потужність пускового пристрою. На першому і другому етапах ротор низького тиску обертається з великим відставанням від ротора високого тиску при роботі його компресора у турбінному режимі. Компресор низького тиску при цьому чинить сильний дросельний опір потоку повітря крізь компресор високого тиску і значно зменшує запас стійкої роботи останнього навіть з помірним підвищенням температури газу.

Для запуску одновального ТГД потрібний більш потужний, ніж для ТРД, пусковий пристрій внаслідок великого моменту інерції ротора через наявність редуктора, гвинта та додаткових ступенів турбіни. Вмикання пускового пристрою в кінці другого етапу запуску ТГД здійснюється на вищих частотах обертання, ніж ТРД.

Процес запуску вертолітного ГТД з вільною турбіною мало чим відрізняється від запуску ТРД.

Запуск турбореактивного двигуна у польоті не потребує попереднього розкручування ротора пусковим пристроєм, оскільки під дією набігаючого потоку повітря здійснюється обертання ротора (авторотація). Частота обертання при цьому визначається швидкістю польоту. Для запуску двигуна необхідно подати і запалити паливо у камері згоряння, після чого відбувається поступове зростання частоти обертання ротора за рахунок надлишкового крутного моменту турбіни. Слід мати на увазі, що надійний запуск двигуна у польоті можливий лише до певної для кожного двигуна висоти та у порівняно вузьких діапазонах швидкостей польоту.

Відключений ТГД у польоті звичайно не авторотує, тому що його гвинт переводять у флюгерне положення. Для запуску ТГД у польоті гвинт виводять із флюгерного положення, після чого розпочинається розкручування гвинта і ротора двигуна під дією набігаючого потоку повітря. У цьому випадку на гвинті утворюється негативна тяга. Подальший запуск здійснюється без вмикання пускового пристрою аналогічно ТРД у польоті.

Вертолітний ГТД у польоті запускається пусковим пристроєм, тому що ротор турбокомпресора не авторотує.

7. ПЕРСПЕКТИВНІ ТА СПЕЦІАЛЬНІ ДВИГУНИ

Велике різноманіття літальних апаратів привело до необхідності створення різних типів двигунів. Навіть на літаках залежно від областей їх використання застосовують декілька типів двигунів, які відрізняються призначенням, будовою та принципом роботи.

7.1. Підйомні та підйомно-маршові двигуни

Для пасажирських і транспортних літаків, які могли б злітати з невеликих площадок або коротких злітних смуг, а також для надзвукових

військових літаків, крила яких мають малий коефіцієнт піднімальної сили, розробляються спеціальні силові установки. Ці силові установки мають забезпечувати велику вертикальну силу тяги на зльоті та посадці з керуванням стабілізацією літака, а також створювати необхідну тягу у горизонтальному польоті. Літаки з такими установками називають вертикального або скороченого зльоту та посадки, а двигуни цих установок поділяються на підйомні та підйомно-маршові. Незважаючи на те, що процеси і принципи роботи таких двигунів мало чим відрізняються від звичайних ГТД, вони мають цілий ряд особливостей у схемах та конструктивному їх виконанні, а також у значеннях параметрів робочого процесу.

Підйомно-маршовими називають ГТД, які забезпечують вертикальний або укорочений зліт і посадку, а також перехідну і маршову ділянки траєкторії польоту літака. Крім горизонтальної складової тяги використовують вертикальну складову шляхом повороту вихлопного струменя. Такі двигуни можна створювати на базі одноконтурних або двоконтурних ТРД з форсажною камерою згоряння або без неї (рис. 7.1).

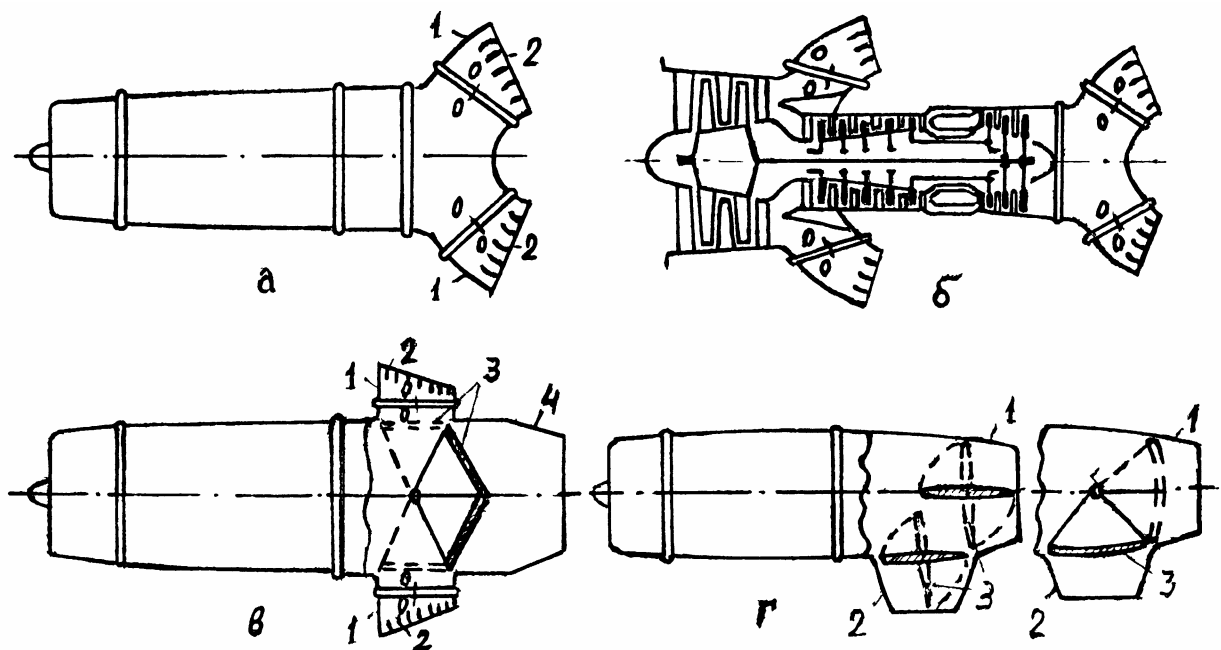


Рис. 7.1. Схема підйомно-маршових двигунів

У схемі ГТД (а) вихлопний струмінь відхиляється за допомогою поворотних відносно осі О-О вихлопних патрубків (сопел) 1 з напрямними решітками 2. У початковому горизонтальному розташуванні сопел відсутня вертикальна складова тяги. З поворотом сопел 1 відносно горизонтальної осі О-О на кут 90° струмені газу з них спрямовуються вертикально вниз, створюючи максимальну вертикальну тягу, а проміжне положення сопел дозволяє отримувати вертикальну та горизонтальну складові тяги одночасно.

За схемою (а) можна виконати як ТРД (наприклад двигун Р27В-300 для літака ЯК-38), так і ТРДД зі змішуванням потоків внутрішнього та

зовнішнього контурів. Коли реактивні струмені внутрішнього та зовнішнього контурів ТРДД відводяться окремо, то можна використати схему (б). За такою схемою, наприклад, виготовлено двигун «Пегас» для літака «Харієр».

У підйомно-маршових ТРДД, призначених для надзвукових літаків, з метою поліпшення економічності у надзвуковому польоті доцільно застосовувати форсажну камеру у зовнішньому контурі, розташовану перед поворотним соплом (рис. 7.1, б). Температура підігрівання у такій форсажній камері порівняно невелика – 1100...1300 К.

Для отримання вертикальної тяги за схемою (в) вихлопний струмінь спрямовується у короткі патрубки 1 з відхильними решітками 2 заслінками 3, які перекривають прямий шлях газам у основне сопло 4. При цьому патрубки 1 повертаються відносно горизонтальних осей О-О, щоб забезпечити відхилення потоку вниз решітками 2. У горизонтальному польоті заслінки 3 встановлюють у друге крайнє положення, відкриваючи шлях газам у реактивне сопло 4 (або форсажну камеру згоряння) і перекриваючи поворотні патрубки 1. Проміжне положення заслінки 3 дозволяє отримати вертикальну та горизонтальну складові тяги одночасно.

На схемі (г) показано двигун з двома нерухомими вихлопними соплами 1, 2, перед якими розташовані одна або дві поворотні заслінки 3. У двох крайніх положеннях заслінок (вертикальному або горизонтальному) створюється відповідно вертикальна або горизонтальна тяга двигуна.

Існують також схеми пристроїв для зміни напрямку тяги підйомно-маршових двигунів з поворотом вихлопної труби, поворотними сегментами на виході із сопла, поворотною решіткою профілів та інші. Як приклад можна навести двигун АЛ-31ФП з поворотним соплом.

Зліт літака з підйомно-маршовими двигунами може бути вертикальним, з укороченим або звичайним розбігом (відповідно з вертикальним, проміжним або горизонтальним положенням сопла або регулюючих елементів). Можливість повільного змінення напрямку сили тяги підйомно-маршових двигунів є їх перевагою. Крім того, випробування таких двигунів можна виконувати на землі у горизонтальному положенні поворотних сопел, коли гази не діють на злітно-посадочну смугу. За термодинамічними параметрами такі двигуни практично не відрізняються від звичайних.

Підйомні двигуни забезпечують утворення лише вертикальної тяги на зльоті та посадці. Їх використовують у складених силових установках разом з маршовими двигунами, які утворюють горизонтальну тягу. У горизонтальному польоті літака підйомні двигуни вимикаються, спричиняючи, таким чином, додаткову масу силової установки. Тому вони мусять мати дуже малу питому масу. Такі двигуни утворюють порівняно невелику тягу. Вони мають бути простими за конструкцією (невелика кількість ступенів компресора та турбіни та ін.), займати

малий об'єм та мати малу довжину. Отже, при виборі параметрів робочого процесу керуються необхідністю забезпечення великих питомих тяг, тобто призначають невеликі значення $\pi_K^* \leq \pi_{K\text{OPT}}^*$ і підвищені Γ_T^* , поступаючись економічністю та ресурсом. Як такі двигуни можуть бути ТРД (рис. 7.2) або ТРДД (рис. 7.3) з переднім (а) або заднім (б) розташуванням вентилятора.

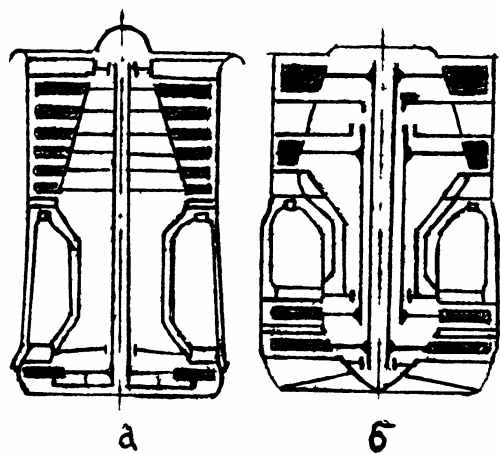


Рис. 7.2. Схеми підйомних ТРД:
а – одновальний ТРД;
б – двовальний ТРД

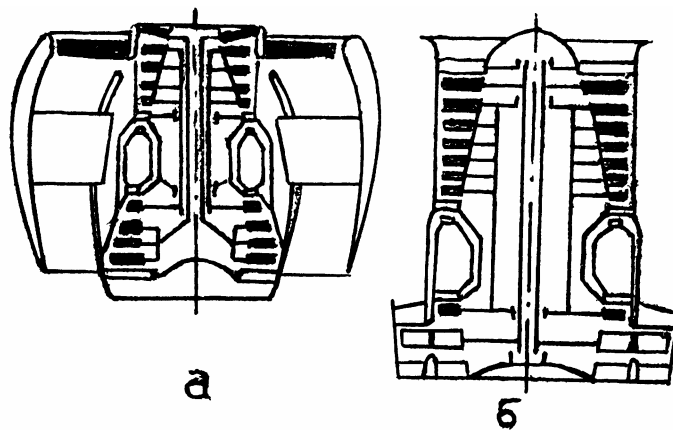


Рис. 7.3. Схеми підйомних ТРДД:
а – ТРДД з переднім розташуванням
вентилятора; б – ТРДД з заднім
розташуванням вентилятора

Підйомні ТРДД мають ряд переваг перед ТРД: кращу економічність; меншу швидкість витікання газу з реактивного сопла та температуру, що спрощує розв'язання проблеми захисту злітно-посадочної площадки від руйнування; меншу довжину з тією самою тягою, що важливо для їх розташування на літаку. Підйомні двигуни найчастіше розміщують у фюзеляжі або у спеціальних гондолах вертикально або з нахилом (рис. 7.4). Таке компонування двигунів спричиняє найбільші труднощі у забезпеченні ефективної роботи їх повітрязабірників. Особливі труднощі виникають при заході літака на посадку, коли підйомні двигуни мають запускатися в умовах великих швидкостей польоту, а повітрязабірник мусить повернути високошвидкісний потік на кут 90° , забезпечуючи безвідривне гальмування течії на вході у двигун. Для цього на вході у повітрязабірник встановлюють спеціальні щитки 5 (рис. 7.4).

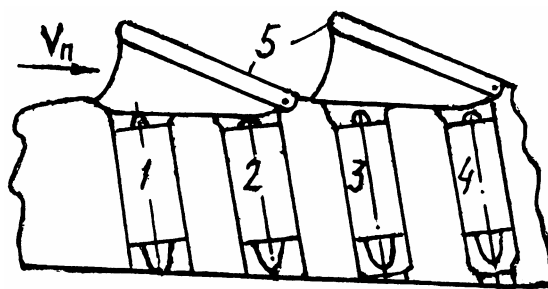


Рис. 7.4. Схема компонування підйомних двигунів з повітрязабірниками:
1 - 4 – двигуни; 5 – щитки

Якщо підйомні двигуни утворюють на зльоті або посадці не лише вертикальну тягу, але й горизонтальну, то їх називають підйомно-розгінними. У цьому випадку вся силова установка складається з маршових (підйомно-маршових) та підйомно-розгінних двигунів.

Підйомні турбовентиляторні агрегати (ТВА) (рис. 7.5) звичайно є вентиляторами з механічним (а) або газовим (б) приводом. У схемі з механічним приводом (а) підйомний вентилятор обертається спеціальною або вільною турбіною двигуна за допомогою редуктора. У випадку газового приводу (б) вентилятор обертається турбіною, лопатки якої розташовані другим ярусом на кінцях лопаток вентилятора. Газ, що подається у цю турбіну, відбирається від маршового двигуна. На літаку турбовентиляторні агрегати можуть розташовуватися у крилі, фюзеляжі або на висувних пілонах.

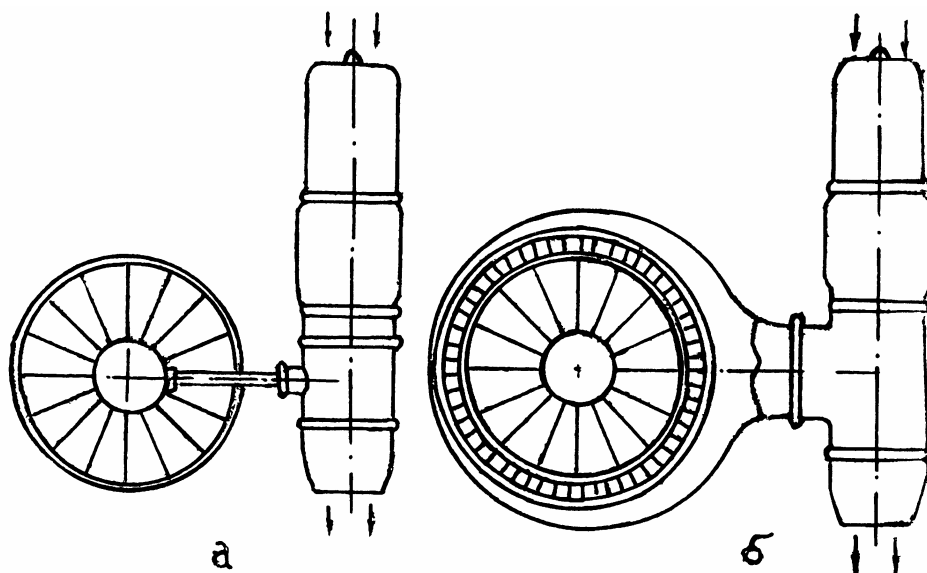


Рис. 7.5. Силлові установки з підйомними ТВА

Існують також і інші схеми підйомних і підйомно-маршових двигунів, запропоновані деякими фірмами. Але детальніший їх аналіз [41] показує, що вони є аналогами розглянутих схем.

Піднімальну силу на зльоті та при посадці літака можна створити за допомогою підйомного ежекторного агрегату, що являє собою ежектор, в якому для ежекування повітря використовують гази маршового, підйомно-маршового або підйомного двигуна. Перевагами ежекторних підсилювачів тяги є простота конструкції, відсутність елементів обертання та ін. Але через їх малу ефективність, пов'язану з гідравлічними втратами ежекторних систем, та порівняно велику масу вони не знайшли широкого застосування у силових установках літаків вертикального зльоту та посадки.

Відомо також, що силові установки часто використовують для поліпшення аеродинамічних якостей планера і збільшення піднімальної сили крила, наприклад, шляхом взаємодії реактивного струменя або течії за вентилятором (гвинтом) з крилом.

7.2. Двигуни для великих надзвукових швидкостей польоту

Збільшення швидкості польоту літальних апаратів у атмосфері призводить до зростання їх лобового опору та підвищення рівня

температури зовнішніх елементів конструкції через аеродинамічне нагрівання. Лобовий опір зростає приблизно пропорційно квадрату швидкості польоту. Ось чому двигуни, призначені для великих швидкостей польоту, мусять розвивати значно більшу тягу, ніж двигуни для малих швидкостей польоту. Зростання тяги з підвищенням швидкості польоту характерне для більшості ГТД відповідно до їх швидкісних характеристик (підрозд. 5.3, 5.4). Але таке зростання відбувається тільки до швидкостей польоту $M_{II} = 3,0 \dots 3,5$ навіть для ТРДФ і ТРДДФ, а потім тяга знижується. Для забезпечення вищих швидкостей польоту доцільно застосовувати прямоструминні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) і комбіновані. Збільшення швидкостей польоту супроводжується зростанням ступеня підвищення тиску повітря за рахунок швидкісного напору. Наприклад, для $M_{II} = 3,5$ ступінь підвищення тиску у входному пристрої досягає $\pi_{BX}^* = 40$, тобто значення, яке є достатнім для забезпечення високої ефективності циклу без стиснення повітря у компресорі.

Тяга ППРД зростає зі збільшенням швидкості польоту (рис. 7.6), причому її максимальне значення досягається при значно більших числах M_{II} , ніж для ТРДФ. На малих швидкостях польоту ППРД мало-ефективні через низький ступінь підвищення тиску повітря, але, враховуючи конструктивну простоту та малу масу, його інколи застосовують на деяких спеціальних літальних апаратах навіть з малими швидкостями польоту.

Дозвукові ППРД (рис. 7.7, а) використовують для дозвукових і невеликих надзвукових швидкостей польоту ($M_{II} < 1,5 \dots 2,0$). Для помірних надзвукових швидкостей ($2,0 < M_{II} < 5,0$) застосовують надзвукові ППРД (НППРД) (рис. 7.7, б), а в області великих надзвукових швидкостей ($M_{II} > 5,0$) – гіперзвукові ППРД (ГППРД) (рис. 7.7, в).

ППРД складаються з трьох основних елементів: дифузора, камери згоряння та реактивного сопла. Дифузор призначено для підвищення статичного тиску. Дифузор дозвукового ППРД

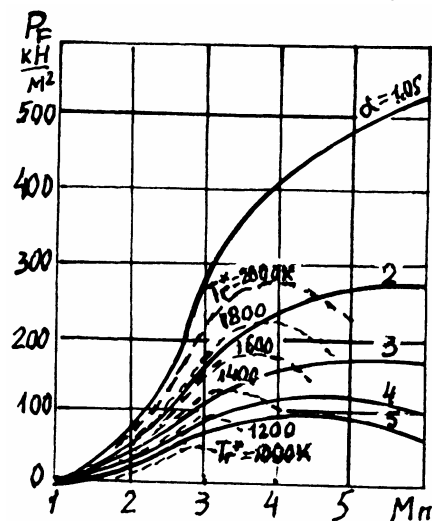


Рис. 7.6. Залежність лобової тяги ППРД від M_{II} для двох законів регулювання:
 $\alpha = \text{const}$ і $T_r^* = \text{const}$

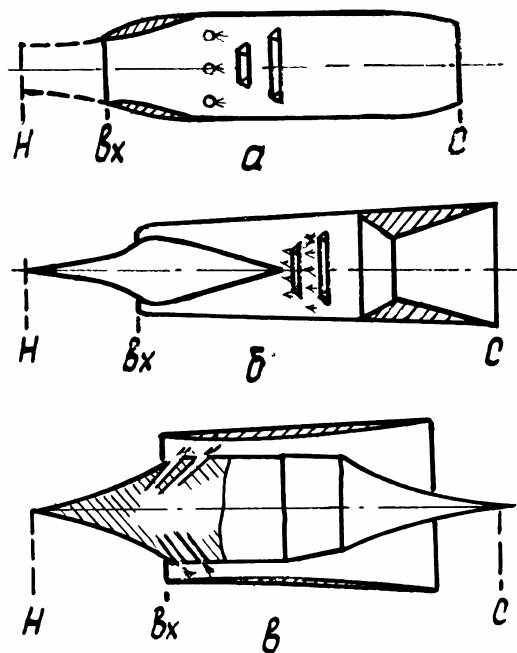


Рис. 7.7. Схеми ППРД:
а – дозвукові;
б – надзвукові;
в – гіперзвукові

являє собою розширний канал, в якому швидкість течії зменшується, а тиск збільшується. При швидкостях польоту $M_{II} > 1,0$ перед таким дифузором утворюється прямий стрибок ущільнення (ударна хвиля), на якому також відбувається гальмування потоку з підвищенням статичного тиску. Гальмування потоку у дифузорі НППРД відбувається у системі косих стрибків з прямим замикаючим стрибком ущільнення.

