

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

О. І. Гаркуша

**ЗАГАЛЬНА БУДОВА
АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ**

Конспект лекцій

Харків «ХАІ» 2021

УДК 621.45.03(075.8)
Г-20

Р е ц е н з е н т и: канд. техн. наук, доц. С. В. Комар,
канд. техн. наук, доц. О. М. Литвяк

Гаркуша, О. І.

Г-20 Загальна будова авіаційних двигунів [Текст] : консп. лекцій /
О. І. Гаркуша. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського
«Харків. авіац. ін-т», 2021. – 88 с.

ISBN 978-966-662-830-8

Розглянуто основні технічні дані, принцип роботи й будову різних типів повітряно-реактивних двигунів, а також рідинних ракетних двигунів. Описано принцип роботи й будову базових компонентів ГТД (повітрозабірників, компресорів, камер згоряння, турбін і сопел). Матеріал подано для поглибленого самостійного вивчення теоретичного курсу.

Для студентів, які вивчають курси «Загальна будова авіаційних двигунів та енергетичних установок», «Конструкція авіаційних двигунів».

Іл. 69. Табл. 1. Бібліогр.: 5 назв

УДК 621.45.03(075.8)

© Гаркуша О. І., 2021
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2021

ISBN 978-966-662-830-8

ВСТУП

Прогрес в авіації в основному визначається прогресом авіаційних силових установок.

Реактивні двигуни (РД) сьогодні найбільш широко використовуються в авіаційних силових установках і в ракетній техніці. Вимоги до досконалості авіаційних двигунів при мінімальній масі і компактності постійно підвищуються й змушують модернізувати повітряно-реактивні двигуни (ПРД). Серед різноманіття різних типів ПРД у сучасній авіації переважають газотурбінні двигуни (ГТД). ГТД – теплові машини, що перетворюють хімічну енергію палива в кінетичну енергію реактивного струменя або в механічну енергію обертання вала. Особливість, якою відрізняються ГТД від інших типів двигунів, – це наявність газогенератора, що складається з компресора, камери згоряння і турбіни.

Крім газотурбінних двигунів у сучасній авіаційній техніці використовуються також пряموструминні повітряно-реактивні (ППРД) і рідинні ракетні двигуни (РРД).

ППРД є найбільш перспективними двигунами для літаків, що літають зі швидкостями польоту понад $M = 3$ і на висотах польоту 20...40 км. Оскільки ППРД не створюють необхідної тяги при зльоті, то літальні апарати, на яких встановлено ці двигуни, мають розганятися спеціальним літаком або застосовуватися в комбінації з ГТД або РРД.

При існуючих в авіації швидкостях польоту РРД значно менш економічні, ніж інші типи двигунів. Цим пояснюється їх обмежене застосування як основних двигунів на авіаційній техніці. РРД успішно застосовуються на різних ракетах і літальних апаратах у комбінації з ППРД і ГТД.

1. РОЛЬ ДВИГУНІВ В ІСТОРІЇ АВІАЦІЇ

Столітню історію моторної авіації, що почалася першими успішними польотами літака братів Райт 1903 року, можна поділити на два періоди:

- перший (сорокарічний) – панування літаків з поршневыми двигунами внутрішнього згоряння;

- другий (шістдесятирічний) – вступ у нову еру реактивної авіації.

Успішні польоти літака братів Райт стали можливими завдяки застосуванню легкого (для того часу) бензинового поршневого двигуна. Початок бурхливого розвитку авіації визначився значною мірою прогресом у розвитку поршневих двигунів, які в 40-ві роки минулого століття набули великої потужності й конструктивної досконалості.

Однак безперервні вимоги щодо збільшення швидкості й висоти польоту літаків до кінця Другої світової війни стали обмежуватися принциповими технічними можливостями гвинтомоторних установок на базі поршневих двигунів (ПД). Максимальні швидкості польоту, що становили 700...750 км/год на висотах 10 км, стали межею для літаків з такими двигунами. Ці обмеження спричинили такі принципи для ПД фактори:

1) швидке зниження тяги гвинта за швидкістю польоту;

2) обмеженість максимально досяжної потужності багаточиліндрових ПД реальними величинами до 3000 кВт (~ 4000 к. с.);

3) відносно великі маса й габарити ПД, що пов'язано насамперед з тактовою періодичністю робочого процесу, складністю конструкції кривошипно-шатунного механізму передавання потужності на вал гвинта та іншими особливостями.