Відмінною особливістю дифузора ГППРД є лише часткове гальмування надзвукового потоку у системі косих стрибків. У «горлі» дифузора, яке звичайно є вхідним пристроєм камери згоряння, потік залишається надзвуковим. Таким чином, горіння палива у камері згоряння ГППРД відбувається у надзвуковому потоці. Необхідність організації горіння у надзвуковому потоці викликана тим, що у разі гальмування гіперзвукової течії до дозвукових швидкостей на вході у камеру згоряння з подальшим прискоренням продуктів горіння у реактивному соплі до великих надзвукових швидкостей реактивного струменя процес супроводжується значними втратами повного тиску, а отже, суттєвим погіршенням ефективності двигуна. Крім того, обмеженням ступеня гальмування повітря у вхідному пристрої ГППРД вдається значно знизити температуру та тиск повітря на вході у камеру згоряння і зменшити теплонапруженість конструкції, забезпечуючи тим самим працездатність двигуна (для $M_{II} = 5$ і $T_H = 216,5$ температура гальмування складає 1300 К, а для $M_{II} = 8,0$ – більше 3000 К). Тому камера згоряння ГППРД являє собою вільний канал, у який упорскується паливо форсунками, розташованими уздовж його довжини на обмежуючих стінках. Розміщення форсунок і стабілізатора полум'я усередині каналу, як у камері згоряння дозвукових ППРД та НППРД, призвело б до утворення сильних збурень течії з переходом надзвукового потоку у дозвуковий.

У реактивному соплі потік газу прискорюється за рахунок перетворення потенціальної енергії сил тиску на кінетичну. Реактивне сопло дозвукового ППРД часто є звужуваним, НППРД – соплом Лавалю, а ГППРД – розширним.

Через великі швидкості потоку у камері згоряння ГППРД термін перебування у контакті повітря з паливом малий, що утруднює процес сумішеутворення. Тому частину паливних форсунок розташовують перед камерою згоряння у повітрязбірнику.

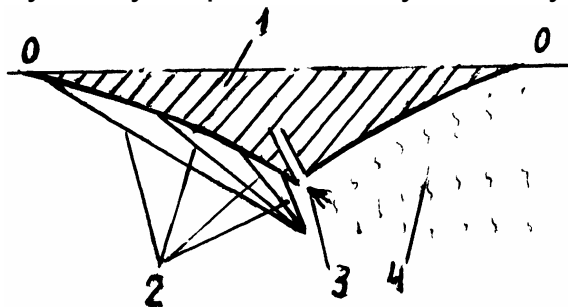


Рис. 7.8. Схема ГППРД із зовнішнім горінням палива: 1 – тіло ЛА; 2 – стрибки ущільнення; 3 – паливна форсунка; 4 – зона горіння

Гарантоване запалення палива та відсутність його зриву у камерах згоряння ГППРД забезпечуються автоматично внаслідок перевищення температури суміші над температурою samozапалення палива.

Крім розглянутих ГППРД з внутрішнім горінням існують ГППРД із зовнішнім горінням (рис. 7.8), які доцільно використовувати при великих

гіперзвукових швидкостях польоту ($M_{II} > 7,0 \dots 8,0$). При цьому в таких двигунах використовують паливо зі збільшеною теплотворною здатністю (наприклад водень). Зовнішнє горіння являє собою процес горіння палива у потоці повітря, яке обтікає літальний апарат. Упорскування палива на вершині клина 1 форсунками 3 та тепловиділення при його згорянні викликають відхилення зовнішнього потоку і місцеве підвищення тиску, при цьому у набігаючому потоці повітря утворюється система косих стрибків ущільнення 2. Місцеве підвищення тиску призводить до виникнення зусилля на тіло 1 літального апарату. Залежно від форми тіла 1 (симетричної відносно осі О-О або несиметричної, як це показано на рис. 7.8) це зусилля може бути горизонтальним, вертикальним (з піднімальною силою), боковим або будь-якою їх комбінацією, що використовується для керування літальним апаратом.

Робочий діапазон висот польоту гіперзвукових ЛА (рис. 7.9) при кожному значенні швидкостей польоту M_{II} , як і літаків з іншими типами ПРД, обмежений порівняно вузькою областю. Нижня межа висоти визначається максимально допустимою величиною аеродинамічного нагрівання конструкції ЛА. З цієї точки зору як паливо доцільно застосовувати рідкий водень, холодоресурс якого можна використати для охолодження обшивки апарату. Верхнє значення висоти обмежується потрібними тяговими характеристиками. Тяга ППРД, як і ПРД любого типу, зменшується зі збільшенням висоти польоту приблизно пропорційно густині атмосферного повітря (рис. 7.10). Теоретична стеля літальних апаратів з ГППРД приблизно дорівнює 40 км.

Суттєвим недоліком ППРД є нездатність самостійного старту, оскільки його тяга при $M_{II} = 0$ дорівнює нулю. Для забезпечення старту ЛА з ГППРД та розгону до швидкостей, за яких може

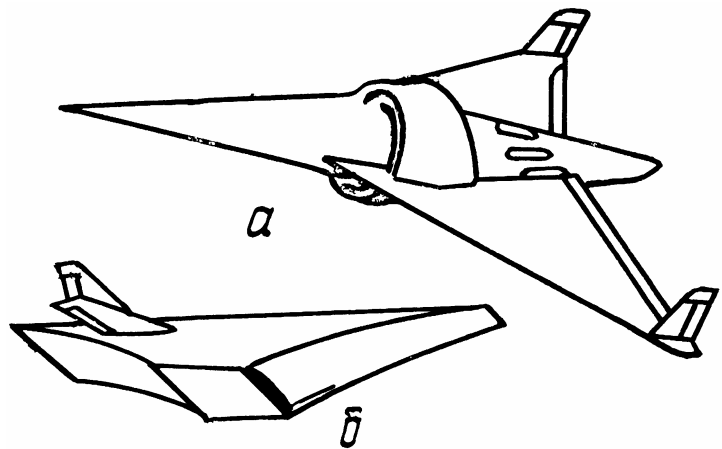


Рис. 7.9. Гіперзвукові ЛА з ГППРД:
а – з осесиметричним повітрязабірником;
б – з плоским клиноподібним повітрязабірником

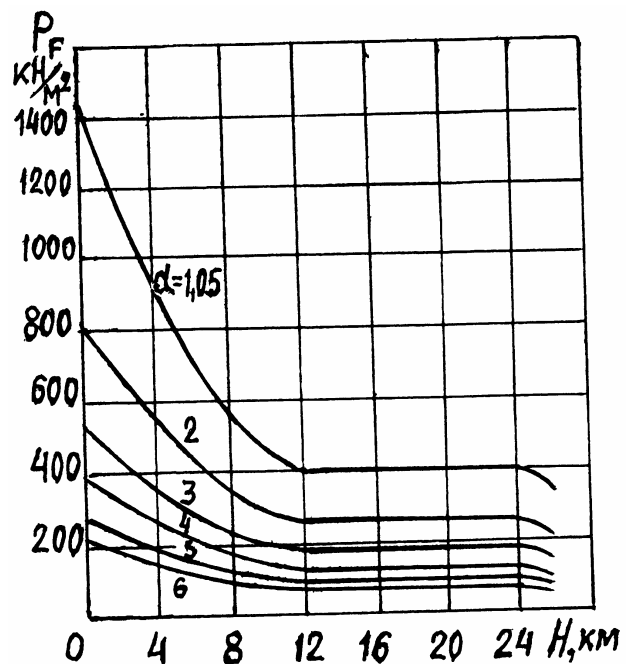


Рис. 7.10. Залежність лобової тяги ППРД від висоти польоту для закону регулювання $\alpha = \text{const}$ (паливо – газ, $M_{II} = 4,0$)

працювати ГППРД, необхідно використовувати додатковий двигун. Застосування змішаних силових установок, які складаються із звичайного ПРД як основного та спеціальних додаткових двигунів, які створюють тягу лише на певних ділянках траєкторії польоту, не завжди ефективно. Основним недоліком є неможливість забезпечити оптимальні умови роботи кожного з двигунів у широкому діапазоні режимів польоту. Вимикання того або іншого двигуна на окремих ділянках траєкторії і його транспортування призводить до збільшення питомої маси силової установки. Таких недоліків значною мірою позбавлені комбіновані реактивні двигуни, які на відміну від змішаних установок є не механічною комбінацією окремих типів двигунів, а органічним поєднанням окремих агрегатів різних двигунів у одному реактивному двигуні. Ці агрегати взаємозв'язані так, що частина енергії робочого тіла одного з двигунів передається робочому тілу другого двигуна.

Комбіновані двигуни найчастіше є попарним сполученням найпростіших реактивних двигунів, тобто об'єднують два цикли, один з яких є генераторним, а другий – основним. Генераторний цикл здійснюється у контурі високого тиску двигуна, а основний цикл – у контурі низького тиску. Генераторний цикл призначено для створення енергії при згорянні палива. Частина енергії продуктів газогенерації передається робочому тілу основного циклу, в якому підведена енергія перетворюється на корисну роботу. Інша частина енергії продуктів газогенерації, яка залишилась, безпосередньо перетворюється на корисну роботу. Передача енергії основному робочому тілу від продуктів газогенерації може бути у вигляді механічної роботи, ежектування, теплоти тощо.

Серед комбінованих реактивних двигунів для великих надзвукових швидкостей польоту найчастіше виділяють три типи (рис. 7.11): а – ракетно-прямоструминні; б – ракетно-турбінні; в – турбопрямоструминні.

У ракетно-прямоструминному двигуні (РПД) газогенератором високого тиску є ракетний двигун, який виконує функції струминного нагнітача, що додатково стискує атмосферне повітря у прямоструминному двигуні (контурі низького тиску – основному контурі). Тут використовується ежекторний спосіб передачі енергії. Ежектування атмосферного повітря продуктами газогенерації та їх змішення з допаленням або без допалення забезпечує підвищення економічності ракетного двигуна. Питомі параметри РПД

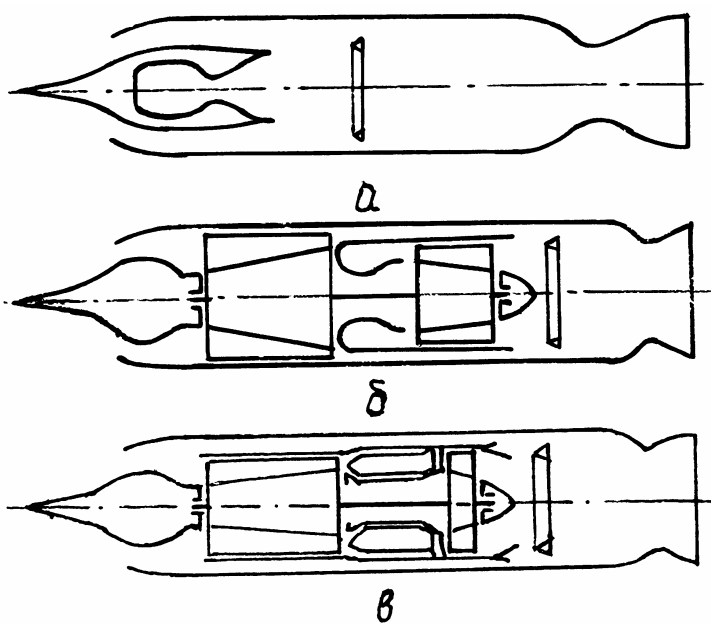


Рис. 7.11. Схеми комбінованих двигунів

(питомий імпульс $I_{\Pi} = P_{\Pi} / q_{\Pi}$ і коефіцієнт тяги $C_p = 2P / \rho V_{\Pi}^2 F_{\text{мід}}$) залежать від палива, параметрів робочого процесу та режиму польоту.

Типову швидкісну характеристику ідеального регульованого РПД на твердому паливі з різними коефіцієнтами ежекції $n = G / G_{\Pi}$ на висоті $H = 12$ км показано на рис. 7.12, а, висотну характеристику РПД для $M_{\Pi} = 2,0$ і $n = 5$ – на рис. 7.12, б. РПД у 1,5-2 рази перевищує ракетний двигун за питомим імпульсом, а ППРД – за лобовою тягою і економічністю. Але зі збільшенням швидкості польоту ці переваги зменшуються внаслідок зростання ступеня підвищення тиску ППРД за рахунок швидкісного напору.

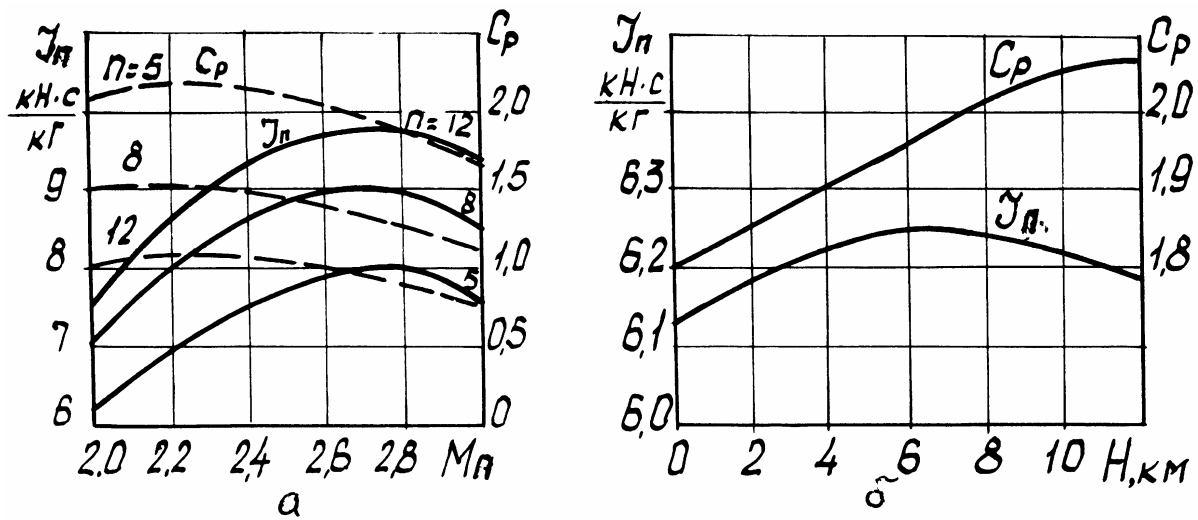


Рис. 7.12. Характеристики РПД:
а – швидкісна характеристика; б – висотна характеристика

Таким чином, РПД має проміжні характеристики між характеристиками РД і ППРД. Характеристики РПД можна поліпшити регулюванням. Наприклад, на великих швидкостях польоту ($M_{\Pi} \geq 2,5 \dots 3,0$) його доцільно перевести на прямоструминний режим роботи. На великих висотах, навпаки, збільшити тягу РПД можна переведенням його на ракетний режим. РПД з допаленням продуктів газогенерації та підведенням додаткового палива у камеру згоряння ППРД розглядається як перспективна одноступінчаста силова установка космічного корабля.

У ракетно-турбінному двигуні (РТД) передача енергії з контуру високого тиску (генераторного циклу) у повітряний контур низького тиску (основного) здійснюється механічним шляхом – турбокомпресором з вищим ККД, ніж у РПД, що є його перевагою. Порівняння питомих параметрів РТД і РПД зі зміною швидкості польоту показано на рис. 7.13. Зі збільшенням швидкості польоту перевага РТД перед РПД зменшується через зростання ступеня стиснення повітря в основному контурі переважно за рахунок швидкісного напору. Таким чином, перевага механічного способу передачі енергії перед ежекторним зменшується. На рис. 7.14 показано висотно-швидкісні характеристики РТД з площею входу $F_B = 1 \text{ м}^2$ і $\pi_{\text{к}0}^* = 3,0$ ($\alpha_{\Gamma\Gamma} = 0,33$, $\alpha_{\Sigma} = 1,0$).

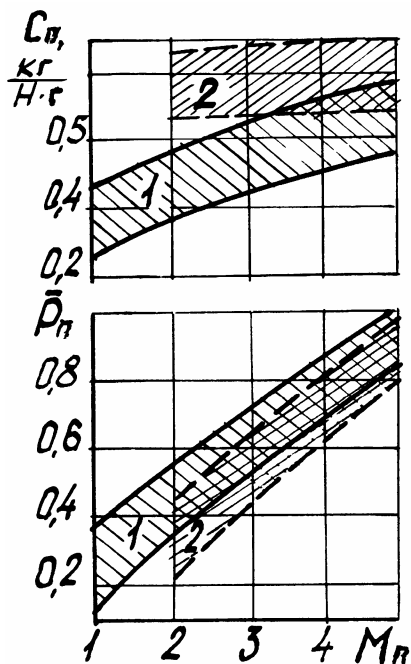


Рис. 7.13. Порівняння питомих параметрів РТД (1) і РПД (2) (паливо – азотна кислота + газ)

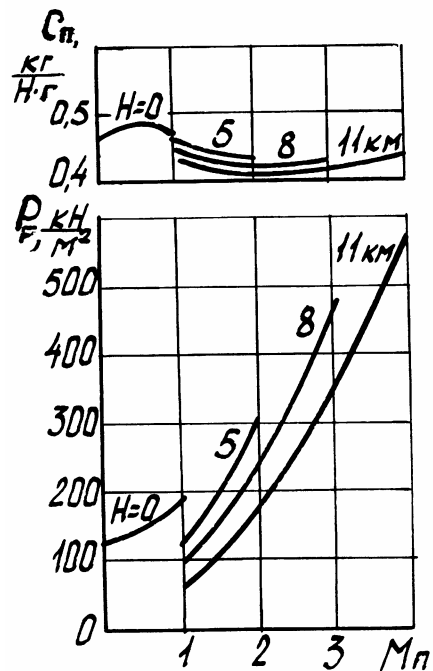


Рис. 7.14. Висотно-швидкісна характеристика РТД (паливо – азотна кислота + газ)

Турбопрямоструминний двигун (рис. 7.11, в) складається з турбореактивного контуру (генераторного), навколо якого розташований канал прямоструминного контуру (основного), який з'єднує повітрязбірник з форсажною камерою (камерою згоряння прямоструминного двигуна). Такий двигун розглядається як один з перспективних багаторежимних двигунів. На малих і середніх швидкостях польоту він працює як ТРД або ТРДФ, а на великих – як ППРД. Переведення двигуна з одного режиму в інший здійснюється механічним перемиканням контурів поворотними стулками перед форсажною камерою. Коли контури не перемикаються, то передача енергії з турбореактивного контуру у прямоструминний відбувається шляхом ежекування, тобто ТРД відіграє роль струминного нагнітача. На невеликих швидкостях польоту характеристики ТПД, по суті, не відрізняються від характеристик ТРД (ТРДФ), а на великих – від ППРД, коли турбореактивний контур навіть можна вимкнути.

Найперспективнішим ТПД вважається турбопрямоструминний двоконтурний двигун (ТПДД) (рис. 7.15) Цей двигун має високу економічність на малих швидкостях польоту і не поступається ефективністю перед ТПД на великих швидкостях.

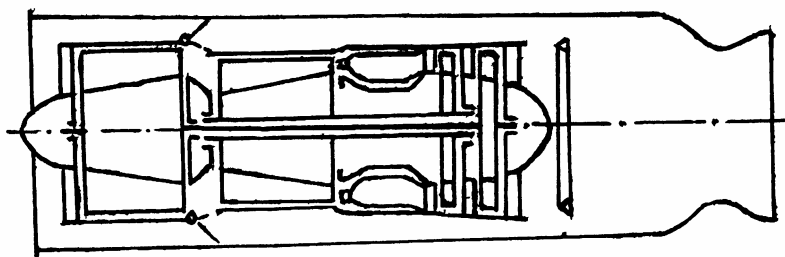


Рис. 7.15. Схема ТПДД

7.3. Двигуни змінного робочого процесу

Властива для деяких класів сучасних літаків надзвукової авіації багаторежимність – велика тривалість польоту як на надзвукових, так і на дозвукових швидкостях (крейсерські режими, режими розгону, набирання висоти, маневрування та ін.) – ставить до двигуна складні вимоги. Наприклад, двигун мусить мати високу економічність на крейсерських режимах у різних діапазонах швидкостей, великі надлишки тяги на зльоті, хороші маневрові якості, надійно і стійко працювати у різних умовах експлуатації, мати хорошу прийомистість тощо.

Для багаторежимних надзвукових літаків розробляються перспективні дво- і триконтурні турбореактивні двигуни зі змінним робочим процесом – ТРДЗ. У зарубіжній літературі такі двигуни інколи називають двигунами змінного циклу, що не цілком відповідає дійсності, тому що змінюються параметри циклу, а не його тип.

Зміна параметрів процесу двигуна з метою їх оптимізації на кожному режимі польоту забезпечується широким регулюванням елементів двигуна: повітрязбірника, поворотних лопаток компресора та турбіни, стулок перепуску повітря або газу між контурами, реактивного сопла та інших. Але на відміну від ТРДД (ТРДДФ) звичайних схем з регулюванням окремих елементів ТРДЗ – це двигун більш складних схем. Аналогічно комбінованим реактивним двигунам (підрозд. 7.2) ТРДЗ є сполученням газодинамічно зв'язаних між собою різних повітряно-реактивних двигунів. Ступінь двоконтурності таких двигунів звичайно змінюється у більш широких межах, ніж ТРДД (ТРДДФ), і може зменшитися до нуля (перехід на режим ТРД або ТРДФ) через вимикання спеціальними пристроями – стулками зовнішнього контуру.

Багато авіадвигунобудівних фірм ведуть розробки ТРДЗ за різними принциповими схемами, а деякі фірми об'єдналися для вирішення таких питань. Одним із перших ТРДЗ був двигун з «подвійним ступенем двоконтурності» GE-21 (рис. 7.16), створений фірмою «Дженерал Електрик» для надзвукового пасажирського літака. У ньому вентилятор розділений на два блоки, з'єднаних додатковим обвідним каналом, крізь який стиснене у першому блоці повітря переходить у зовнішній

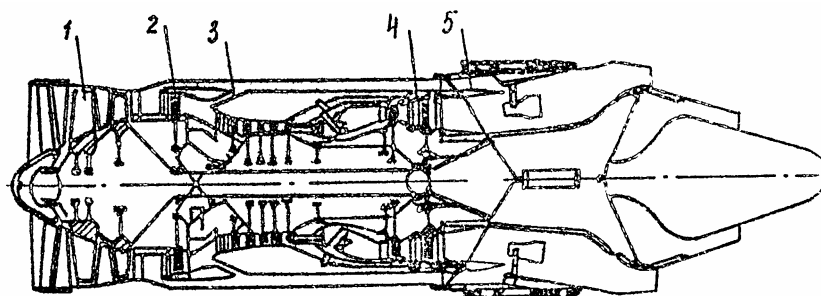


Рис. 7.16. Схема ТРДЗ GE-21:

- 1 – двоступінчастий вентилятор; 2 – додатковий ступінь вентилятора;
- 3 – регульований вхід у канал зовнішнього контуру;
- 4 – регульований сопловий апарат турбіни вентилятора;
- 5 – регульований вихід із каналу зовнішнього контуру

контур. Завдяки такому регулюванню ступінь двоконтурності можна змінювати від 0,25 до 0,6.

Двигун GE-21 має великий рівень механізації проточної частини з такими елементами регулювання: поворотним ВНА вентилятора, НА додаткового ступеня (другого блока) та трьох перших ступенів компресора; регульованим перепуском повітря у зовнішній контур за додатковим ступенем вентилятора, сопловим апаратом турбіни вентилятора; стулками на виході з каналу зовнішнього контуру і реактивним соплом. Ступінь двоконтурності змінюється залежно від режиму польоту літака, забезпечуючи узгодження характеристик повітрязбірника, двигуна та реактивного сопла зі збереженням високих значень ККД вузлів, завдяки чому поліпшується ефективність двигуна, а також зменшується зовнішній опір. На рис. 7.17 показано залежність зменшення питомої витрати палива із застосуванням ТРДЗ. Важливою перевагою ТРДЗ є, крім того, менший рівень шуму на зльоті та при набиранні висоти.

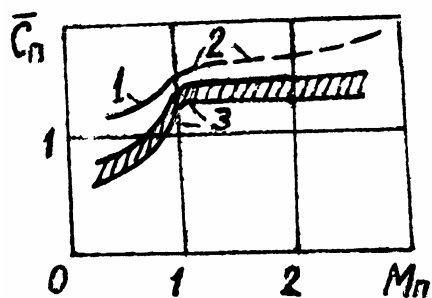


Рис. 7.17. Залежність витрат палива від M_n : 1 – ТРД; 2 – ТРДФ; 3 – ТРДЗ

Пізніше цією ж фірмою був створений більш досконалий двигун GE-23 зі значно більшою кількістю регульованих елементів, що дозволило суттєво поліпшити характеристики двигуна.

Конкурентом двигуна GE-23 є ТРДЗ фірми «Пратт-Уїтні» VSCE-502E (рис. 7.18, а) з «незалежним регулюванням потоків у контурах». Цей двигун має форсажну камеру у зовнішньому контурі ($T_{фII}^* \approx 1650$ К), повністю регульовані КНТ і КВТ, регульоване сопло зовнішнього контуру та загальне сопло. Таку схему двигуна було вибрано на основі аналізу 100 різних схем. На режимі дозвукового крейсерського польоту форсажна камера зовнішнього контуру вимикається, що збільшує ступінь двоконтурності до $m=1,5$. Температура газу перед турбіною задається економічною, а регульовані елементи забезпечують оптимальне узгодження вузлів із максимальними ККД.

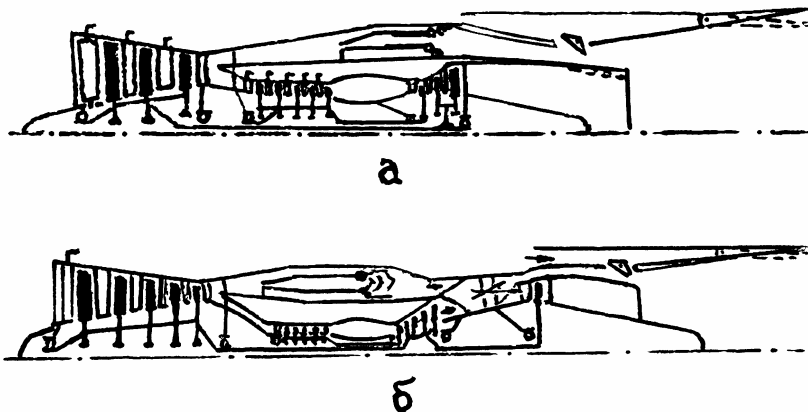


Рис. 7.18. Схеми ТРДЗ фірми «Пратт-Уїтні»: а – VSCE-502E; б – VCE-112B

На дозвукових крейсерських швидкостях цей двигун на 20% більш економічний, ніж ТРДФ «Олімп 593» надзвукового пасажирського літака «Конкорд».

Фірмою «Пратт-Уітні», крім того, розроблено проект досконалішого і складнішого ТРДЗ VCE-112B (рис. 7.18, б), який також має камеру згоряння у зовнішньому контурі та додаткову турбіну низького тиску за цією камерою. Двигун має такі параметри процесу: $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 25$; $T_{\Gamma I}^* = 1810$ К; $\pi_{II}^* = 6$; $T_{\Gamma II}^* = 1340$ К. У надзвуковому режимі польоту зовнішній контур працює як ТРД зі своєю власною додатковою турбіною. На дозвукових крейсерських швидкостях польоту камера згоряння зовнішнього контуру вимикається, а потоки зовнішнього і внутрішнього контурів змішуються перед додатковою турбіною. На цих режимах польоту двигун працює як ТРДД_{зм} з $m = 2,5$. У цьому напрямку працюють також фірми «Роллс-Ройс», «СНЕКМА» та інші.

7.4. Гвинтовентиляторні двигуни

Підвищення економічності двигунів для пасажирських і транспортних літаків з великими дозвуковими швидкостями польоту ($M_{II} = 0,8 \dots 0,9$) – один з важливих напрямків розвитку авіації. У зв'язку з цим знову відновлюється інтерес до турбогвинтових двигунів як найекономічніших ГТД, але уже з надзвуковим гвинтовентилятором. Гвинтовентилятор є малогабаритним високонавантаженим багатолопатеvim гвинтом змінного кроку. Його діаметр у 2-2,5 рази менший за діаметр звичайного гвинта, а кількість лопатей дорівнює 8-10. Шаблеподібні лопаті мають кут стрілоподібності до 30° , а профілі лопатей – суперкритичні з малою відносною товщиною.

Звичайні ТГД мають обмежені крейсерські швидкості польоту ($M_{II} = 0,5 \dots 0,6$) внаслідок зменшення ККД гвинта на вищих швидкостях, що збільшує прямі експлуатаційні затрати порівняно зі швидкісними ТРДД. Крім того, велика вартість технічного обслуговування ТГД у поєднанні з надмірними вібраціями та шумом гвинта погіршують комфорт пасажирів та екіпажу, знижують конкурентоспроможність порівняно з ТРДД. Застосування гвинтовентиляторів дозволяє отримати вищі значення тягового ККД турбогвинтових двигунів на крейсерських швидкостях польоту існуючих літаків з ТРДД (рис. 7.19). ТГД з такими гвинтовентиляторами називаються турбогвинтовентиляторними двигунами (ТГВД). Можливість отримати величину тягового ККД $\eta_T = 0,8 \dots 0,82$ на швидкостях польоту $M_{II} = 0,8$ силової установки з ТГВД дозволяє зменшити питомі витрати палива на 18...20% порівняно з ТРДД.

Порівняння літаків однакової вантажопідйомності з однаковими швидкостями та дальностями польоту показує, що застосування ТГВД замість ТРДД приводить до економії палива ΔG_{II} , яка залежить від

величин швидкості M_{Π} і дальності L польоту (рис. 7.20). Зростання економії палива на літаках місцевих (1) і коротких (2) авіаліній ($L < 2000$ км) пояснюється переважанням режимів набирання висоти та зниження у загальній тривалості польоту, оскільки різниця питомих витрат палива ТГВД і ТРДД збільшується зі зменшенням $M_{\Pi} < 0,8$. На авіалініях транспортних (4) і дальніх магістральних (5) літаків з великою протяжністю трас ($L > 5000$ км) економія палива знову зростає через зниження питомих витрат у крейсерському польоті, а отже, через зменшення потрібного запасу палива на борту літака, що означає зменшення його злітної маси і необхідної злітної тяги. Для середніх магістральних літаків (3) економія палива мінімальна і складає 15...20%.

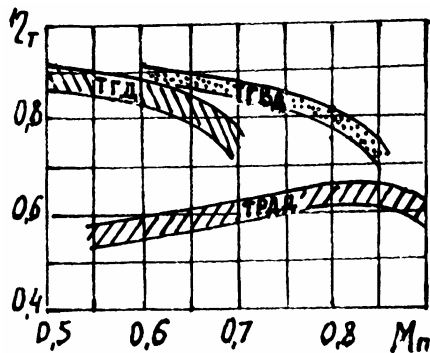


Рис. 7.19. Порівняння тягового ККД різних типів двигунів

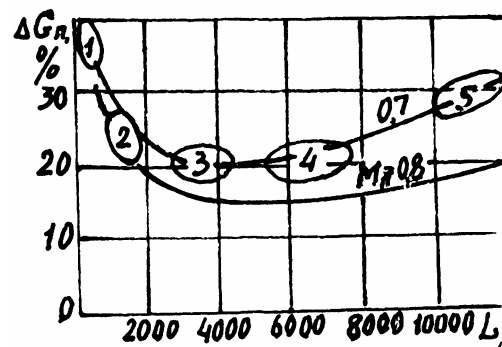


Рис. 7.20. Залежність економії палива при використанні ТГВД замість ТРДД

Економія палива очікується значнішою для менших швидкостей польоту ($M_{\Pi} \leq 0,8$). Але для швидкостей польоту $M_{\Pi} < 0,6$ звичайному ТГД віддається перевага, тому що він забезпечує більшу економію палива, ніж ТГВД. Таким чином, ТГВД є цілком перспективним для літаків зі швидкостями польоту $M_{\Pi} = 0,7 \dots 0,8$. Застосування ТГВД замість ТГД забезпечує підвищення надійності, комфорту та зниження експлуатаційних витрат, а порівняно з ТРДД – значну економію палива та кращі злітні характеристики і нижчий рівень шуму на місцевості, а також скорочує довжину розбігу літака при зльоті на 20...30% через зростання злітної тяги і тяги відриву літака від землі приблизно на 15%.

ТГВД розроблюються на основі використання сучасних газогенераторів з достатньо високими параметрами робочого процесу $\pi_K^* = 30 \dots 50$ і $T_{\Gamma}^* = 1600 \dots 1800$ К, що на 5...10% підвищує ефективний ККД двигуна. Ступінь двоконтурності таких двигунів $m \approx 15 \dots 30$. Вони виконуються за дво- і тривальними схемами з переднім або заднім розташуванням гвинтовентилятора, з редуктором або без нього, зі звичайною або біротативною турбіною. Різноманіття схем викликано рядом труднощів створення ТГВД. Наприклад, у ЗМКБ «Прогрес» розроблено двигуни Д-27 і ТВ3-117ВМА-СБМ з редуктором і переднім

розташуванням гвинтовентилятора, а фірмою «Дженерал Електрик» – двигун GE-36 із заднім розташуванням дворядного гвинтовентилятора та біротативною турбіною (рис. 7.21). Необхідність біротативної турбіни викликана застосуванням дворядного гвинтовентилятора зустрічного обертання. Протилежне обертання лопатей дозволяє підвищити ККД гвинтовентилятора до 0,86...0,88 за рахунок зменшення втрат, пов'язаних із залишковою закруткою повітряного потоку. Коли залишкова закрутка відсутня, то, як відомо, усувається реактивний момент гвинта. Крім того, дворядні гвинти мають більше аеродинамічне навантаження, що сприяє зменшенню їх діаметра. Заднє розташування гвинтовентилятора не потребує використання вала виводу потужності уперед з необхідністю застосування редуктора. Переднє розміщення гвинтовентилятора, крім того, погіршує умови на вході в КНТ, а отже, його характеристики і зменшує запас стійкості. У випадку хвостового розміщення ТГВД на літаку помітно знижується шум гвинтовентилятора штовхального типу. До недоліків такої схеми слід віднести необхідність використання великої кількості робочих коліс турбіни гвинтовентилятора (10-12) зі значними коефіцієнтами аеродинамічного навантаження (малими U/C_1), а отже, низькими ККД. Великі діаметри такої турбіни, з одного боку, призводять до збільшення маси і габаритів двигуна, а з іншого – утруднюють закріплення лопатей з механізмом їх повороту. Якщо у цій схемі замість біротативної турбіни застосувати звичайну турбіну з редуктором, то з'являються нові недоліки: труднощі відведення гарячих газів від турбіни крізь гвинтовентилятор; розташування редуктора у гарячій зоні двигуна та ін.

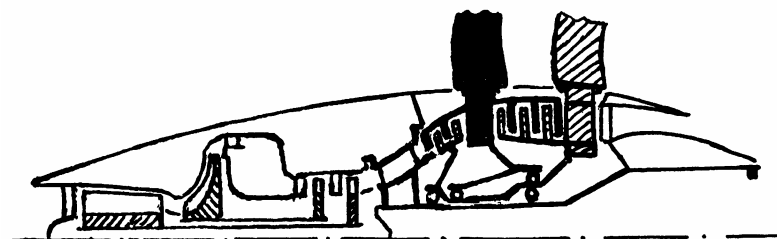


Рис. 7.21. Схема ТГВД GE-36

7.5. Допоміжні авіаційні ГТД

Крім основних двигунів на літаку або вертольоті використовують також допоміжні ГТД, які забезпечують літак електроенергією, стисненим повітрям і потужністю для запуску основних двигунів або обертання агрегатів. Робочий процес таких ГТД принципово не відрізняється від робочих процесів основних двигунів, але їх параметри значно нижчі, що зумовлено прагненням спростити їх конструкції, незважаючи на погіршення економічності та зниження ресурсу. Потужність допоміжних ГТД може бути від 10...20 до 500...700 кВт і вище. Кількість повітря, що відбирається, може складати від 0,3...0,5 до 3...5 кг/с з тиском $(2,5...5) \cdot 10^5$ Па. Залежно від призначення ці допоміжні силові

установки (ДСУ) розподіляються на установки з відбиранням потужності на валу, відбиранням стисненого повітря та універсальні. Існує декілька схем цих установок (рис. 7.22).

Одновальна ДСУ з відбиранням потужності (рис. 7.22, а) відрізняється простотою конструкції, кращою прийомистістю та іншими особливостями. ДСУ з вільною турбіною (рис. 7.22, б) легше запускається, може бути використана як турбостартер основного двигуна, дозволяє точно підтримувати частоту обертання вала виводу потужності.

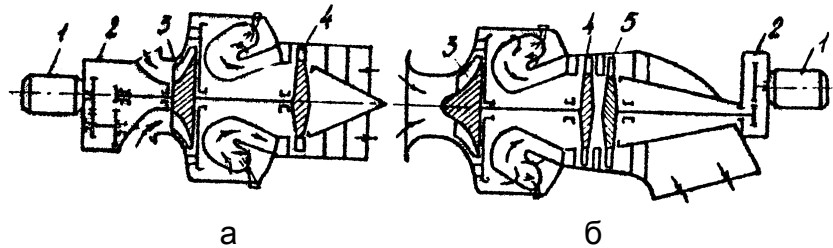


Рис. 7.22. Схеми допоміжних силових установок:
а – одновальна ДСУ; б – ДСУ з вільною турбіною;
1 – споживач потужності; 2 – редуктор; 3 – компресор;
4 – турбіна; 5 – вільна турбіна

Універсальні ДСУ або з відбиранням стисненого повітря виконують за різними схемами (рис. 7.23). В одновальній універсальній ДСУ з загальним компресором (рис. 7.23, а) частина повітря відводиться патрубком 5, а потужність для зовнішнього споживача 1 відбирається від ротора турбокомпресора. Для оцінення енергії, що відбирається з повітрям, використовують поняття еквівалентної потужності, кВт:

$$N_{\text{екв П}} = 0,001 G_{\text{відб}} C_p T_{\text{відб}}^* \left(1 - 1 / \pi_{\text{відб}}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} \right),$$

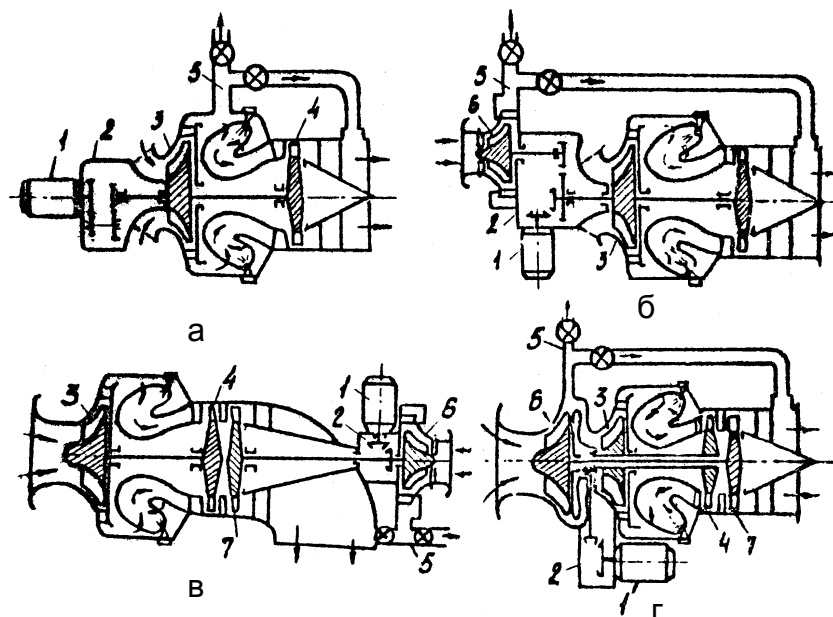


Рис. 7.23. Схеми ДСУ з відбиранням стисненого повітря та потужності:
1 – споживач потужності; 2 – редуктор; 3 – компресор; 4 – турбіна; 5 – патрубок відведення повітря; 6 – додатковий компресор; 7 – вільна турбіна

де $G_{\text{відб}}$ – кількість відбируваного повітря, кг/с;

$T_{\text{відб}}^*$ – температура повітря;

$\pi_{\text{відб}}^* = p_{\text{відб}}^* / p_{\text{н}}^*$ – наявний ступінь зниження тиску відбируваного повітря.

Кількість повітря та потужність на валу, що відбираються, можна змінювати від нуля до певних максимальних для даної ДСУ значень. З цією метою необхідно підвищувати температуру газу перед турбіною шляхом збільшення підведеного у камеру згоряння палива. Частоту обертання ротора турбокомпресора при цьому можна підтримувати незмінною.

В універсальній одновальній ДСУ з додатковим компресором (рис. 7.23, б) відбирання повітря здійснюється не від основного, а від спеціально призначеного для цього компресора. Тому ступінь підвищення тиску основного компресора відрізняється від ступеня підвищення тиску додаткового компресора, що розширює можливості оптимізації ДСУ у процесі її проектування. За відведенням потужності зовнішньому споживачеві ця схема не відрізняється від ДСУ (а), тому що потужність відбирається від загального вала. Їх характеристики значною мірою визначаються можливостями регулювання навантажувальних пристроїв.