Поява газотурбінних турбореактивних двигунів (ТРД) зняла ці обмеження. На відміну від ПД ТРД працюють за безперервним циклом, мають "прямий" газодинамічний тракт з великою витратою повітря, принципово просту роторну конструкцію і створюють тягу прямою реакцією без гвинта. Унаслідок цього було сильно зменшено габарити й масу двигунів, знято обмеження за тяговою потужністю, до того ж тяга ТРД збільшується зі збільшенням швидкості польоту. Авіація отримала якісно нові можливості для розвитку, зокрема для освоєння надзвукових швидкостей польоту.

На дозвукових транспортних літаках ПД спочатку були витіснені турбогвинтовими газотурбінними двигунами (ТГД), що мали істотно менші габарити й масу, а також можливість отримання великих потужностей. У сучасній "великій" транспортній авіації використовуються вже не ТГД, а швидкісні і більш досконалі двоконтурні турбореактивні двигуни прямої реакції (ТРДД). Поршневі двигуни нині використовуються в "малій" авіації і на невеликих вертольотах.

1.1. Початок застосування реактивних двигунів в авіації

Ідеї 20–30-х років про переваги реактивних двигунів в авіації привели в Англії, Німеччині та СРСР до розгортання досліджень зі створення експериментальних двигунів і літаків з реактивними двигунами, спочатку з рідинно-реактивними (РРД), а потім і з повітряно-реактивними (ПРД).

Першим реактивним літаком з РРД став літак німецької фірми «Хейнкель» Ні-176 (перший політ 20 червня 1939 р.).

1940 року в СРСР здійснено перший політ ракетопланера конструкції С. П. Корольова, а 1942 року – дослідного зразка ракетоплана БИ-1 конструкції О. Я. Березняка з пілотом Г. Я. Бахчиванджи.

Однак неекономічність ракетної установки та експлуатаційні труднощі призвели до закриття робіт щодо ракетоплана.

До цього часу були значні успіхи в розробленні ПРД в Англії і Німеччині.

Основоположником авіаційних ПРД вважається англійський інженер Френк Уїттл. Саме він першим розпочав проектування ТРД 1928 року (патент 1930 р.) і запустив свій перший ТРД 1937 року.

Основоположником робіт щодо ТРД у Німеччині був Ханс фон Охайн, який 1937 року запустив свій перший найпростіший ТРД, що складався з відцентрового компресора й доцентрової турбіни.

Літак фірми «Хейнкель» Ні-178 з двигуном фон Охайна став першим у світі літаком з ТРД, політ відбувся 27 серпня 1939 року.

В Англії перший політ реактивного літака з двигуном Уїттла відбувся 1941 року, а вже 1943 року було створено серійний реактивний винищувач "Метеор" фірми «Глостер», який успішно брав участь у бойових діях. Особливостями ТРД Уїттла були двосторонній відцентровий компресор та осьова газова турбіна. До виробництва двигунів були підключені великі фірми, зокрема «Роллс-Ройс», «Брістоль» та ін.

У Німеччині на фірмах «Юнкерс» і БМВ було розроблено перші ТРД з осьовими компресорами, а 1944 року побудовано серійний винищувач Мессершмітт-262, який через неполадки практично не використовувався у військових діях. Після війни в Німеччині розроблення реактивних двигунів припинилося.

У США в ці роки власних розробок ТРД не було, і двигуни виготовлялися за англійським прототипом. Згодом створення нових реактивних двигунів очолили найбільші двигунобудівні фірми «Дженерал-Електрик», «Пратт-енд-Вітні», «Аллісон».

Роботи зі створення повітряно-реактивних (ТРД, ППРД) і газотурбінних (ТГД) двигунів почалися в СРСР ще до Великої Вітчизняної війни, але були перервані через необхідність вирішення нагальних завдань розвитку бойової авіації. Відразу після закінчення війни потужна індустрія та науковий потенціал двигунобудування країни були переведені на освоєння і розроблення реактивних двигунів.