Важливою перевагою універсальної двовальної ДСУ (рис. 7.23, в) з додатковим компресором і споживачем механічної енергії на валу вільної турбіни порівняно з одновальною ДСУ (б) є можливість оптимального узгодження роботи додаткового компресора без використання редуктора поряд з іншими перевагами застосування вільної турбіни (рис. 7.22, б). Однією з найбільших переваг ДСУ з вільною турбіною є можливість регулювання такої установки у більш широких межах роботи, що дозволяє забезпечити високу економічність в усьому діапазоні й особливо на режимах максимального відбирання енергії.

Існують також більш складні ДСУ. На рис. 7.23, г показано схему ДСУ з двокаскадним компресором. Відведення стисненого повітря здійснюється від компресора низького тиску (КНТ), який забезпечує необхідний ступінь підвищення тиску цього повітря. З метою поліпшення економічності ДСУ за рахунок більш високих ступенів підвищення тиску у циклі використовують також компресор високого тиску (КВТ), куди надходить основне повітря від КНТ. Механічна енергія для зовнішнього споживача у цій схемі відбирається від ротора високого тиску. З метою регулювання установки у більш широких межах можна застосовувати регульований сопловий апарат турбіни низького тиску. До переваг такої ДСУ відносяться: висока економічність з різними параметрами відведення повітря; більш простий запуск; широкий діапазон стійкої роботи; висока економічність на нерозрахункових режимах. Основним її недоліком є складність схеми, що обмежує її широке застосування. Слід зазначити, що розглянуті ДСУ можна використовувати

не тільки на літаках і вертольотах, але й для наземного призначення.

Схожими на ДСУ за параметрами робочих процесів, типами вузлів і підходами у проектуванні є цілий клас малорозмірних ГТД, які використовують як основні двигуни на малорозмірних безпілотних літальних апаратах. Наприклад, на рис. 7.24, а показано малорозмірний ТРД J402 з тягою $P_{3Л} = 2,83...3,0$ кН, витратою повітря $G = 4,35$ кг/с та параметрами робочого процесу $\pi_K^* = 5,6...5,8$ і $T_{Г}^* = 1255...1285$ К для протисуднової ракети «Гарпун» середньої дальності, а на рис. 7.24, б – ТРДД F107 з параметрами $P_{3Л} = 2,67...2,82$ кН, $\pi_K^* = 13,8$; $T_{Г}^* = 1280$ К; $m = 1,03$ для малопомітної крилатої ракети «Томагавк». До особливостей таких двигунів відносяться: мала питома маса ($\gamma = 0,015...0,02$ кг/Н), проста конструкція та дешевизна виготовлення, малий ресурс, одноразове використання.

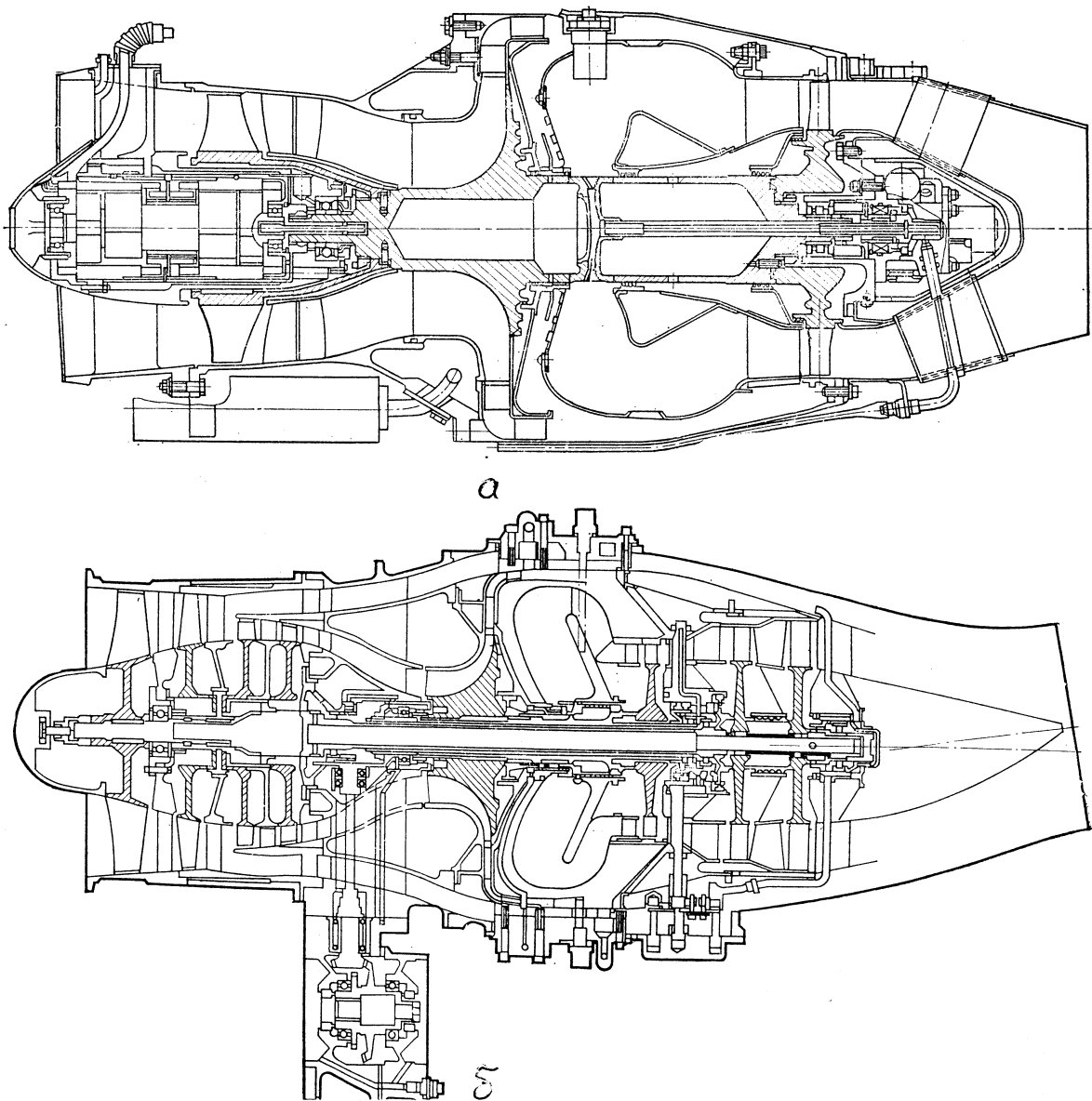


Рис. 7.24. Схеми ТРД J402 (а) і ТРДД F107 (б)

8. ДЕЯКІ ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

Велика інтенсивність руху повітряного транспорту посилює проблему забруднення навколишнього середовища шкідливими речовинами вихлопних газів та утворення шуму, особливо у районах аеропортів та близько розташованих населених пунктів. А тому для розробки заходів щодо задоволення вимог відповідно до існуючих норм необхідно висвітлити основні джерела і процеси утворення цих речовин та шуму в авіаційних ГТД. Шкідливі викиди та шум двигуна стали показниками його експлуатаційних якостей поряд з такими головними, як питома витрата палива або ККД, питома тяга або потужність, питома маса та інші. Водночас швидко оновлюються підходи щодо підвищення експлуатаційних якостей і показників, які традиційно вважаються головними, шляхом «інтеграції» двигуна і літака.

8.1. Утворення шкідливих речовин у ГТД

Основними викидами, які забруднюють атмосферу, у відпрацьованих газах, є: окис вуглецю CO , незгорілі вуглеводні C_nH_m , окиси азоту NO , NO_2 і дим з твердими частинками сажі, які знижують прозорість атмосфери та містять канцерогенні речовини, включаючи бензапирен $\text{C}_{20}\text{H}_{12}$. Якщо до складу палива входить сірка, то утворюються також окиси сірки SO_2 і SO_3 . Але звичайно паливо очищують від сірки рафінуванням. Окиси азоту або сірки, сполучаючись з вологою атмосфери, випадають у вигляді кислотних дощів, а якщо вдихаються безпосередньо людиною, то, сполучаючись з вологою шляхів дихання, утворюють кислоти, які спричиняють захворювання легенів та шляхів дихання. Якщо чадний газ CO попадає у кров людини, то він позбавляє червонокривці (еритроцити) спроможності транспортувати кисень, що призводить до кисневого голодання, ядухи, паморочного стану і навіть до смерті.

У верхніх шарах атмосфери ($H = 20 \dots 50$ км) окиси азоту NO_x подібно фреонам руйнують озонний шар, який захищає від проникнення на поверхню Землі ультрафіолетових променів з довжиною хвиль $\lambda = 280 \dots 315$ нм ($1 \text{ нм} = 10^{-9} \text{ м}$), а SO_x утворюють тверді сполуки, які не пропускають сонячне випромінювання.

Хоча пари вологи H_2O і двоокис вуглецю CO_2 , які складають основу викидних газів ГТД, не є небезпечними для людини безпосередньо, але вони сприяють «парниковому ефекту» та погіршують прозорість атмосфери.

Чадний газ CO та вуглеводні C_nH_m є продуктами неповноти згоряння палива і однозначно зв'язані з коефіцієнтом повноти згоряння:

$$1 - \eta_{\Gamma} = (0,232EJ_{\text{CO}} + EJ_{\text{C}_n\text{H}_m}) \cdot 10^{-3}, \quad (8.1)$$

де EJ – питомі викиди речовин, г/кг палива.

Згідно з цим виразом для забезпечення існуючих вимог щодо

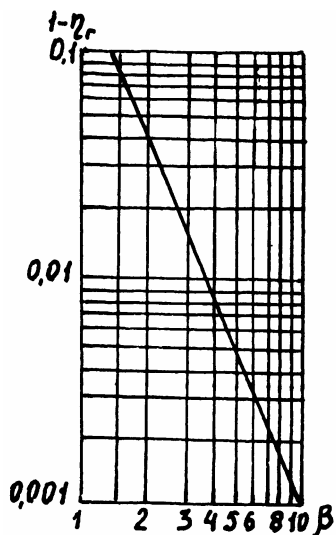


Рис. 8.1. Усереднена залежність коефіцієнта неповноти згоряння $(1-\eta_r)$ від β

допустимості шкідливих викидів коефіцієнт повноти згоряння η_r має перевищувати величину 0,99 на усіх режимах, у тому числі на малому газі. Величина $\beta = E_{J_{CO}}/E_{J_{C_nH_m}}$ збільшується з підвищенням повноти згоряння [50] (рис. 8.1).

CO утворюється у первинній зоні камери згоряння у випадку багатой суміші ($\alpha < 1,0$) через нестачу кисню для повного окислення вуглецю до CO_2 , а у випадку стехіометричних або помірно бідних сумішей – через дисоціацію CO_2 згідно з термодинамічною рівновагою: $CO + OH \leftrightarrow CO_2 + H$ при високих температурах у зоні горіння ($T_{3Г}$), а при нижчій $T_{3Г}$ $CO + H_2O \leftrightarrow CO_2 + H_2$. Ось чому у зоні горіння $\eta_r \leq 0,85$. При дуже бідній суміші CO утворюється через «в'яле» горіння. Для зменшення рівня утворення CO у зоні горіння необхідно забезпечувати $\alpha_{3Г} \approx 1,1 \dots 1,4$. Але з переходом на режим малого газу утворення CO збільшується через неоднорідність суміші, малу швидкість горіння та недостатній час перебування палива у зоні горіння для окислення CO до CO_2 .

У проміжній зоні для окислення CO до CO_2 необхідно забезпечувати поступове зниження температури газів підмішуванням порцій повітря, тому що різке зниження температури призводить до уповільнення окислення CO, тобто CO не встигає повністю окислитися. Для визначення об'ємної концентрації викидів CO можна скористатися напівемпіричною формулою:

У проміжній зоні для окислення CO до CO_2 необхідно забезпечувати поступове зниження температури газів підмішуванням порцій повітря, тому що різке зниження температури призводить до уповільнення окислення CO, тобто CO не встигає повністю окислитися. Для визначення об'ємної концентрації викидів CO можна скористатися напівемпіричною формулою:

$$CO = \frac{Cf^2GT_{3Г}p^b\sqrt{\Delta p/\rho}}{V_{3Г}\exp(cT_{3Г})} \cdot 10^{-4} \text{ [об] \%}, \quad (8.2)$$

де C – коефіцієнт пропорційності; b, c – величини, що залежать від комбінації форсунки і жарової труби; f – частка повітря, використана протягом горіння; Δp – перепад тиску на жаровій трубі; ρ – густина газу; $V_{3Г}$ – об'єм зони горіння; $T_{3Г}$ – температура у зоні горіння.

До незгорілих вуглеводнів C_nH_m відносяться як пароподібні та рідинні частки первинного палива, так і продукти його розкладання на вуглеводні меншої молекулярної маси, наприклад, розкладання гасу $C_{12}H_{24}$ на метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 та інші вуглеводні. Основні причини їх виникнення такі самі, як і утворення CO: погане розпилення палива та сумішоутворення, недостатня швидкість горіння, а також «заморожування» у пристінному шарі охолоджуючого повітря жарової труби. Ось чому для зниження викидів CO і C_nH_m використовують одні й ті ж заходи, що сприяють підвищенню коефіцієнта повноти згоряння:

– поліпшення розпилення палива для прискорення випаровування та утворення гомогенної суміші;

- оптимальний розподіл повітря у камері згоряння для забезпечення у зоні горіння $\alpha_{3Г} \approx 1,4$ на усіх режимах роботи;
- збільшення об'єму зони горіння та терміну перебування у ній палива;
- догорання CO, C_nH_m та сажі у проміжній зоні;
- зменшення кількості повітря на плівкове охолодження жарової труби на ділянці первинної зони за рахунок використання теплозахисного покриття або спеціальних конструкцій жарової труби.

Збільшення викидів незгорілих вуглеводнів та CO з дроселюванням режиму роботи двигуна до малого газу пояснюється не тільки погіршенням розпилення палива, а, головним чином, зменшенням швидкості хімічних реакцій у первинній зоні через зниження тиску та температури повітря на вході у камеру згоряння.

Утворення викидів кожної з речовин залежить від розподілу температури, концентрації палива та часу перебування їх у камері згоряння. Причому, якщо для зменшення CO і C_nH_m необхідно збільшувати час перебування і температуру у зоні горіння до $T_{3Г} \geq 1800$ К (а отже, зменшувати $\alpha_{3Г}$ до 1,1...1,4), то для зменшення утворення окисів азоту, навпаки, $T_{3Г}$ і час перебування необхідно знижувати (рис. 8.2). Це свідчить про необхідність пошуку компромісів.

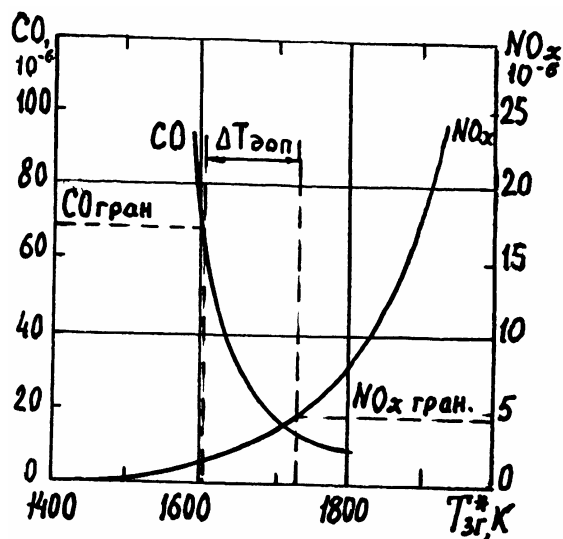


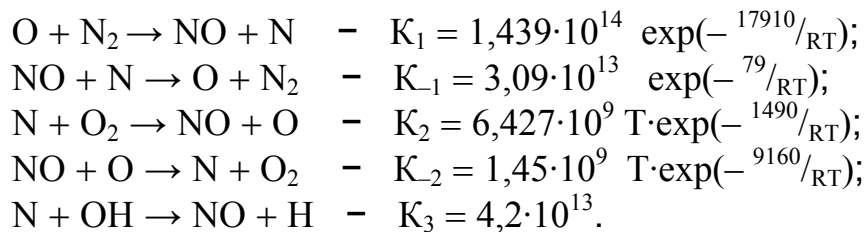
Рис. 8.2. Вплив температури у зоні горіння на утворення CO і NO_x у камері згоряння

Окиси азоту NO_x утворюються у вигляді NO і NO₂ внаслідок ендотермічної реакції окислення азоту повітря та азоту палива (тобто з недовиділенням теплоти горіння палива) при порівняно високих температурах $T_{3Г} > 1800$ К, причому NO₂ утворюється через NO, а тому загальна кількість NO_x залежить лише від утворення NO. Виявлено три механізми утворення окису азоту NO:

1. Термічний (повітряний) NO утворюється у результаті ланцюгових реакцій окислення атмосферного азоту, запропонованих Я.Б. Зельдовичем та його колегами у 1947 році: $O_2 \leftrightarrow 2O$; $O + N_2 \leftrightarrow NO + N$; $N + O_2 \leftrightarrow NO + O$; $N + OH \rightarrow NO + H$. Якщо припустити сталими концентрації атомів азоту та водню, то швидкість утворення термічного NO можна визначити за формулою

$$\frac{d NO}{d t} = 2K_1 O \left[\frac{N_2 - K_{-1} K_{-2} NO^2 / K_1 K_2 O_2}{1 + K_{-1} NO / (K_2 O_2 + K_3 OH)} \right], \quad (8.3)$$

де NO, O, N₂, O₂, OH – концентрації речовин, г·моль/см³; K_i – константи швидкостей реакцій:



Тут T – стехіометрична адіабатична температура полум'я (температура, якої досягало б полум'я, якщо енергія хімічної реакції перетворення свіжої суміші на продукти згорання повністю витрачалася б на нагрівання цих продуктів); t – час перебування газів у камері згорання, мс.

Розрахункова рівноважна концентрація NO зростає зі збільшенням α при $T = \text{const}$ і з підвищенням температури горіння при $\alpha = \text{const}$. Оскільки у камерах згорання α і T взаємозв'язані, то утворення NO досягає максимуму при $1,0 < \alpha \leq 1,2$ з «бідного» боку від стехіометрії. Для визначення кількості утворення NO необхідно проінтегрувати рівняння (8.3). Вихідними даними для інтегрування є початкові концентрації N_2 , O_2 , O , OH та NO, де початкова концентрація NO визначається сумою «швидких» та паливних NO. Збільшення терміну перебування газу при високій температурі сприяє зростанню викидів NO_x .

Враховуючи, що при високих температурах у зоні горіння ($T_{зг} > 1800 \text{ K}$) відбувається дисоціація продуктів згорання CO_2 і H_2O на більш прості компоненти CO , H_2 , O , H , OH з витратами енергії, то це призводить до суттєвого зниження максимальної (адіабатичної) температури полум'я. Наявність дисоціації ускладнює розрахунок температури полум'я. Впливу тиску в межах $0,5 \dots 3,0 \text{ МПа}$ на утворення NO не виявлено, що пояснюється незмінністю об'єму газів у реакції $\text{N}_2 + \text{O}_2 = 2\text{NO}$.

2. Надрівноважний («швидкий») окис азоту NO утворюється нібито у фронті полум'я (тобто коли $t \rightarrow 0$ на залежності $\text{NO} = f(t)$) на ранній стадії процесу горіння багатопаливної повітряної суміші при порівняно низькій температурі. Хоча цей механізм ще до кінця не з'ясований, припускається, що концентрація такого NO може знаходитись в інтервалі $(0 \dots 30) \cdot 10^{-6}$ і складати до 30% загальних викидів NO_x з ГТД. «Швидкі» окиси азоту NO спостерігаються лише у полум'ї вуглеводневих палив, але не виявлені у полум'ї палива, що містить лише CO або H_2 . Це підтверджує справедливість вуглеводневого механізму утворення «швидких» NO з проміжним утворенням азотовмісних радикалів: $\text{CH} + \text{N}_2 \rightarrow \text{HCN} + \text{N}$; $\text{CH}_2 + \text{N}_2 \rightarrow \text{HCN} + \text{NH}$; $\text{C} + \text{N}_2 \leftrightarrow \text{CN} + \text{N}$; $\text{N} + \text{OH} \leftrightarrow \text{NO} + \text{H}$. Утворення «швидких» NO не можна визначити надрівноважними концентраціями реакцій кінетики окислення азоту за допомогою ланцюгового механізму Я.Б. Зельдовича через надто малий час перебування у фронті полум'я.

3. Третій механізм утворення NO описує окислення органічного азоту палива, якого може бути до 1,8% у важких продуктах перегонки. Причому у випадку малого вмісту азоту ($< 0,5\%$) він повністю перетво-

рюється на NO зі згорянням бідних сумішей, а у випадку зростання вмісту азоту у паливі частка його перетворення на NO зменшується, особливо зі згорянням багатой суміші. Але з підвищенням температури полум'я ця частка повільно зростає. Збільшення вмісту азоту до 1% за масою палива приблизно у 1,5 раза підвищує викиди NO_x, але збільшення вмісту азоту у паливі більше ніж 2% вже майже не спричиняє зростання NO_x. На рис. 8.3 показано вплив вмісту азоту у паливі на загальні викиди NO, а також його складові (паливний, термічний, «швидкий» NO). З графіків видно, що зростання загальної кількості викидів NO зі збільшенням вмісту азоту у паливі відбувається за рахунок паливного NO, тоді як «швидкий» NO не змінюється, а термічний NO навіть зменшується.

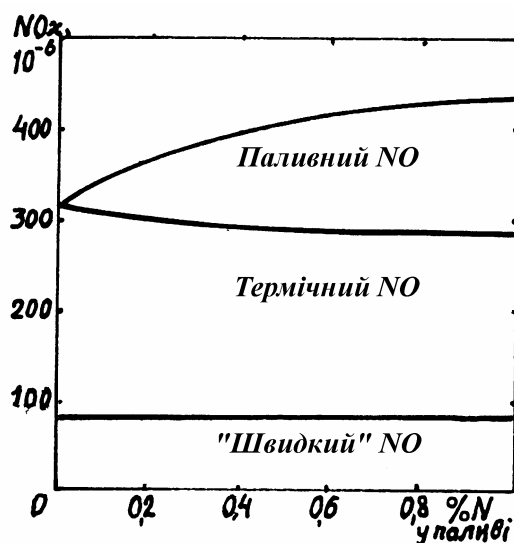
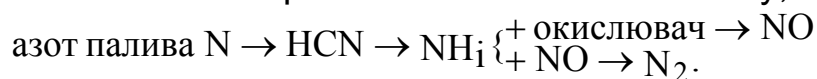


Рис. 8.3. Вплив вмісту азоту в паливі на викиди окису азоту

Механізм утворення паливного окису азоту NO з азоту палива можна подати у вигляді двох паралельних процесів – хімічних реакцій: $NH_i + \text{окислювач} \rightarrow NO + \dots$; $NH_i + NO \rightarrow N_2 + \dots$ з припущенням, що група NH_i є обов'язковою проміжною ланкою механізму, тобто



Залежно від відношення швидкостей цих двох процесів різна частка паливного азоту перетворюється на NO.

Загальну кількість разом узятих окисів NO у вигляді об'ємної концентрації можна виявити аналогічно формулі (8.2) за допомогою напівемпіричної формули

$$NO = \frac{AV_{зг} p^{1,2} \exp(0,009 T_{зг})}{GT_{зг} \sqrt{\Delta p/\rho}} \cdot 10^{-4} [\text{об}] \%, \quad (8.4)$$

де A – коефіцієнт пропорційності.

З метою зменшення викидів NO пропонують такі заходи:

- зниження температури у зоні горіння ($T \leq 1800 \text{ K}$) за рахунок «збіднення» суміші ($\alpha_{зг} = 1,4 \dots 1,7$);
- усунення локальних гарячих областей з високою температурою за рахунок забезпечення рівномірності розподілу суміші;
- зменшення часу перебування палива у зоні горіння за рахунок прискорення випаровування, поліпшення розпилення та сумішоутворення, використання зонного горіння (нових типів камер згорання);
- додання у паливо водню або пропану;
- упорскування у зону горіння води, пари або інших інертних добавок;
- застосування каталітичних камер згорання з «бідним» горінням тощо.

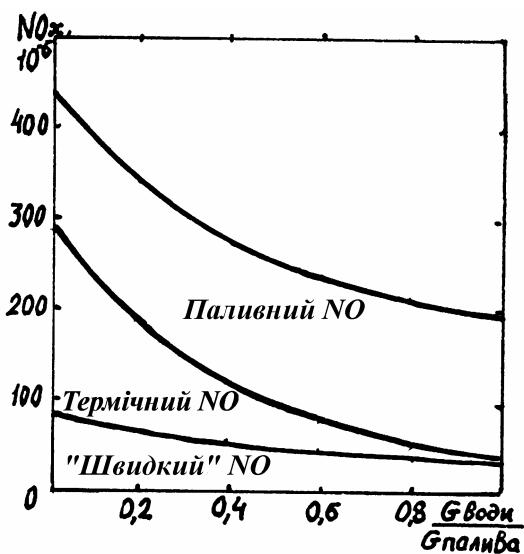


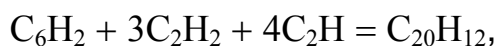
Рис. 8.4. Вплив упорскування води у зону горіння на утворення NO

Як приклад на рис. 8.4 показано залежність викидів NO від відносної кількості води у паливі, яка упорскується в зону горіння. З графіків видно, що упорскування води у зону горіння до 100% від маси палива приблизно у 5 разів знижує викиди NO (за винятком паливного NO). Причому зменшення NO відбувається головним чином за рахунок термічного NO, який зменшується більш ніж у 10 разів, а «швидкий» NO при цьому зменшується усього у 1,5 раза. Якщо ж у паливі міститься органічний азот, то кількість паливного NO з додаванням води навіть дещо збільшується.

Додавання води у повітря на вході в камеру згорання замість упорскування її безпосередньо у зону горіння послаблює ефект зниження викидів NO приблизно у 1,5 раза.

Димність газів ГТД пов'язана з утворенням дисперсних частинок сажі, яка на 96% складається з вуглецю і 4% – зі сполучень з воднем і киснем. Твердий вуглець утворюється у результаті піролізу палива у «багатих» ділянках полум'я (де $\alpha = 0,3 \dots 0,6$ і $T = 1400 \dots 1800$ K) з недостатньою швидкістю утворення суміші. У випадку використання відцентрової форсунки область сажоутворення знаходиться усередині факела розпилення палива у центрі жарової труби, де утворюється зворотна течія продуктів згорання з високою температурою та нестачею кисню ($\alpha < 0,8$). Таким чином, сажа утворюється у первинній зоні, а вигоряє у проміжній. Сажа не є рівноважним продуктом згорання палива, а тому визначити швидкість її утворення та рівень концентрації на основі кінетики або термодинаміки неможливо. Швидкість її утворення визначається фізичними процесами розпилення палива, сумішоутворення та вигоряння у проміжній зоні. Збільшення температури повітря на вході у камеру згорання T_K^* призводить до посилення димовиділення, а підвищення температури газу на виході з камери T_T^* , навпаки, послаблює його через розширення області вигоряння сажі безпосередньо перед зоною змішення, де є надлишок повітря для її спалювання. Використання пневматичних форсунок дозволяє суттєво зменшити сажоутворення. Упорскування води в зону горіння сприяє зменшенню димоутворення.

Однією з моделей утворення досить сильної канцерогенної речовини – бензапирена – є стехіометричне рівняння



де C_6H_2 – зародок сажі.

Для зменшення шкідливих викидів з ГТД розроблено декілька конструкцій камер згоряння із зонним горінням (двоюрисні, двоступінчасті та інші), в яких змінюється кількість зон горіння залежно від режиму роботи двигуна. На режимі малого газу існує чергове полум'я у одній зоні. Зі збільшенням тяги підключається основна зона, паливо якої запалюється черговим полум'ям. У цих камерах використовують зонне підведення як палива, так і повітря.

У зв'язку з тим, що шкідливі викиди авіаційних двигунів призводять до значного локального забруднення атмосфери в районах аеропортів, вводяться обмеження цих викидів у вигляді допустимих норм за деякий стандартний злітно-посадочний цикл (табл. 8.1).

Таблиця 8.1

Режим	Тяга P, %	Час t, хв
Зліт	100	0,7
Набирання висоти	85	22
Заходження на посадку	30	4
Руління	7	26

Цей цикл містить усі режими роботи двигуна від моменту перетину літаком відмітки висоти 914 м із заходженням на посадку і до моменту перетину цієї ж відмітки з набиранням висоти після зльоту, тобто з урахуванням режимів зльоту літака: зниження від висоти 914 м, пробіг після посадки, руління, розбіг зі зльотом, набирання висоти. Рівень викидів вимірюється у грамах речовини за цикл на 1 кН злітної тяги і визначається формулою

$$\frac{M_j}{P_{зл}} = \sum_{i=1}^4 (EJ_j)_i G_{\Pi i} t_i / P_{зл} = \frac{1000}{3600} \sum_{i=1}^4 (EJ_j)_i C_{\Pi i} \bar{P}_i t_i, \quad (8.5)$$

де M_j – маса j -ї речовини, г, що виділяється за 1 цикл із i режимів; $P_{зл}$ – злітна тяга, кН; EJ – питомий викид, г/кг палива; G_{Π} – витрата палива, кг/с; t_i – тривалість i -го режиму, с; C_{Π} – питома витрата палива, кг/Н·год; $\bar{P}_i = P_i / P_{зл}$ – відносна тяга.

Згідно з нормами ІСАО допустимі рівні викидів для усіх ТРД і ТРДД дозвукових пасажирських літаків зі злітною тягою, більшою за 26,7 кН, не повинні перевищувати величин: для CO – 118 г/кН; $C_n H_m$ – 19,6 г/кН; NO_x – $(42 + 2 \pi_{кр}^*)$ г/кН.

Приблизний характер залежності шкідливих викидів від режиму роботи двигуна показано на рис. 8.5, звідки видно, що викиди змінюються по-різному. Але визначення компромісу між викидами CO і $C_n H_m$, з одного боку, та NO_x і диму, з іншого, з метою їх зменшення, на жаль, неможливе, оскільки зміна режиму роботи двигуна зводиться лише до переміщення вздовж характеристики $CO - NO_x$ (область 1 на рис. 8.6)

і не свідчить про їх зниження. Для досягнення справжнього прогресу у зменшенні викидів необхідні заходи, які змістять б характеристику CO – NO_x до початку координат (область 2).

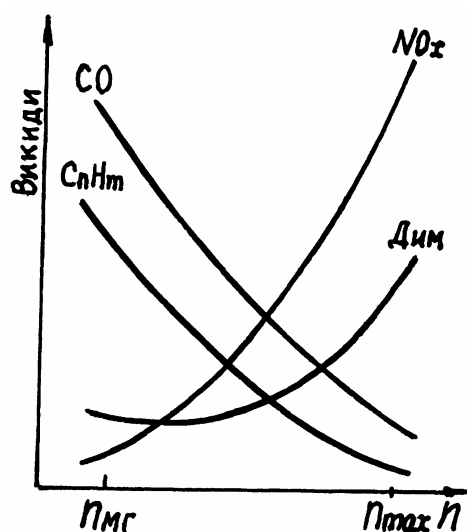


Рис. 8.5. Характеристики шкідливих викидів ГТД

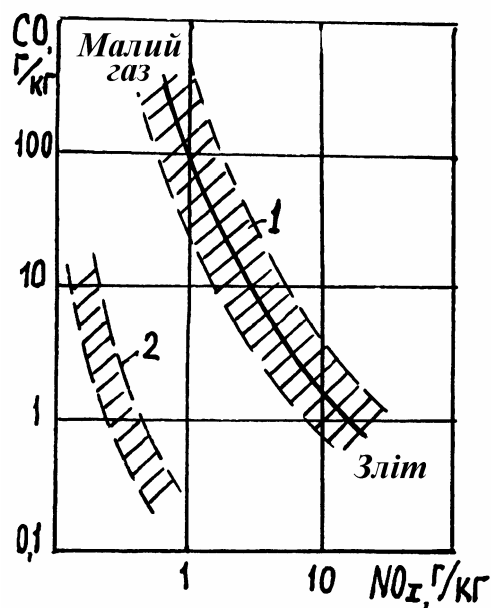


Рис. 8.6. Характеристики викидів традиційних (1) і перспективних (2) камер згоряння

8.2. Шум ГТД і заходи щодо його зниження

Оскільки шум авіаційних двигунів шкідливо впливає на стан здоров'я пасажирів, обслуговуючого персоналу та населення, яке проживає поблизу аеропортів, то проблемі зі створення двигунів приділяється велика увага для задоволення існуючих норм. Шум двигунів головним чином утворюється через коливання повітря звукового характеру різної інтенсивності та частоти. Відомо, що для оцінки інтенсивності звуку будь-якої частоти використовують різні параметри: силу звуку, звуковий тиск, рівень сили звуку та інші. Сила (інтенсивність) звуку J , наприклад, визначається кількістю енергії, що переноситься звуковою хвилею за 1 секунду крізь площу в 1 м^2 , яка розташована перпендикулярно до напрямку хвилі. Сила звуку вимірюється у $\text{Вт}/\text{м}^2$, а рівень сили звуку L – у дБ і визначається формулою

$$L = 10 \lg(J/J_0),$$

де $J_0 = 10^{-12} \text{ Вт}/\text{м}^2$ – поріг чутливості, тобто рівень сили звуку нормується величиною порогу чутливості. Так, якщо верхнє значення больового порогу сили звуку для людського вуха складає $J = 100 \text{ Вт}/\text{м}^2$, то діапазон рівня сили звуку, що сприймає людина, складає $L = 0 \dots 140$ дБ, тобто інтенсивність звуку змінюється у 10^{14} разів.

Поріг чутливості та больовий поріг залежать від частоти звуку. Частотний спектр, що сприймається вухом людини, знаходиться у межах $20 \dots 20000$ Гц, а на практиці обмежується $45 \dots 11200$ Гц.

Звуки великої інтенсивності шкідливо впливають на людину не лише з психологічної точки зору, але й з фізіологічної. Вони можуть спричиняти біль і руйнування тканини тіла і кісток, причому звуки різної частоти по-різному сприймаються людиною. Наприклад, неприємними для людського вуха є звуки з $f = 100$ Гц і $L = 108$ дБ, а також з $f = 4000$ Гц і $L = 89$ дБ, які відрізняються за інтенсивністю у 79,4 раза. Вуха людини є найчутливішим до частот 3000...5000 Гц. Ось чому для оцінки рівня шуму, що сприймається (PNL – perceived noise level), використовують одиниці PN дБ, які враховують частотний спектр шуму. Крім того, наявність у спектрі шуму дискретних тонів додатково подразливо діє на людину порівняно з широкополосним шумом. Додатковий ефект має також тривалість дії шуму. Для урахування цих факторів використовується одиниця – ефективна PN дБ (EPN дБ), а критерієм є

$$EPNL = PNL_{T_{TM}} + D,$$

де $PNL_{T_{TM}}$ – максимальна величина рівня шуму, що сприймається, PNL, яка змінюється у часі, з урахуванням поправки на дискретні складові C (тобто $PNL_{T_{TM}} = PNL + C$); D – поправка на тривалість дії шуму.

В ICAO для оцінки рівня сумарної дії шуму TNEL використовують міжнародну еталонну одиницю сумарної дії шуму INERU, що утворюється при прольоті ряду літаків і вимірюється у EPN дБ. Цей рівень визначається співвідношенням

$$TNEL = 10 \lg \sum_k 10^{0,1EPNL_k} + 10 \lg \frac{T_0}{t_0}, \quad (8.6)$$

де $EPNL_k$ – ефективний рівень сприймального шуму для k -ї події; $T_0 = 10$ с; $t_0 = 1$ с.

Рівень сумарної дії шуму різних літаків у одиницях еквівалентного безперервного сприймального шуму ECPNL визначається формулою

$$ECPNL = TNEL - 10 \lg \frac{T}{t_0}, \quad (8.7)$$

де T – загальний час спостереження.

З урахуванням часу доби в ICAO як критерій використовують

$$WECPNL = 10 \lg 10^{0,1EPNL} + 10 \lg n - 39,4, \quad (8.8)$$

де n – число літаків.

Таким чином, даний критерій враховує інтенсивність шуму, його спектральний склад, тривалість дії, час доби, частоту повторюваності шумових подразників, ступінь раптовості, які впливають на кінцевий ефект дії шуму на людину, крім названих факторів впливають також фоновий рівень шуму та пори року.

Незважаючи на те, що основним джерелом шуму на літаку є двигун, на місцевості аеропорту нормується шум не двигуна, а літака. Це пов'язано з тим, що інтенсивність шуму залежить від конкретних умов використання двигуна на зльоті та посадці літака та деяких характеристик літака: кількості двигунів, їх розташування на літаку і режимів

роботи на зльоті (або злітної тягоозброєності літака), траєкторії зльоту та посадки, взаємодії з крилом реактивного струменя або потоку за гвинтом, наявності ежекторних підсилювачів тяги або інших пристроїв діяння на реактивний струмінь, форми гондоли і повітрязабірника тощо. Усі ці фактори враховують з метою задоволення існуючим нормам літакобудівними фірмами, але при цьому слід мати на увазі і те, що оскільки двигун є головним джерелом шуму, то для зниження його інтенсивності треба вживати необхідних заходів на стадії розробки двигуна. Такі заходи можна розробити, якщо відомі джерела шуму та механізми його утворення у двигуні. Основними джерелами є: реактивний струмінь, гвинт ТГД (ТГВД) або вентилятор ТРДД, компресор і турбіна. Шум камери згоряння не поширюється за межі двигуна.

8.2.1. Шум реактивного струменя



Рис. 8.7. Схема витікання реактивного струменя

Природа виникнення шуму у реактивному струмені (рис. 8.7) пов'язана головним чином з турбулентним характером течії та виникненням інтенсивних вихрових утворень на межах струменя. У випадку надзвукового струменя шум виникає також за рахунок стрибків ущільнення. Вихрові

утворення на межах струменя виникають через ежекцію повітря із навколишнього середовища, тобто у процесі змішування струменя з навколишнім повітрям. Якщо реактивний струмінь (рис. 8.7) поділити на початкову і основну ділянки відповідно до наявності потенційного ядра незмінної швидкості течії та відсутності такого ядра (коли швидкість на осі вздовж струменя зменшується), то інтенсивність шуму на початковій ділянці не змінюється завдяки незмінній швидкості у ядрі, а тому ця ділянка є головним джерелом шуму реактивного струменя. Силу звуку струменя можна записати у вигляді

$$J = K \frac{\rho_H C_c^8 d_c^2}{\pi a_H^5 |x|^2 \Phi_K}, \quad (8.9)$$

де K – експериментальний коефіцієнт, який визначається початковою турбулентністю, профілем швидкості C_c у перерізі сопла та формою сопла і змінюється у межах $K = (0,3 \dots 2,0) \cdot 10^{-4}$; ρ_H – густина повітря; d_c – діаметр перерізу сопла; a_H – швидкість звуку у повітрі; Φ_K – конвективний фактор. З цієї формули впливає акустична потужність струменя

$$W = K \frac{\rho_c^2 C_c^8 d_c^2}{\rho_H a_H^5} = K' \frac{\rho_c^2 C_c^8 F_c}{\rho_H a_H^5}. \quad (8.10)$$

Експериментальні дослідження різних струменів приблизно підтверджують лінійний зв'язок між потужністю W і параметром Лайтхілла $\rho_H C_c^8 F_c a_H^{-5}$. Згідно з визначенням рівня сили звуку отримуємо залежність

$$L = 10 \lg(W/J_0 F) + 10 \lg \Phi, \quad (8.11)$$

де F – поверхня, на яку розподіляється шум; $10 \lg \Phi$ – фактор напрямку шуму.

Існують декілька формул, запропонованих авторами для рівня сили звуку, які у випадку швидкостей струменя $C_c > 500$ м/с дають різницю близько 2%. Одна із таких формул має вигляд

$$L = 10 \lg P + 60 \lg C_c + 10 \lg \rho_c - 78,5, \quad (8.12)$$

де P – тяга двигуна.

Заходи щодо зниження шуму реактивного струменя такі:

- зменшення швидкості струменя шляхом використання ТРДД або ТГД замість ТРД та збільшення ступеня двоконтурності;
- регулювання реактивних сопел;
- дроблення реактивного струменя з використанням багатосоплових конструкцій, гофрованих або пелюсткових сопел, які дозволяють скоротити початкову ділянку шляхом збільшення поверхні змішування струменя з навколишнім повітрям та перетворюють частоту шуму на більшу;
- скорочення початкової ділянки та зменшення об'єму випромінювання шуму шляхом використання ежекторних сопел;
- акустична обробка сопел, у результаті якої спектр шуму зміщується у бік більших частот, які швидше поглинаються атмосферою;
- зниження інтенсивності та довжини стрибків ущільнення надзвукового струменя;
- розміщення двигунів у хвостовій частині літака, віддалення злітних смуг (аеропортів) від населених пунктів та вибір траєкторії зльоту і посадки (оскільки сила звуку зменшується обернено пропорційно квадрату віддалення від джерела);
- збільшення швидкості польоту для зменшення різниці швидкостей ($C_c - V_{II}$), від якої залежить інтенсивність шуму.