Біля витоків радянського реактивного авіадвигунобудування стояли видатні вчені Б. С. Стєчкин, А. М. Люлька, В. В. Уваров та ін.

Ще 1929 року академік Борис Сергійович Стєчкин розробив основи теорії повітряно-реактивного двигуна.

У 30-ті роки стали розроблятися конструктивні схеми ТРД і ТГД. Основоположником розробок турбореактивних двигунів у СРСР є академік, Генеральний конструктор Архип Михайлович Люлька. До робіт щодо ТРД А. М. Люлька приступив 1937 року. 1940 року було закінчено технічний проект і розпочато виготовлення турбореактивного двигуна РД-1. З початком війни роботу над двигуном було припинено.

1941 року А. М. Люлька запатентував нову схему двоконтурного турбореактивного двигуна (ТРДД), а 1943 року відновив роботу над ТРД. Першим вітчизняним ТРД став двигун ТР-1 конструкції А. М. Люльки, який пройшов державні випробування 1947 року. Двигун має осьовий компресор, кільцеву камеру згоряння й одноступеневу турбіну, тобто особливості, характерні для багатьох наступних поколінь ТРД.

Професор Володимир Васильович Уваров 1930 року почав роботи над газовими турбінами і 1939 року створив експериментальний високотемпературний турбогвинтовий двигун.

У перші повоєнні роки до робіт щодо реактивних двигунів підключилися більшість двигунобудівних ОКБ. З метою освоєння досвіду, накопиченого в Німеччині та Англії, поряд зі створенням оригінальних конструкцій ТРД у СРСР стали серійно випускатися двигуни з осьовими компресорами на основі німецьких трофейних ТРД, а також англійські ліцензійні двигуни з двосторонніми відцентровими компресорами.

Перші польоти вітчизняні реактивні винищувачі Як-15 і МиГ-9 з цими двигунами здійснили 1946 року, а 1947 року відбувся перший політ знаменитого винищувача МиГ-15, який набув масового поширення в СРСР та багатьох інших країнах.

Видатні вітчизняні конструктори авіадвигунів і вчені А. М. Люлька, А. Л. Нікулін, В. Я. Климов, М. Д. Кузнецов, С. К. Туманський, В. Л. Добринін, П. О. Соловійов, О. Г. Івченко і їх послідовники в найкоротший час повністю освоїли реактивну техніку, організували спеціалізовані дослідні конструкторські бюро (ДКБ) і створили нові оригінальні конструкції турбореактивних двигунів і ТГД. Роботи зі створення надзвукових прямотруминних двигунів (НППРД) успішно очолив М. М. Бондарюк.

У процесі створення авіаційних реактивних двигунів було проведено інтенсивні наукові дослідження й розробки. Значний внесок у розвиток теорії авіаційних двигунів зробили вчені Б. С. Стєчкин, В. В. Уваров, Н. В. Іноземцев, Г. Г. Чорний, Г. М. Абрамович, Ю. Н. Нечаєв, К. В. Холщевніков, В. І. Дмитрієвський, М. М. Бондарюк та ін. Їхні праці та монографії з теорії ПРД і газової динаміки багато в чому сприяли створенню вітчизняної школи вчених і фахівців з повітряно-реактивних

двигунів. Першочергова роль в об'єднанні наукових сил і відпрацювання двигунів належить Центральному інституту авіаційного моторобудування (ЦІАМ), створеному в 1930 році на базі головного авіаційного наукового центру ЦАГІ, а також науковим школам дослідних і навчальних інститутів ВІАМ, ВВІА, МГТУ та ін.

Найважливішим фактором інтенсивного розвитку авіадвигунобудування стало прийняте 1947 року рішення про будівництво в ЦІАМ Національного експериментально-дослідного комплексу для випробувань усіх двигунів, що створюються в ОКБ, і їх основних елементів в імітованих висотно-швидкісних умовах польоту. Цей найбільший в Європі випробувальний комплекс (філія ЦІАМ), створений 1955 року, до теперішнього часу забезпечує необхідні випробування й доведення двигунів.