8.2.2. Шум вентилятора, гвинта, компресора та турбіни

На рис. 8.8 зіставлено діаграми інтенсивності та напрямку шуму різних джерел ТРДД порівняно з ТРД. Перехід від ТРД до ТРДД приводить до зменшення інтенсивності шуму реактивного струменя 1, але при цьому з'являється нове джерело – вентилятор, інтенсивність шуму 2 якого стає порівнянною з інтенсивністю шуму струменя. Ось чому зменшення шуму вентилятора, а також інших лопатевих машин (компресора 3 і турбіни 4) є необхідністю, як і зниження шуму реактивного струменя. Шум лопатевих машин складається з широкополосного

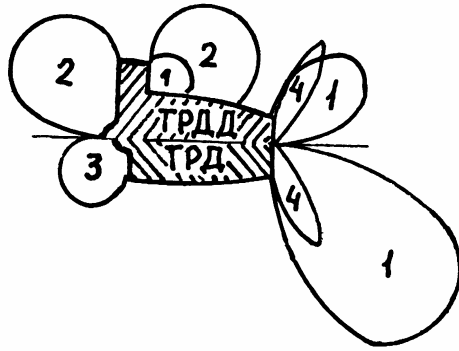


Рис. 8.8. Діаграми шуму
ТРД і ТРДД

(«білого») шуму у вигляді континууму на спектральній діаграмі та окремих піків дискретних частот (лінійчастого спектру) у діапазоні середніх і високих частот, неприємних для людини. Широкополосний шум спричиняється турбулентними пульсаціями течії та вихровими доріжками, які зриваються із задніх крайок лопаток.

Дискретний шум виникає у результаті взаємодії періодичних полів тиску навколо рухомих та нерухомих лопаток, а також періодичної зміни кутів атаки на лопатках, коли вони перетинають сліди попередніх лопаток. Крім того, дискретний шум виникає через обертання робочого колеса у нерівномірному турбулентному пульсуючому потоці. А у випадку надзвукових швидкостей додатково виникає шум обертання через рух ударних хвиль та їх взаємодії з нерухомими полями тиску та лопатками. Дискретний шум особливо неприємний для людини.

Заходи щодо зменшення шуму лопатевих машин:

- відсутність ВНА вентилятора;
- зменшення кількості ступенів вентилятора;
- збільшення осьового проміжку між лопатевими вінцями;
- вибір відношення чисел робочих та напрямних лопаток у вінцях;
- регулювання вентилятора та компресора поворотом лопаток;
- поворот лопатей гвинта або гвинтовентилятора;
- зменшення початкової нерівномірності течії на вході;
- акустична обробка внутрішньої поверхні повітрязабірника;
- зменшення площі «горла» повітрязабірника перед вентилятором з метою збільшення швидкості потоку для перешкодження поширенню звукових хвиль вентилятора уперед.

Шум гвинта ТГД спричиняється турбулентним характером течії та зриванням вихорів із задніх крайок, а також виникненням ударних хвиль на кінцях лопатей. У гвинтовентиляторів ударні хвилі можуть займати більшу частину висоти лопаті при великих дозвукових швидкостях польоту. Використання лопаті гвинтовентилятора шаблеподібної форми знижує інтенсивність шуму. Інколи гвинтовентилятор розташовують у гондолі з повітрязабірником, що також дозволяє зменшити його шум.

8.3. Оптимізація параметрів та експлуатаційних характеристик ГТД

У розділі 3 наведено залежності основних показників різних типів ГТД P_{Π} , N_{Π} , C_{Π} , L_e , $ККД$ та інших від параметрів робочого процесу π_K^* , $T_{Г}^*$, $T_{ф}^*$, m , $\pi_{ВП}^*$ і визначено їх оптимальні величини. Але

оптимізацію проведено для двигуна в ізольованому вигляді з використанням його основних показників як простих критеріїв, причому для кожного критерію, як правило, отримано свої власні оптимальні значення параметрів процесу. Більш того, оптимізація цілком не стосувалася у явному вигляді питань, які пов'язані з конструктивною складністю двигуна та його характеристиками за масою. Останні, звичайно, значною мірою залежать від термодинамічних параметрів процесу.

У зв'язку з тим, що двигун створюють для літаків, на показники яких впливають також габаритні та масові характеристики двигуна, то його призначення обов'язково необхідно враховувати при виборі параметрів робочого процесу. Наприклад, підвищення $\pi_{K\Sigma}^*$ з метою зменшення питомої витрати палива призводить до зростання питомої маси двигуна через збільшення кількості ступенів турбокомпресора і, відповідно, довжини двигуна. Маса двигуна при цьому зростає також за рахунок його поперечних розмірів, оскільки деяке падіння питомої тяги необхідно компенсувати збільшенням витрати повітря. Зростання маси та габаритів двигуна як елемента силової установки негативно впливає на техніко-економічні показники літака, які мають поліпшуватися зі зниженням питомої витрати палива двигуна. Це протиріччя свідчить про необхідність урахування техніко-економічних показників літака при виборі $\pi_{K\Sigma}^*$ двигуна як більш досконаліх і повних, ніж показники ізольованого двигуна.

Аналогічні міркування можна навести щодо вибору ступеня двоконтурності m ТРДД, зростання якого супроводжується одночасно зниженням питомої витрати палива і питомої тяги, а отже, необхідністю збільшення габаритних розмірів двигуна, що призведе до зростання його маси, а також до погіршення аеродинамічних характеристик літака, наприклад якості K .

Температура газу перед турбіною T_{Γ}^* суттєво впливає на питому масу ТРД завдяки зростанню питомої тяги зі збільшенням T_{Γ}^* . Але питома витрата палива при цьому погіршується. Підвищення T_{Γ}^* ТРДД також приводить до зниження питомої маси через зростання питомої тяги, незважаючи на необхідність збільшення кількості ступенів вентилятора та його турбіни у зв'язку зі зростанням π_{BII}^* за умови оптимального розподілу вільної роботи між контурами. Питома витрата палива хоч і зростає з підвищенням T_{Γ}^* , але меншою мірою, ніж у ТРД. Причому зі збільшенням ступеня двоконтурності m та загального ступеня підвищення тиску $\pi_{K\Sigma}^*$ темп зростання C_{II} з підвищенням T_{Γ}^* уповільнюється, що пояснюється зростанням $T_{\Gamma eK}^*$ зі зростанням $\pi_{K\Sigma}^*$ та m (3.44).

Наочним прикладом можливих прорахунків у випадку окремих розробок двигуна та літака є більш важка конструкція літака F-14, що потребувало розробки нового двигуна замість TF-30, тяга якого виявилася недостатньою. Затрати на переобладнання парку літаків F-14 новими двигунами досягли 3 млрд. доларів.

Таким чином, вибір параметрів робочого процесу ГТД необхідно здійснювати з урахуванням їх використання на літаку, тобто техніко-економічних показників літака. Етап визначення параметрів є одним із відповідальних у загальній задачі узгодження («інтеграції») двигуна з літаком, до якої також відносяться вибір типу і схеми двигуна, визначення його розмірів. Для літака відповідно враховують його призначення, довжину маршрутів, швидкість і висоту польоту, умови зльоту та інше, тобто вибір параметрів двигуна необхідно підпорядковувати критеріям оцінювання ефективності літака, яких існує декілька типів: льотно-технічні, економічні, енергетичні та інші. До льотно-технічних критеріїв відносяться: дальність польоту, максимальна швидкість і висота, злітно-посадочні характеристики та ін.

Найпростішим енергетичним критерієм оцінки паливної ефективності двигуна на літаку є кілометрова витрата палива, яка зв'язана з питомою витратою палива залежністю

$$C_{\text{ПК}} = \frac{PC_{\text{П}}}{V_{\text{П}}} \left[\frac{\text{кГ}}{\text{км}} \right], \quad (8.13)$$

де P [Н] – тяга двигуна; $C_{\text{П}}$ [кГ/Н·год] – питома витрата палива за годину; $V_{\text{П}}$ [км/год] – швидкість польоту літака.

На практиці частіше використовують відносну кілометрову витрату палива, що приходиться на один кілограм маси літака:

$$\bar{C}_{\text{ПК}} = \frac{gC_{\text{П}}}{KV_{\text{П}}} \left[\frac{1}{\text{км}} \right], \quad (8.14)$$

де $K = \frac{Y}{X} = \frac{gM_{\text{Л}}}{P}$ – аеродинамічна якість літака; g – прискорення земного тяжіння; $M_{\text{Л}}$ – маса літака.

Враховуючи те, що відносна кілометрова витрата палива має розмірність 1/км, то більш зручною є обернена їй величина – умовна дальність

$$L_{\text{УМОВ}} = \frac{KV_{\text{П}}}{gC_{\text{П}}} \left[\text{км} \right]. \quad (8.15)$$

Умовна дальність залежить від аеродинамічної якості літака та питомої витрати палива двигуна, але не враховує співвідношення між корисним навантаженням, запасом палива на літаку та масою двигуна, параметри якого ($\pi_{\text{К}}^*$, $T_{\text{Г}}^*$ і m) впливають на $C_{\text{П}}$. Цього недоліку позбавлена теоретична дальність – відстань, яку пролетів би літак, якби увесь запас палива витрачався на режимі крейсерського польоту.

Величину теоретичної дальності польоту часто використовують на етапі передескізного проектування двигуна як критерію оцінки ефективності:

$$L_{\text{теор}} = \frac{KV_{\Pi}}{gC_{\Pi}} \ln \frac{1}{1 - \bar{M}_{\Pi}} = \frac{KV_{\Pi}}{gC_{\Pi}} \ln \frac{1}{\bar{M}_{\text{ПЛ}} + \bar{M}_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\text{КН}}}, \quad (8.16)$$

де відносні маси планера $\bar{M}_{\text{ПЛ}}$, силової установки $\bar{M}_{\text{СУ}}$, запасу палива \bar{M}_{Π} та комерційного навантаження $\bar{M}_{\text{КН}}$ зв'язані між собою «рівнянням існування літака»

$$\bar{M}_{\text{ПЛ}} + \bar{M}_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\Pi} + \bar{M}_{\text{КН}} = 1 \quad (8.17)$$

і приблизно дорівнюють $\bar{M}_{\text{ПЛ}} \approx 0,38$; $\bar{M}_{\text{СУ}} \approx 0,12$; $\bar{M}_{\Pi} \approx 0,35$; $\bar{M}_{\text{КН}} \approx 0,15$.

Формулу теоретичної дальності легко отримати з таких міркувань: очевидно, що для базового (крейсерського) польотного режиму зміна відстані зумовлена масою витраченого палива, тобто зміною маси літака за рахунок палива. Тоді, якщо записати

$$\frac{dL}{L} = -\frac{dM}{M} \quad \text{або} \quad dL = -L \frac{dM}{M} = -\frac{KV_{\Pi}}{gC_{\Pi}} \cdot \frac{dM}{M},$$

то після інтегрування отримаємо

$$L = \frac{KV_{\Pi}}{gC_{\Pi}} \int_{M_2}^{M_1} \frac{dM}{M} = \frac{KV_{\Pi}}{gC_{\Pi}} \ln \frac{1}{1 - \Delta \bar{M}_{\Pi}}, \quad (8.18)$$

де $\Delta \bar{M}_{\Pi} = \frac{\Delta M_{\Pi}}{M_{\text{Л}}} = \frac{M_1 - M_2}{M_{\text{Л}}} = 1 - \frac{M_2}{M_{\text{Л}}}$; $M_1 = M_{\text{Л(ЗЛ)}}$. Якщо $L = L_{\text{теор}}$, то

$$\Delta M_{\Pi} = M_{\Pi}.$$

З формули (8.16) випливає, що зниження питомої витрати палива C_{Π} та маси силової установки $M_{\text{СУ}}$ сприяють зростанню теоретичної дальності польоту. Маса силової установки визначається масою двигуна: $M_{\text{СУ}} = (1,4 \dots 1,6) M_{\text{ДВ}}$.

Якщо суму мас палива та силової установки розділити на ефективну тягу установки у крейсерському польоті, то отримаємо сумарну питому масу палива і двигуна:

$$\gamma_{\Sigma} = \frac{M_{\Pi} + M_{\text{СУ}} \cdot i_{\text{ДВ}}}{P_{\text{кр еф}} \cdot i_{\text{ДВ}}} = C_{\Pi \text{ кр еф}} \cdot t_{\Pi} + \gamma_{\text{ДВ кр еф}} \cdot k_{\text{СУ}}, \quad (8.19)$$

де $i_{\text{ДВ}}$ – кількість двигунів на літаку; $P_{\text{кр еф}} = P - X_{\Sigma}$;

$M_{\Pi} = C_{\Pi \text{ кр еф}} \cdot P_{\text{кр еф}} \cdot i_{\text{ДВ}} \cdot t_{\Pi}$; $t_{\Pi} = L_{\Pi} / V_{\Pi}$ – тривалість польоту;

$C_{\Pi \text{ еф}} = G_{\Pi} / P_{\text{еф}}$; $k_{\text{СУ}} = M_{\text{СУ}} / M_{\text{ДВ}} = 1,4 \dots 1,6$; L_{Π} – практична дальність

польоту, яка менша за теоретичну через витрати палива у розгоні – наборі висоти, зниженні – посадці та аеронавігаційний запас палива; V_{Π} – середньорейсова швидкість. «Загублену» дальність через розгін –

набір висоти інколи використовують як критерій оптимальності для вибору режиму роботи двигуна на цій ділянці траєкторії польоту.

Для сучасних дозвукових пасажирських і транспортних літаків сума відносних мас палива та силової установки, які безпосередньо пов'язані з двигуном, складає близько 50% від злітної маси літака. А тому якщо суму мас планера та комерційного навантаження прийняти фіксованою, то зменшення маси силової установки дозволяє збільшити запас палива на літаку, а отже, дальність польоту. Якщо масу палива при цьому не змінювати, то можна збільшити комерційне навантаження або зменшити злітну масу літака $M_{3Л}$, яка дорівнює сумі мас її складових.

Формулу для теоретичної дальності польоту літака можна також записати за допомогою загального ККД двигуна у крейсерському польоті η_3 та теплотворності палива H_u (кДж/кг):

$$L_{\text{теор}} = \frac{K}{g} \eta_3 H_u \ln \frac{1}{1 - \bar{M}_{\Pi}}, \quad (8.20)$$

де $\bar{M}_{\Pi} \approx 0,3 \dots 0,4$ в оцінних розрахунках; $\eta_3(V_{\Pi})$; $K(V_{\Pi})$.

Для транспортних літаків існує також більш досконалий критерій – відносна годинна продуктивність

$$\bar{\Pi} = \frac{L_{\Pi} M_{\text{кн}}}{t_{\Pi} M_{3Л}} = V_{\Pi} \cdot \bar{M}_{\text{кн}}. \quad (8.21)$$

Як критерій паливної ефективності двигуна на літаку широко використовують зведену витрату палива (у грамах), яка приходить на 1 тонно-кілометр комерційного (корисного) навантаження:

$$C_{\text{ПТК}} = \frac{C_{\text{пкр еф}} \cdot P_{\text{кр еф}} \cdot i_{\text{дв}} \cdot t_{\Pi}}{M_{\text{кн}} \cdot L_{\Pi}} \cdot 10^6 = \frac{C_{\text{пкр еф}} \cdot P_{\text{кр еф}} \cdot i_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} \cdot V_{\Pi}} \cdot 10^6, \quad (8.22)$$

де $C_{\text{пкр еф}} \cdot P_{\text{кр еф}} \cdot i_{\text{дв}} \cdot t_{\Pi} = M_{\Pi}$ – кількість витраченого літаком палива за один політ.

До економічних критеріїв оптимізації відносяться декілька. Вони виражаються в абсолютних або відносних грошових витратах. Наприклад, в останні роки усе частіше використовують найзагальніший критерій, за допомогою якого враховують усі витрати коштів на розробку двигуна та літака $S_{\text{дкр}}$, вироблення S , експлуатацію $S_{\text{екс}}$, а також капітальні витрати коштів на літако-двигунний парк та наземні засоби $S_{\text{кап}}$. Він складає вартість життєвого циклу літака: $S_{\text{жц}} = S_{\text{дкр}} + S + S_{\text{екс}} + S_{\text{кап}}$.

Розрахункову собівартість перевезень можна отримати, якщо витрати на вироблення та експлуатацію літака з двигунами розділити на продуктивність літака (за умови його повного навантаження в усіх польотах за ресурс τ):

$$a = \frac{S + S_{\text{екс}}}{M_{\text{кн}} \cdot V_{\text{п}} \cdot \tau} \quad (8.23)$$

А якщо розділити вартість життєвого циклу літака на його продуктивність, то отримаємо наведені витрати з урахуванням дослідно-конструкторських робіт (ДКР).

Таким чином, більшість критеріїв оптимізації двигуна на літаку виражаються за допомогою маси двигуна та палива або комерційного навантаження, максимум якого відповідає мінімуму сумарної маси палива і двигуна. Отже, існує зв'язок усіх критеріїв оптимізації з сумарною питомою масою палива і двигуна γ_{Σ} , тобто функція

$\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, T_{\Gamma}^*, m, \pi_{\text{вп}}^*)$ є основою більшості критеріїв ефективності літака, які використовують для оптимізації параметрів двигуна. Оскільки температуру газу T_{Γ}^* задають на рівні технічної досконалості двигуна, а оптимізація $\pi_{\text{вп}}^*$ за допомогою критеріїв ефективності літака та критеріїв ефективності двигуна (3.41) дає приблизно однакові результати, то ці змінні (T_{Γ}^* , $\pi_{\text{вп}}^*$) з аналізу вилучаються, а залишається залежність

$\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m)$, загальний вигляд якої показано на рис. 8.9.

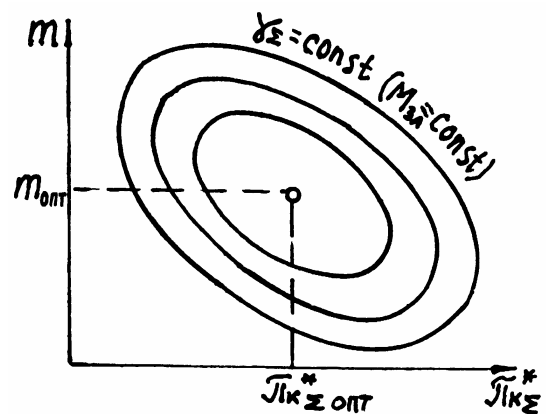


Рис. 8.9. Область доцільних параметрів $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ і m за критерієм γ_{Σ}

Порівняння оптимальних областей параметрів $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ і m ТРДД за різними критеріями показано на рис. 8.10. З рисунка видно, що оптимальні параметри $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ і m за критеріями a , γ_{Σ} і $C_{\text{пТК}}$ суттєво менші, ніж за критерієм $C_{\text{п}}$, який враховує лише витрату палива. Різниця в областях, наприклад, за критеріями a і $C_{\text{п}}$, пояснюється тим, що вартість 1 кг палива у декілька тисяч разів менша за вартість 1 кг маси двигуна з урахуванням його виготовлення.

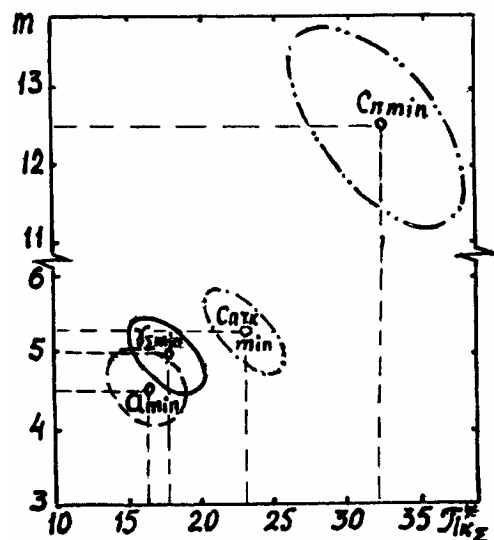


Рис. 8.10. Залежність оптимальних областей за різними критеріями ($H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$, $T_{\Gamma \text{кр}}^* = 1240$ К)

Необхідно зазначити, що області оптимальних параметрів залежать від T_{Γ}^* . Наприклад, зі збільшенням T_{Γ}^* у формулі (8.19) для γ_{Σ} перший доданок зростає або змінюється мало

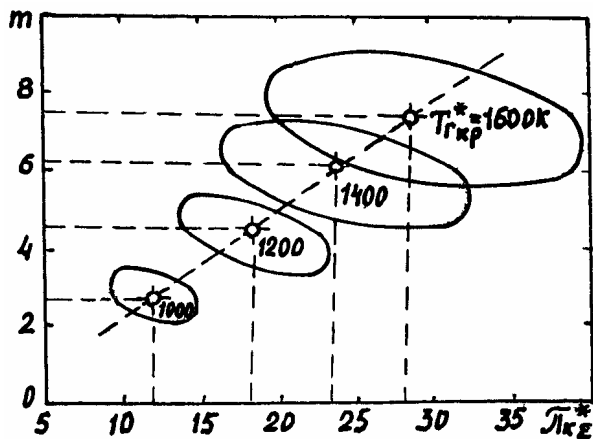


Рис. 8.11. Вплив $T_{Гкр}^*$ на області оптимальних параметрів $\pi_{кΣ}^*$ і m за критерієм γ_{Σ} ($H = 11$ км, $M_{П} = 0,8$)

(залежно від m), а другий – зменшується, внаслідок чого оптимальні параметри $\pi_{кΣ}^*$ і m збільшуються (рис. 8.11).

Аналогічно на оптимальні параметри $\pi_{кΣ}^*$ і m у формулі (8.19) для γ_{Σ} впливає і тривалість польоту (або дальність), що приводить до зростання оптимальних параметрів. Таким чином, області найвигідніших параметрів $\pi_{кΣ}^*$ і m залежать від критеріїв оптимізації, температури газу перед турбіною і тривалості (дальності) польоту літака.

Для визначення маси планера і двигуна у зазначених вище рівняннях на етапі передескізного вибору параметрів використовують статистичні дані та деякі попередні розрахунки. Маса конструкції планера в основному складається із маси фюзеляжу та крила, які, у свою чергу, визначаються розрахунковим навантаженням (вагою літака $G = gM_{3Л}$) та площею крила S , тобто

$$M_{ПЛ} = a'G + b'S, \quad \text{або} \quad \bar{M}_{ПЛ} = a + \frac{b}{G/S}, \quad (8.24)$$

де G/S – питоме навантаження на крило.

Маса силової установки складається з мас двигуна, гондоли, агрегатів тощо:

$$M_{су} = k_{су} M_{ДВ}^F \Sigma F_B,$$

де $k_{су} = 1,4 \dots 1,6$ для дозвукових літаків; $M_{ДВ}^F$ – лобова маса двигуна, що приходить на 1 м^2 площі входу у двигун; ΣF_B – сумарна площа входу в усі двигуни на літаку. Якщо ліву та праву частини формули розділити на вагу літака $G = gM_{3Л}$, то отримаємо

$$\bar{M}_{су} = g k_{су} \frac{M_{ДВ}^F \Sigma F_B / S}{G/S}. \quad (8.25)$$

Тут питоме навантаження на крило G/S та відносний розмір силової установки $\Sigma F_B / S$ називають параметрами узгодження розмірів літака та силової установки.

Якщо відносні маси планера (8.24) та силової установки (8.25) підставити у формулу теоретичної дальності (8.16), то її залежність від параметрів узгодження набуває вигляду (рис. 8.12)

$$L_{теор} = \frac{KV_{П}}{gC_{П}} \ln \frac{1}{a + \frac{b}{G/S} + g k_{су} \frac{M_{ДВ}^F \Sigma F_B / S}{G/S} + \bar{M}_{кн}}. \quad (8.26)$$

На цьому рисунку видно наявність максимуму поверхні, що дозволяє оптимізувати параметри узгодження двигуна та планера за допомогою критерію $L_{\text{теор}}$.

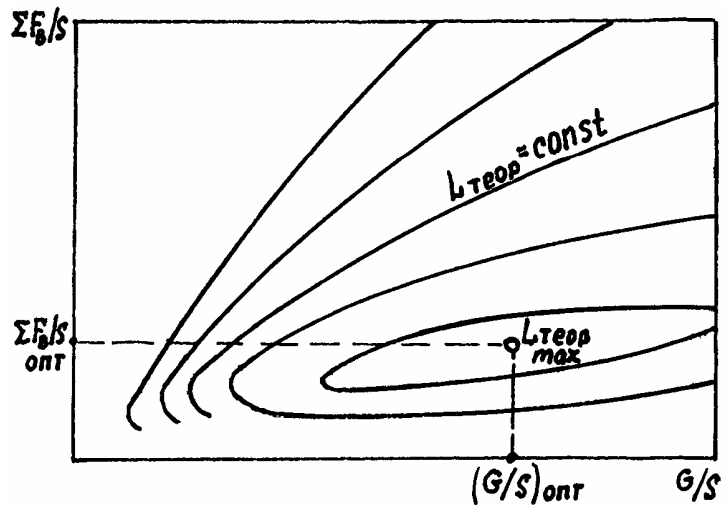


Рис. 8.12. Залежність $L_{\text{теор}}$ від параметрів узгодження G/S і $\Sigma F_B/S$

Звичайно у технічному завданні на розробку пасажирського або транспортно-го літака вказують дальність або швидкість польоту, кількість пасажирів або комерційне навантаження, тобто можна вважати, що форма та розміри фюзеляжу, а отже, і маса його конструкції $M_{\text{пл}}$ є заданими величинами. У цьому випадку $M_{\text{пл}}$ залежатиме головним чином від площі крила S . А оскільки проектування двигуна і літака доцільно здійснювати паралельно, то оптимальне значення S або G/S необхідно визначати одночасно з вибором оптимальних розмірів двигуна ΣF_B або $\Sigma F_B/S$.

Проаналізуємо детальніше залежність теоретичної дальності від параметрів узгодження з урахуванням характеристик літака і двигуна. Аеродинамічна якість планера із заданим питомим навантаженням на крило G/S залежить від величини $\Sigma F_B/S$ та режиму роботи двигуна. Величина лобового опору C_X звичайно визначається формулою

$C_X = C_{X0} + A \cdot C_Y^2$ – полярою літака. Це рівняння являє собою аеродинамічну характеристику літака (точніше, її робочу ділянку). Більш загальний вигляд поляри літака для сталих швидкостей польоту $M_{\text{пл}} = \text{const}$ показано на рис. 8.13. Тут є деякі характерні точки, зокрема: точка максимального коефіцієнта піднімальної сили літака $C_{Y \text{ max}}$ з критичним кутом атаки $\alpha_{\text{кр}}$; точка мінімального коефіцієнта лобового опору літака $C_{X \text{ min}}$ з відповідним кутом атаки α^* та коефіцієнтом піднімальної сили C_Y^* ; точка максимальної аеродинамічної якості K_{max} з відповідними найвигіднішими значеннями $\alpha_{\text{нв}}$ і $C_{Y \text{ нв}}$. Загальний вигляд поляри:

$C_X = C_{X \text{ min}} + A(C_Y - C_Y^*)^2$, де звичай-

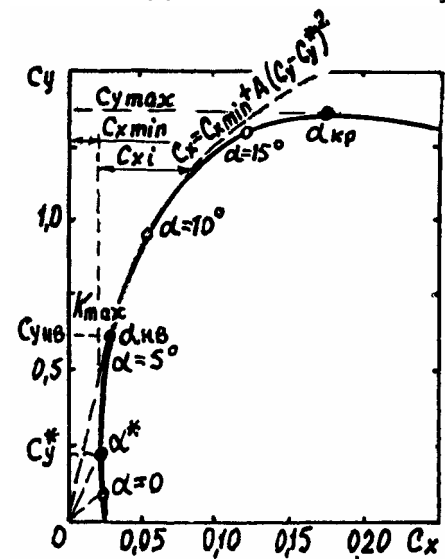


Рис. 8.13. Поляри літака

но $C_y^* = 0 \dots 0,4$; $A(C_y - C_y^*)^2 = C_{xi}$ – коефіцієнт індуктивного лобового опору, зумовленого наявністю піднімальної сили. У випадку горизонтальної симетрії літака (коли $\alpha^* = 0$ і, відповідно, $C_y^* = 0$) рівняння поляри набуває симетричного вигляду відносно осі абсцис: $C_x = C_{x0} + A \cdot C_y^2$. Кут нахилу прямої лінії, яка з'єднує початок координат з будь-якою з точок на полярі, характеризує аеродинамічну якість літака $K = C_y / C_x$ у цій точці поляри. Максимальна аеродинамічна якість відповідає максимальному нахилу такої прямої і може бути знайдена шляхом розв'язання рівняння, отриманого за умови $\partial K / \partial C_y = 0$ з подальшими підстановками. Так, для симетричної поляри:

$$\frac{\partial K}{\partial C_y} = \frac{\partial \left(\frac{C_y}{C_{x0} + A C_y^2} \right)}{\partial C_y} = 0; \quad C_{x0} - A C_y^2 = 0;$$

$$C_y K_{\max} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}; \quad K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{A C_{x0}}}.$$

На малих швидкостях польоту $C_{x0} = 0,012 \dots 0,016$ для легких спортивних літаків; $C_{x0} = 0,014 \dots 0,015$ для пасажирських і транспортних літаків; $C_{x0} = 0,018 \dots 0,020$ для високоманеврених надзвукових літаків. Коефіцієнт відвалу поляри A для малих M_{Π} визначається подовженням крила $\lambda = L^2 / S$:

$$A_0 = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{зв}},$$

де $\lambda_{зв} = \lambda / (1 + S_{\text{пф}} / S)$ – зведене подовження; L – розмах крила; $S_{\text{пф}}$ – поверхня крила, зайнята фюзеляжем.

Для великих дозвукових і надзвукових швидкостей польоту вигляд поляри літака суттєво залежить від швидкості польоту тому, що з'являється так званий хвильовий опір $C_{x \text{ хв}}$, і тоді

$$C_x = C'_{x0} + C_{xi} + C_{x \text{ хв}} = C_{x0} + C_{xi},$$

де $C_{x0} = C'_{x0} + C_{x \text{ хв}}$, а для малих M_{Π} $C_{x0} = C'_{x0}$.

Швидкість польоту суттєво впливає на величину $C_{y \text{ max}}$:

$$C_{y \text{ max}} = C_{y \text{ max } 0} \cdot e^{-0,5 M_{\Pi}},$$

де для малих M_{Π} $C_{y \text{ max } 0} = 1,2 \dots 1,6$, а для крил з механізацією $C_{y \text{ max } 0} = 2,4 \dots 2,6$.

Щоб показати вплив чисел M_{Π} на аеродинамічну характеристику літака, зручно користуватися не сіткою поляр для різних M_{Π} , а залежностями $C_{X0} = f(M_{\Pi})$ і $A = f(M_{\Pi})$ (рис. 8.14).

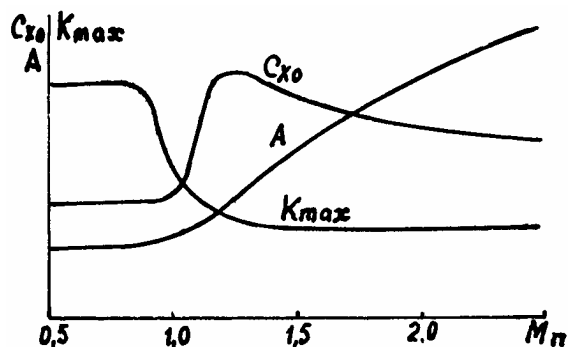


Рис. 8.14. Загальний вигляд залежностей C_{X0} , A і K_{\max} від M польоту

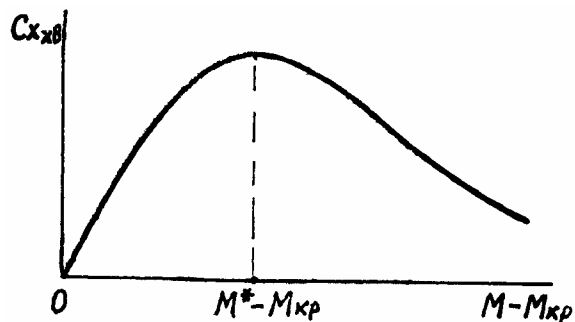


Рис. 8.15. Залежність $C_{X_{xv}}$ від M_{Π}

Хвильову складову аеродинамічного опору звичайно описують рівнянням (рис. 8.15)

$$C_{X_{xv}} = a(M - M_{кр})^c \cdot e^{-b(M - M_{кр})},$$

де $M_{кр} = 0,8 \dots 0,9$; $c/b = M^* - M_{кр}$; $M^* = 1,2 \dots 1,3$.

$$\text{Для } M_{кр} < M < 1,8 \quad A = A_0 + (0,4 - A_0) \frac{M - M_{кр}}{1,8 - M_{кр}},$$

а для $M > 1,8 \quad A = 0,26726 \sqrt{M_{\Pi}^2 - 1}$.

У крейсерському польоті тяга силової установки $P_{cy} = P_F \cdot \Sigma F_B$, необхідна для забезпечення усталеного режиму польоту, дорівнює лобовому опору літака

$$X = C_X \frac{\rho V_{\Pi}^2}{2} S = 0,7 C_X \cdot M_{\Pi}^2 \rho_H S$$

і залежно від умов польоту набуває загального вигляду, показаного на

рис. 8.16. Звідси $C_X = \frac{P_{F3B} \cdot \Sigma F_B / S}{0,7 M_{\Pi}^2}$,

де $P_{F3B} = P_F / \rho_H$ – зведена лобова тяга двигуна (відносно атмосферного тиску). Тоді аеродинамічну якість планера можна подати у вигляді

$$K = \frac{C_Y}{C_X} = \frac{\sqrt{\frac{P_{F3B} \Sigma F_B / S}{0,7 M_{\Pi}^2} - C_{X0}}}{\frac{P_{F3B} \Sigma F_B / S}{0,7 M_{\Pi}^2} \sqrt{A}}$$

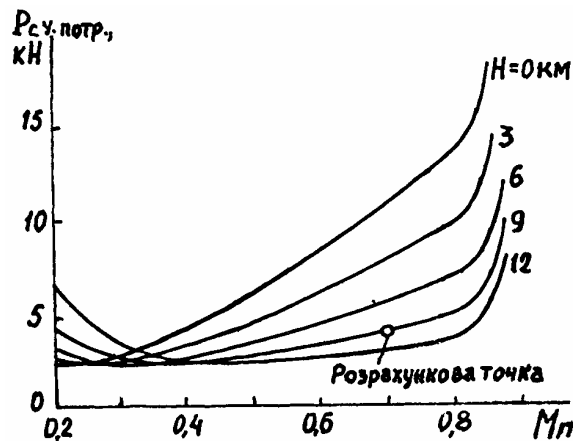


Рис. 8.16. Залежність $P_{cy \text{ потр}}$ від H і M_{Π}

Згідно з полярою літака (рис. 8.13) загальний вигляд залежності $K = f(P_{\text{сузв}})$, де $P_{\text{сузв}} = P_{\text{Fзв}} \cdot \Sigma F_{\text{В}} \sim C_{\text{Х}}$ для $M_{\text{П}} = \text{const}$, показано на рис. 8.17, а [51].

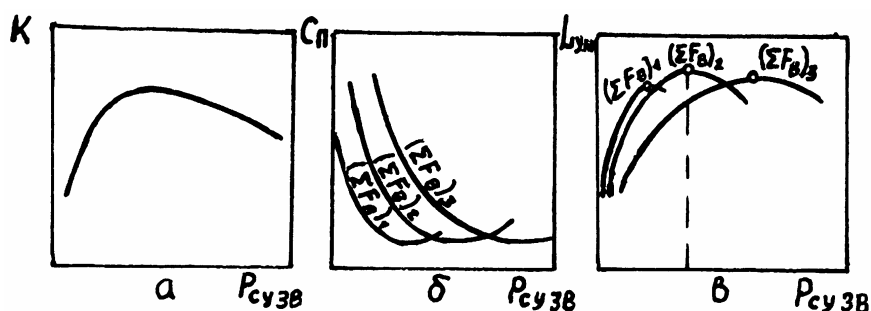


Рис. 8.17. Вплив зведеної тяги силової установки на якість планера K , питому витрату палива $C_{\text{П}}$ та умовну дальність польоту $L_{\text{УМОВ}}$

Необхідно зазначити, що лобову тягу двигуна P_{F} можна розглядати як аналог питомої тяги $P_{\text{П}}$, якщо мати на увазі, що площа входу у двигун $F_{\text{В}}$ визначається витратою повітря G крізь неї. Лобова тяга у цьому випадку залежить від ступеня дроселювання двигуна, тобто від режиму його роботи. Тоді дросельні характеристики силової установки з різними площами входу мають вигляд, показаний на рис. 8.17, б. Порівнюючи позиції а і б на рис. 8.17, можна відзначити, що у випадку малих розмірів силової установки $(\Sigma F_{\text{В}})_1$ літака його аеродинамічна якість буде малою, тому що сумарна тяга установки недостатня для подолання лобового опору літака з кутами атаки, близькими до забезпечення K_{max} . Тоді політ здійснюється на меншій висоті з меншими кутами атаки. Для установки великих розмірів $(\Sigma F_{\text{В}})_3$ тяга, яка відповідає $C_{\text{П min}}$ на дросельній характеристиці, значно більше тієї, для якої досягається K_{max} . Тоді політ здійснюється на більшій висоті з кутами атаки, які перевищують кут, що відповідає K_{max} , тобто збільшення параметрів силової установки призводить до зменшення аеродинамічної якості одночасно з погіршенням масових характеристик установки і літака у цілому. Найвища паливна економічність силової установки літака відповідає максимуму умовної дальності польоту $L_{\text{УМОВ}} = KV_{\text{П}}/gC_{\text{П}}$ і досягається при проміжному розмірі силової установки $(\Sigma F_{\text{В}})_2$ (рис. 8.17, в). У цьому випадку $K = K_{\text{max}}$. Але теоретична дальність польоту буде максимальною при розмірах, дещо менших від $(\Sigma F_{\text{В}})_2$, з урахуванням зменшення маси силової установки під знаком логарифма у формулі (8.26). У цьому випадку погіршення аеродинамічних характеристик літака буде обґрунтованим.

Таким чином, з'ясовано вплив параметра $\Sigma F_{\text{В}}/S$ на теоретичну дальність. Аналогічно можна пояснити вплив другого параметра узгодження G/S на $L_{\text{теор}}$, як це показано на рис. 8.12.

У деяких випадках розміри силової установки, визначені для крейсерського польоту за умови отримання максимальної дальності, не задовольняють, наприклад, вимоги щодо забезпечення злітного режиму із заданою довжиною розбігу. Тому з метою зменшення довжини розбігу за рахунок вибору відповідних значень параметрів узгодження літака $\Sigma F_B/S$ і G/S необхідно скористатися формулою

$$L_{\text{розб}} = \frac{1}{g C_{y_{\text{відр}}} \rho_{\text{СТ}} \Delta_{\text{Н/СТ}}} \cdot \frac{G/S}{P_F \cdot \frac{\Sigma F_B/S}{G/S} k_{V_{\text{CP}}} k_{\text{TP}} - f}, \quad (8.27)$$

де $\rho_{\text{СТ}} \Delta_{\text{Н/СТ}} = \rho_0$ – густина повітря з урахуванням її відхилення від стандартної величини $\rho_{\text{СТ}} = 1,22 \text{ кг/м}^3$; $k_{V_{\text{CP}}} = P_{V_{\text{CP}}}/P_{V=0}$ – коефіцієнт зменшення тяги зі швидкістю зльоту; $k_{\text{TP}} = P_{\text{Н/СТ}}/P_{\text{МСА}}$ – коефіцієнт зміни тяги для нестандартних атмосферних умов; f – зведений коефіцієнт опору (тертя та аеродинамічного опору при розбігу літака).

У розрахунках звичайно приймають: $\Delta_{\text{Н/СТ}} = 0,91$; $k_{\text{TP}} = 0,85 \dots 0,9$; $k_{V_{\text{CP}}} = 0,97$ – для ТРД, ТРДФ та ТРДДФ і $k_{V_{\text{CP}}} = 0,93 \dots 0,95$ для ТРДД; $f = 0,04 \dots 0,05$ для аеродромів з бетонним покриттям.

Формулу довжини розбігу (8.27) легко отримати, скориставшись другим законом Ньютона або прирівнявши кінетичну енергію літака у момент відриву від злітної смуги до роботи сили тяги на розбіг:

$$(P_{\text{CY}} - X - F_{\text{TP}}) L_{\text{розб}} = \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{\text{відр}}^2}{2},$$

$$\text{де } P_{\text{CY}} = P_{\text{CY}}^F \cdot F_{\text{CY}}, \quad \text{або } \frac{P_{\text{CY}}}{G} = P_{\text{CY}}^F \cdot \frac{F_{\text{CY}}/S}{G/S}; \quad \frac{X + F_{\text{TP}}}{G} = f.$$

Крім того, сила тертя коліс літака визначається як добуток:

$$F_{\text{TP}} = f_{\text{TP}} \cdot (G - C_{y_{\text{розб}}} \frac{\rho V_{\text{CP}}^2}{2} S),$$

а умова відриву – формулою

$$G = Y_{\text{відр}} = C_{y_{\text{відр}}} \frac{\rho V_{\text{відр}}^2}{2} S,$$

з якої випливає

$$\frac{V_{\text{відр}}^2}{2} = \frac{G/S}{\rho C_{y_{\text{відр}}}}.$$

Для урахування атмосферних умов використовують поправки, зазначені вище.