1.2. Класифікація авіаційних двигунів та області їх застосування

До авіаційних двигунів належать усі типи теплових машин, які використовуються як рушії для літальних апаратів авіаційного типу, тобто апаратів, що використовують аеродинамічну якість для переміщення й маневрування в межах атмосфери (літаків, вертольотів, крилатих ракет класів "П–П", "П–З", "З–П", "З–З", авіакосмічні системи та ін.). Звідси впливає велика різноманітність двигунів, що застосовуються, – від поршневих до ракетних. Авіаційні двигуни (рис. 1.1) поділяються на три великих класи: поршневі (ПД), повітряно-реактивні (ПРД) і ракетні (РД або РқД). Більш детальній класифікації підлягають два останні класи, особливо клас ПРД.

За принципом стиснення повітря ПРД поділяють на компресорні, тобто такі, що містять компресор для механічного стиснення повітря, і безкомпресорні – прямотруминні ПРД (НППРД) зі стисненням повітря тільки від швидкісного напору й пульсуючі ПРД (ПуПРД) з додатковим стисненням повітря в спеціальних газодинамічних пристроях періодичної дії.

Клас ракетних двигунів РРД також належить до компресорного типу теплових машин, оскільки в цих двигунах стиснення робочого тіла (палива) здійснюється в рідкому стані в турбонасосних агрегатах.

Ракетний двигун твердого палива (РДТП) не має спеціального пристрою для стиснення робочого тіла. Стиснення здійснюється на початку горіння палива в напівзамкненому просторі камери згоряння, де розташовується заряд палива.

За принципом дії існує такий розподіл: ПД і ПуПРД працюють за циклом періодичної дії, тоді як у ПРД, ГТД і РқД здійснюється цикл безперервної дії. Завдяки цьому двигуни мають переваги за відносними

показниками потужності, тягою й масою, що й визначило, зокрема, доцільність їх використання в авіації.

За принципом створення реактивної тяги ПРД поділяються на двигуни прямої реакції і двигуни непрямої реакції. Двигуни першого типу створюють тягове зусилля (тягу Р) безпосередньо – це всі ракетні двигуни (РкД), турбореактивні без форсажу і з форсажними камерами (ТРД і ТРДФ), турбореактивні двоконтурні (ТРДД і ТРДДФ), прямотруминні надзвукові і гіперзвукові (НППРД і ГППРД), пульсуючі (ПуПРД) і численні комбіновані двигуни.

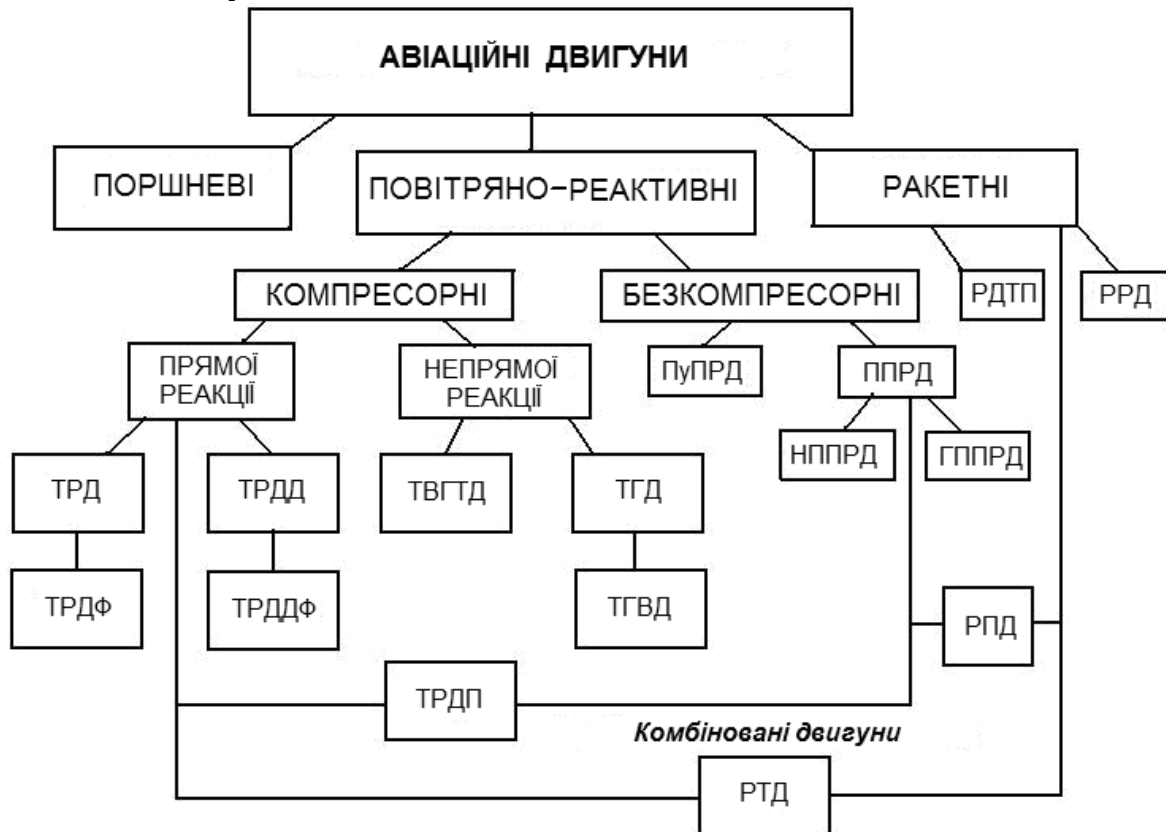


Рис. 1.1. Класифікація авіаційних двигунів

Газотурбінні двигуни непрямої реакції передають вироблювану ними потужність спеціальному рушію (гвинту, гвинтовентилятору, несному гвинту вертольота і т. ін.), який і створює тягове зусилля за тим же повітряно-реактивним принципом (турбогвинтові, турбогвинтовентиляторні, турбовальні двигуни – ТГД, ТГВД, ТВГТД). У цьому сенсі клас ПРД об'єднує всі двигуни, що створюють тягу за повітряно-реактивним принципом.

На основі цих типів двигунів простих схем розглядаються багато комбінованих двигунів, у яких поєднуються особливості й переваги двигунів різних типів, наприклад класи: турбопрямотруминних двигунів – ТРДП (ТРД або ТРДД + НППРД), ракетно-прямотруминних – РПД (РРД або РДТП + НППРД або ГППРД), ракетно-турбінних – РТД (ТРД + РРД) і багато інших комбінацій двигунів більш складних схем.

Області застосування різних авіаційних двигунів за висотою і числом Маха польоту в так званому "коридорі" можливого застосування крилатих літальних апаратів (ЛА) показано на рис. 1.2.

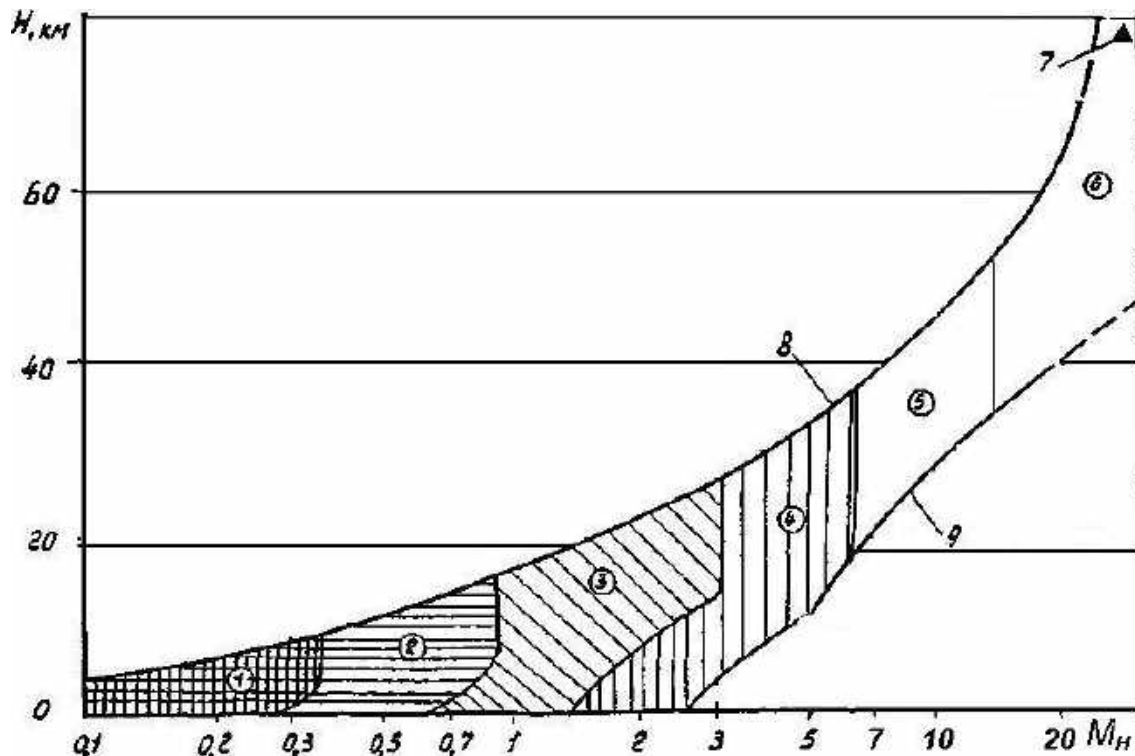


Рис. 1.2. Области застосування авіаційних двигунів за висотою і числом Маха польоту:
 1 – ТВГТД; 2 – ТГД, ТГВД, ТРДД; 3 – ТРД, ТРДФ, ТРДДФ; 4 – НППРД, комбіновані ПРД; 5 – ГППРД; 6 – РРД; 7 – перша космічна (орбітальна) швидкість 7,85 км/с (H = 100 км); 8 – обмеження за піднімальною силою ЛА; 9 – обмеження за аеродинамічним нагріванням і міцністю ЛА

Видно, що використання ПРД дає змогу застосовувати авіаційні ЛА в широкій області висот і швидкостей польоту від $M_n = 0$ (ТВГТД вертольотів, літаки вертикального зльоту) до $M_n = 10...15$ і більше (ГППРД). Поєднання різних типів ПРД і РРД у комбінованій силовій установці робить можливим створення в перспективі економічних авіаційно-космічних систем, здатних здійснювати багаторазові виходи на навколосемну орбіту при горизонтальному старті з аеродромів.

1.3. Покоління авіаційних двигунів

Через складність освоєння нової газотурбінної техніки якісне оновлення двигунів відбувалося етапами з періодами 10 років. За цей час кількісне накопичення наукових і технологічних досягнень, поява нових матеріалів, безперервне посилення вимог з боку нових літакових розробок створювали технічну можливість і необхідність розроблення нових двигунів з якісно вищим рівнем досконалості конструкції і характеристик – так званих двигунів нового покоління. Кожне нове покоління двигунів

характеризується комплексом нових ознак, таких, як призначення (військове, цивільне), тип і схема двигуна та його основних елементів, збільшені параметри термодинамічного циклу, знижені показники питомої ваги й витрати палива, зменшена кількість ступенів, застосування нових матеріалів тощо.

За 60 років розвитку ПРД змінилося чотири покоління двигунів, і в 90-ті роки почалося впровадження п'ятого покоління, причому етапність впровадження нових поколінь у міру їх ускладнення збільшувалася. Роки впровадження нових поколінь ПРД можна визначити досить умовно, у різних країнах вони різні, у той час як характерні технічні ознаки поколінь виявлялися всюди досить стійко.

У табл. 1.1 наведено характерні дані п'яти поколінь літакових ПРД, що визначають їх основний вигляд і головні параметри. Ці дані демонструють видатний 70-річний прогрес авіаційних двигунів (за кращими показниками): зниження питомої ваги в 10 разів, питомої витрати палива – у 2,5 раза; зростання температури газу перед турбіною з 900 до 1950 К; збільшення ступеня підвищення тиску в компресорах з 3 до 50 і більше. Мінімальна тяга ТРД для малих апаратів залишилася на первинному рівні (3...5 кН), а максимальна тяга одного двигуна для сучасних цивільних дво- і чотиридвигунових літаків становить 400...500 кН і більше.

Детальніше розглянемо особливості сучасних двигунів п'ятого покоління, насамперед військових.

ТРДДФ п'ятого покоління створюються зараз в основному для військових надзвукових маневрених літаків і є єдиним типом двигуна подібного призначення, що застосовується. Ці двигуни мають невелику ступінь двоконтурності, високий загальний ступінь підвищення тиску, двовальну конструкцію, зазвичай, з протиобертанням роторів. Температура газів перед турбіною є істотно підвищеною завдяки використанню інтенсивного конвективно-плівкового охолодження, монокристалічних робочих лопаток.

Збільшення напору лопаткових вінців компресорів, зростання колових швидкостей і застосування нових матеріалів дало змогу зменшити загальну кількість ступенів лопаток до 10–11 проти 15–17 у ТРДДФ четвертого покоління. У конструкції двигунів застосовуються оболонки з композиційних матеріалів, диски турбін з порошкових матеріалів, цільні конструкції компресорних дисків з лопатками (типу blisk: "blade-disk"). Унаслідок збільшення термодинамічних параметрів, підвищення газодинамічної досконалості елементів, застосування нових матеріалів і технологій відношення тяги до маси двигунів збільшено до 10:1.

Для підвищення маневреності літака на багатьох двигунах п'ятого покоління застосовуються сопла з поворотом вектора реактивного струменя.

Підвищено вимоги до надійності, ресурсу, швидкості обслуговування,

простоти ремонту. Ці фактори експлуатаційної придатності є пріоритетними.

Таблиця 1.1

Покоління, роки	Призначення літаків	Схеми двигунів	Компресор	Турбіна	Питома вага	Питома витрата палива ($M_{п}=0,8$ $H=11$ км)	Ступінь двоконтурності	$M_{п\max}$
1-ше, 40-ві	Військові	ТРД ТРДФ ТГД	Одновальний осьовий або відцентровий, $\pi_k = 3...5,5$	Неохолоджувана, $T_{г}^* = 900...1150$ К	0,6... 1,0	1,2...1,4 (ТРД)	0	<1,0
2-ге, 50-ті	Військові	ТРД ТРДФ ТГД	Одновальний осьовий з регульованими НА або двовальний, $\pi_k = 7...13$	Неохолоджувана, охолоджені лопатки 1-го СА, $T_{г}^* = 1150...1250$ К	0,22... 0,26	0,8...1,1 (ТРД)	0	2...2,3
	Цивільні	ТРД ТГД			–	0,25 (ТВД)	0	<1,0
3-тє, 60-ті	Військові	ТРДФ	Двовальний осьовий або одновальний, $\pi_k = 10...15$ (ТРД) $\pi_k = 16...20$ (ТРДД)	3 внутрішнім конвективним охолодженням лопаток, $T_{г}^* = 1300...1450$ К	0,14... 1,8			2,5...3
		ТРДДФ				0,6...1,5	<2,3	
	Цивільні	ТРДД ТРД				0,8...0,7	0,5...2,5	<1,0
4-тє, 70-80-ті	Військові	ТРДДФ	Двовальний осьовий або тривальний, $\pi_k = 20...30$	3 конвективно-плівковим охолодженням лопаток, $T_{г}^* = 1500...1700$ К	0,12... 0,1		0,4...2	2,2...2,5
	Цивільні	ТРДД				0,65...0,58	4...6	<1,0
5-тє, 90-ті	Військові	ТРДДФ	Двовальний осьовий, $\pi_k = 25...35$	3 конвективно-плівковим охолодженням монокристалічних лопаток, $T_{г}^*$ до 1950 К	0,1		0,2...0,4	2...2,5
	Цивільні	ТРДД	Двовальний осьовий, $\pi_k = 35...50$	$T_{г}^* = 1700...1800$ К		0,55...0,45	5...12	<1,0

Дозвукові ТРДД п'ятого покоління мають високі технічні показники (див. табл. 1.1). Пріоритетними для двигунів цивільної авіації є екологічні вимоги: зниження рівня шуму і, що особливо важливо, зменшення шкідливих викидів (оксидів азоту); високі надійність і ресурс; низька вартість виробництва й експлуатації.

Незважаючи на етапний прогрес поколінь авіаційних ПРД, слід зазначити деякі рубежі, що характеризують якісно переломні "події" у розвитку авіадвигунобудування й