Якщо задано довжину розбігу на зльоті літака з відомою величиною G/S , то відносні розміри силової установки визначають так:

$$\frac{\Sigma F_B}{S} = \frac{G/S}{P_F \cdot k_{V_{cp}} \cdot k_{tp}} \left(\frac{G/S}{g \rho C_{y_{відр}} \Delta H / c_T L_{розб}} + f \right).$$

На рис. 8.18 штриховими кривими та лінією з обмеженням показано загальний вигляд залежності $\Sigma F_B/S = f(G/S)$ для заданих довжин розбігу ($L_{розб} = \text{const}$), а суцільними – лінії $L_{теор} = \text{const}$. Для забезпечення зльоту літака зі злітно-посадочної смуги заданої довжини можуть бути такі випадки. Якщо задано навантаження на крило $(G/S)_1$, то необхідно збільшувати розміри силової установки до величини $(\Sigma F_B/S)_3$, а отже, і її масу з відповідним скороченням дальності польоту на величину ΔL_1 через зменшення запасу палива на літаку і збільшення сили

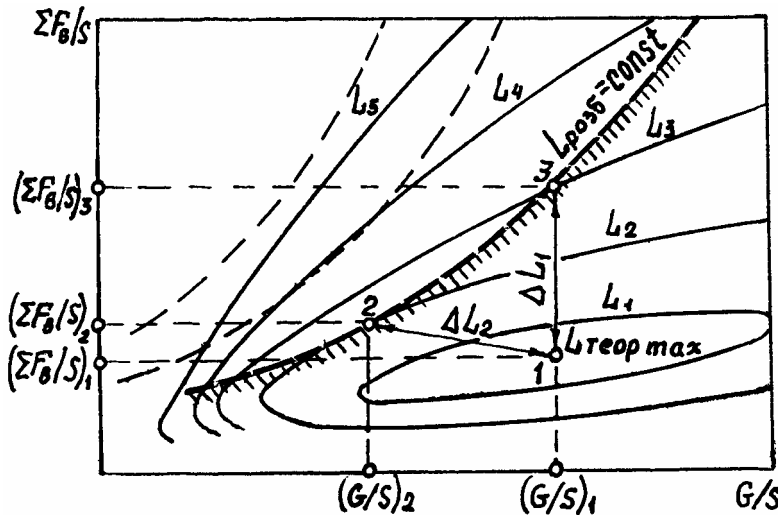


Рис. 8.18. До вибору параметрів узгодження $\Sigma F_B/S$ і G/S за умови $L_{теор max}$ з обмеженням $L_{розб}$

лобового опору. Крім того, може з'ясуватися, що двигун для крейсерського польоту у цьому випадку матиме збільшені розміри і, відповідно, працюватиме на гілці дросельної характеристики з гіршою паливною економічністю, що призведе до додаткового зменшення дальності польоту. Ці втрати дальності ΔL_1 можна зменшити до величини ΔL_2 , якщо одночасно змінювати обидва параметри $\Sigma F_B/S$ і G/S до значень $(\Sigma F_B/S)_2$ і $(G/S)_2$. Літак з параметрами узгодження $(G/S)_1$ і $(\Sigma F_B/S)_1$ забезпечує максимально можливу теоретичну дальність польоту, але не може злетіти зі смуги із заданою довжиною розбігу.

Інший шлях ліпшого узгодження характеристик двигуна та літака у крейсерському польоті та на режимі зльоту полягає у відповідному виборі розрахункового режиму двигуна та доцільної програми регулювання з дроселюванням.

Оскільки зліт і крейсерський політ відрізняються умовами і режимами роботи двигуна, то необхідно проаналізувати співвідношення відповідних тяг. Для визначення ступеня дроселювання двигуна з використанням його дросельної характеристики, а також з урахуванням висотно-швидкісних характеристик використовують зв'язок його злітної тяги з крейсерською, що забезпечують, відповідно, зліт літака та його крейсерський політ, як це викладено вище.

Якщо злітну тягу двигуна $P_{3Л}$ записати через тягоозброєність літака на зльоті $r_{3Л}$, кількість двигунів на літаку i та злітну масу $M_{3Л}$ як

$$P_{3Л} = r_{3Л} g M_{3Л} / i,$$

тяги двигуна у кінці розбігу з відривом літака від землі $P_{Відр}$ при $M_{П} = 0,2 \dots 0,25$ з використанням швидкісної характеристики – як відносну тягу

$$\bar{P}_{Відр} = P_{Відр} / P_{3Л} = r_{Відр} / r_{3Л}$$

і крейсерську тягу $P_{кр}$ – через якість літака K та його масу на початку крейсерського польоту на висоті H з урахуванням витрати палива на зльоті та наборі висоти $\bar{M}_{кр} = M_{кр} / M_{3Л} = 0,95 \dots 0,96$:

$$P_{кр} = g M_{кр} / i K,$$

то можна отримати зв'язок тяг

$$\bar{P}_{кр} = \frac{P_{кр}}{P_{3Л}} = \frac{\bar{M}_{кр}}{K \cdot r_{3Л}}$$

або

$$\bar{P}'_{кр} = \frac{P_{кр}}{P_{Відр}} = \frac{\bar{M}_{кр}}{K \cdot r_{Відр}} = \frac{\bar{M}_{кр}}{K \cdot r_{3Л} \bar{P}_{Відр}}.$$

Тут $\bar{P}_{Відр}$ визначається швидкісною характеристикою двигуна для $H = 0$ і залежить від m і $T_{Г}^*$ (рис. 8.19) [50], а $\bar{P}_{кр}$, по суті, залежить від параметрів літака K і $r_{3Л}$, тобто відносна крейсерська тяга змінюється обернено пропорційно аеродинамічній якості літака та його злітній тягоозброєності (рис. 8.20). Наприклад, якщо задана потрібна тягоозброєність літака з $K = 16$ при відриві від злітної смуги $r_{Відр} = 0,22$,

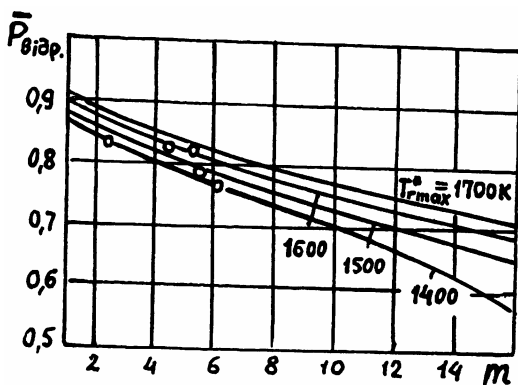


Рис. 8.19. Залежність відносної тяги відриву ТРДД від m і $T_{Г}^*$ ($M_{П} = 0,2$; $T_{Н} = 303$ К; $\pi_{к\Sigma}^* = 35$)

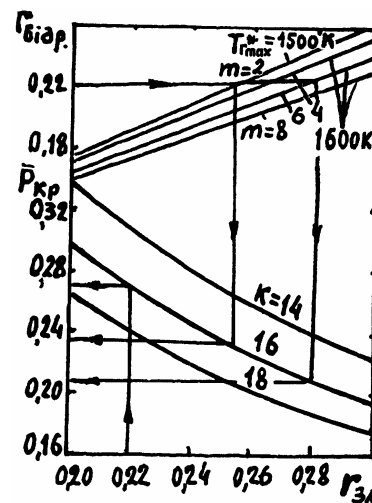


Рис. 8.20. Залежність $P_{кр}$ від тягоозброєності ($M_{Пкр} = 0,85$; $\pi_{к\Sigma}^* = 27 \dots 35$)

то для $m = 2$ і $T_{Г}^* = 1500$ К злітна тягоозброєність $r_{зл} = 0,253$, а потрібна відносна крейсерська тяга $\bar{P}_{кр} = 0,238$. Для двигуна з $m = 6$ і $T_{Г}^* = 1600$ К у цьому випадку отримуємо $r_{зл} = 0,28$ і $\bar{P}_{кр} = 0,21$. Але для обох двигунів $\bar{P}'_{кр} = 0,27$. Отже, для заданої тягоозброєності при відриві літака від землі ($M_{П} = 0,2 \dots 0,25$) його злітна тягоозброєність (для $M_{П} = 0$) збільшується зі зростанням ступеня двоконтурності двигуна, а відносна крейсерська тяга, віднесена до злітної, зменшується. Потрібне для літака відношення тяг двигуна можна також забезпечити відповідною зміною температури газу перед турбіною $\bar{T}_{Г кр}^* = T_{Г кр}^* / T_{Г зл}^*$ залежно від ступеня двоконтурності m (рис. 8.21).

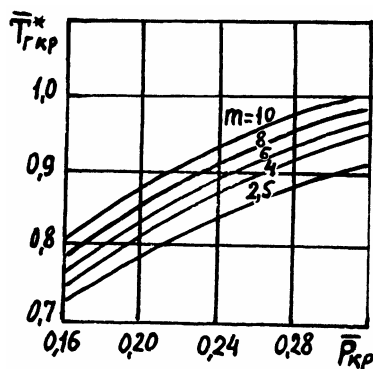


Рис. 8.21. Залежність відносної крейсерської температури $\bar{T}_{Г кр}^*$ від крейсерської тяги $\bar{P}_{кр}$ і ступеня двоконтурності m ($M_{П кр} = 0,85$, $T_{Н} = 216,5$ К; $M_{П зл} = 0$, $T_{Н} = 303$ К, $p_{Н} = 0,975 \cdot 10^5$ Па)

Поряд з вибором оптимальних параметрів робочого процесу двигуна ($\pi_{к\sigma}^*$, $T_{Г}^*$, m , $\pi_{вп}^*$) і його програми регулювання з метою узгодження силової установки з літаком використовують також параметри літака: G/S , відносну довжину крила, його звуження та інші.

Викладена концепція одночасної «закладки» двигуна і літака з метою їх «інтеграції» крім переваг має один суттєвий недолік, спричинений різною тривалістю створення двигуна і літака. У зв'язку з тим, що час створення двигуна у 2-3 рази перевищує термін розробки літака, доводка двигуна з великими переробками виконується вже при експлуатації на літаках. Наприклад, у 80-ті роки через прогар корпусу камери згоряння двигуна TF-30 довелося замінити корпуси на 2500 двигунах літаків F-111, що експлуатувалися. Ось чому в останні роки розповсюджується поетапна методологія створення двигунів на основі випереджаючого науково-технічного напрацювання кожної двигунобудівної фірми (перспективних газогенераторів, двигунів-демонстраторів, нових технічних рішень).

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1979. – 246 с.
2. Авиационные газотурбинные вспомогательные силовые установки / А.М. Поляков, Ю.И. Шальман, В.И. Кричакин и др. – М.: Машиностроение, 1978. – 200 с.
3. Авиационные силовые установки. Системы и устройства / Н.Т. Домотенко, А.С. Кравец, Г.А. Никитин и др. – М.: Транспорт, 1976. – 312 с.
4. Автоматизированные испытания в авиастроении / Р.И. Адгамов, М.М. Берхеев, И.А. Заляев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 232 с.
5. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1968. – 228 с.
6. Ахметзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
7. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. – М.: Оборонгиз, 1962. – 794 с.
8. Бочкарев С.К., Кулагин В.В., Лукачев В.П. Анализ термогазодинамического состояния серийных ГТД по результатам контрольно-сдаточных испытаний // Испытания авиационных двигателей: Межвуз. сб. – Уфа: УАИ. – 1979. – Вып. 7. – С. 78-85.
9. Газотурбінні двигуни літальних апаратів: Підручник / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, О.В. Мамлюк / За ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вища школа, 2000. – 319 с.
10. Герасименко В.П., Ершов В.Н. Рабочие процессы и характеристики авиационных двигателей. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1986. – 114 с.
11. Герасименко В.П. К определению оптимальных параметров ТРДД. // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1988. – Вып.6. – С. 136-137.
12. Герасименко В.П. Математические методы планирования испытаний ВРД. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1982. – 108 с.
13. Герасименко В.П., Никишов А.А. Проектирование камер сгорания газотурбинных двигателей. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1999. – 88 с.
14. Герасименко В.П. Системы и агрегаты авиационных ГТД. Специальные двигатели. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1987. – 92 с.
15. Деякі заходи щодо удосконалення газотурбінних приводів в газоперекачувальних агрегатах / В.П. Герасименко, С.О. Саприкін, О.Л. Портянко, А.С. Мандра, Т.М. Нурмухаметов // Авиационно-

- космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2000. – Вып. 19. – С. 55-58.
16. Ершов В.Н. Неустойчивые режимы турбомашин. Вращающийся срыв. – М.: Машиностроение, 1966. – 180 с.
 17. Зуев В.С., Макарон В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. – М.: Машиностроение, 1971. – 368 с.
 18. Иностранные авиационные и ракетные двигатели (по данным иностранной печати). – М.: ЦИАМ, 1967. – 544 с.; 1971. – 698 с.; 1975. – 281 с.; 1978. – 323 с.; 1981. – 298 с.; 1984. – 320 с.; 1987. – 320 с.; 1992. – 286 с.
 19. Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение. Т. 4. Машинное проектирование двигательных установок летательных аппаратов. – М.: ВИНТИ, 1977. – 222 с.
 20. Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение. Т. 12. Ю.П. Струков. Мировое самолетостроение. – М.: ВИНТИ, 1991. – 285 с.
 21. Итоги науки и техники. Сер. Турбостроение. Т. 3. Э.А Манушин. Газотурбинные двигатели колесных и гусеничных машин. – М.: ВИНТИ, 1984. – 132 с.
 22. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей. Теория лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1983. – 217 с.
 23. Канило П.М. Токсичность ГТД и перспективы применения водорода. – К.: Наук. думка, 1982. – 140 с.
 24. Канило П.М., Подгорный В.Н., Христин В.А. Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. – К.: Наук. думка, 1987. – 224 с.
 25. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1969. – 512 с.
 26. Колодочкин В.П. Воздушно-реактивные двигатели сверхзвуковых многорежимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 132 с.
 27. Кулагин В.В. Теория газотурбинных двигателей: Учебник. В 2 кн. – М.: МАИ, 1994. – Кн 1. Анализ рабочего процесса, выбор параметров и проектирование проточной части. – 264 с. Кн 2. Совместная работа узлов, характеристики и газодинамическая доводка выполненного ГТД. – 304 с.
 28. Кулагин И.И. Теория газотурбинных реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1969. – 512 с.
 29. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. – М.: Машиностроение, 1977. – 216 с.
 30. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.

31. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
32. Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. – М.: Машиностроение, 1969. – 380 с.
33. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1981. – 124 с.
34. Нечаев Ю.Н. Входные устройства сверхзвуковых самолетов. – М.: Воениздат, 1963. – 140 с.
35. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для много-режимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
36. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА, 1990. – 704 с.
37. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей: В 2 ч. – М.: Машиностроение, 1977. – Ч.1. – 312 с.; 1878. – Ч.2. – 334 с.
38. Никонова И.А., Шепель В.Т. Технико-экономическая эффективность авиационных ГТД в эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1989. – 200 с.
39. Образование и разложение загрязняющих веществ в пламени / Под ред. Н.А. Чигир. – М.: Машиностроение, 1981. – 407 с.
40. Основы автоматизированного проектирования двигателей летательных аппаратов / О.В. Хронин, В.Н. Баулин, Ю.П. Кирпикин и др. – М.: Машиностроение, 1984. – 184 с.
41. Павленко В.Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. – М.: Машиностроение, 1972. – 284 с.
42. Письменный И.Л. Многочастотные нелинейные колебания в газотурбинном двигателе. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.
43. Пономарев Б.А. Двухконтурные турбореактивные двигатели. – М.: Воениздат, 1973. – 133 с.
44. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. – М.: Оборонгиз, 1982. – 240 с.
45. Попуга А.И. Малоразмерные ГТУ с регенерацией тепла на базе узлов авиационных двигателей // Прогресс. Технология. Качество. Тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины с иностранным участием. – К. – Х. – Рыбачье, 1997. – С. 192-196.
46. Реактивные двигатели: Пер. с англ. / Под ред. О.Е. Ланкастера. – М.: Воениздат, 1962. – 668 с.
47. Снижение шума самолетов и реактивных двигателей / Под ред. А.М. Мхитаряна. – М.: Машиностроение, 1975. – 264 с.

48. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975. – 216 с.
49. Талантов А.В. Горение в потоках. – М.: Машиностроение, 1978. – 160 с.
50. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменчонок, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
51. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
52. Терещенко Ю.М., Капітанчук К.І. Теорія авіаційних газотурбінних двигунів. – К.: Київ. ін-т військово-повітряних сил, 1997. – 464 с.
53. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок / В.М. Дорофеев, В.Г. Маслов, Н.В. Первышин и др. – М.: Машиностроение, 1973. – 144 с.
54. Транспортные машины с газотурбинными двигателями / Н.С. Попов, С.П. Изотов, В.В. Антипов и др.; Под ред. Н.С. Попова. – Л.: Машиностроение, 1987. – 259 с.
55. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
56. Туф. Модель расчета выбросов воздушных, быстрых и топливных окислов азота из газотурбинных установок // Энергетические машины и установки. – 1988. – № 3. – С. 91-100.
57. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
58. Холщевников К.В. Согласование параметров компрессора и турбины в авиационных газотурбинных двигателях. – М.: Машиностроение, 1965. – 200 с.
59. Христич В.А., Тумановский А.Г. Газотурбинные двигатели и защита окружающей среды. – К.: Техніка, 1983. – 144 с.
60. Черкасов Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 374 с.
61. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. – М.: Машиностроение, 1965. – 356 с.
62. Чуюн Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.
63. Югов О.К., Селиванов О.Д., Дружинин Л.Н. Оптимальное управление силовой установкой самолета. – М.: Машиностроение, 1978. – 204 с.
64. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
65. Янкин В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. – М.: Машиностроение, 1976. – 168 с.

ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА	3
ОСНОВНІ УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ	4
ВСТУП	8
1. ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ТЕОРІЇ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ	10
1.1. Класифікація та принципи роботи авіаційних двигунів	10
1.2. Термодинамічний цикл ТРД	14
1.3. Тяга реактивного двигуна	17
1.4. Реверсування тяги	20
1.5. Потужність ТГД, ТВад і принцип приєднання маси повітря ..	21
1.6. Питомі параметри та ККД двигуна	22
2. ВУЗЛИ ГТД ТА ПРОЦЕСИ, ЯКІ В НИХ ВІДБУВАЮТЬСЯ	25
2.1. Вхідні пристрої	25
2.2. Компресори та їх характеристики	38
2.3. Процес підведення теплоти у камері згоряння	42
2.4. Турбіни та їх характеристики	48
2.5. Вихідні пристрої	52
2.6. Камери змішування потоків	56
3. ТЕРМОДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ ГТД	59
3.1. Залежність ефективної роботи, питомих параметрів і ККД ТРД від параметрів циклу	60
3.2. Вплив параметрів робочого процесу на питомі параметри ТРДФ	70
3.3. Особливості оптимізації параметрів циклу ППРД	74
3.4. Оптимальний розподіл енергії між контурами ТРДД	77
3.5. Особливості оптимізації ТРДД зі змішуванням потоків	84
3.6. Аналіз оптимального розподілу вільної роботи в ТГД	88
3.7. Енергетичний баланс ГТД	89
3.8. Оптимізація ГТД з регенерацією теплоти	91
4. СПІЛЬНА РОБОТА ЕЛЕМЕНТІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГТД	94
4.1. Спільна робота турбіни та реактивного сопла ТРД	94
4.2. Спільна робота компресора, камери згоряння та турбіни одновального ТРД	96
4.3. Спільна робота надзвукового повітрозабірника та компресора	101

4.4. Вплив регулювання на лінію робочих режимів одновального ТРД	102
4.5. Спільна робота турбокомпресорів двовального ТРД	103
4.6. Особливості спільної роботи турбокомпресорів двовального ТРДД з окремими контурами	109
4.7. Спільна робота елементів одновального ТГД	111
4.8. Спільна робота елементів турбовального ГТД (ТВаД) з вільною турбіною	113
4.9. Математична модель і закони регулювання ТРД	115
5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ	119
5.1. Дросельні характеристики ТРД, ТРДФ і ТРДД	120
5.2. Дросельні характеристики ТГД та турбовальних двигунів ..	124
5.3. Швидкісні характеристики ТРД, ТРДФ, ТРДД і ТРДДФ	126
5.4. Швидкісна характеристика ТГД	132
5.5. Висотні характеристики ТРД і ТГД	134
5.6. Експлуатаційні обмеження на висотно-швидкісних характеристиках ГТД	136
5.7. Кліматичні характеристики та зведені параметри ГТД	138
6. ПЕРЕХІДНІ РЕЖИМИ РОБОТИ ГТД	139
6.1. Спільна робота елементів ТРД на перехідних режимах	139
6.2. Прийомистість та скид газу одновального ТРД	141
6.3. Особливості перехідних режимів двовальних ТРД і ТРДД ..	143
6.4. Особливості перехідних режимів ТГД та вертолїтних ГТД ...	145
6.5. Запуск ГТД	146
7. ПЕРСПЕКТИВНІ ТА СПЕЦІАЛЬНІ ДВИГУНИ	148
7.1. Підйомні та підйомно-маршові двигуни	148
7.2. Двигуни для великих надзвукових швидкостей польоту	152
7.3. Двигуни змінного робочого процесу	159
7.4. Гвинтовентиляторні двигуни	161
7.5. Допоміжні авіаційні ГТД	163
8. ДЕЯКІ ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД	167
8.1. Утворення шкідливих речовин у ГТД	167
8.2. Шум ГТД і заходи щодо його зниження	174
8.3. Оптимізація параметрів та експлуатаційних характеристик ГТД	178
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК	193

Навчальне видання

Герасименко Володимир Петрович

ТЕОРІЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Редактори: Н.М. Сікульська, Л.О. Кузьменко

Зв. план, 2003

Підписано до друку 24.10.2003

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 11,1. Обл.-вид. арк. 12,43. Наклад 250 прим. Замовлення 474. Ціна вільна

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>
Видавничий центр «ХАІ»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu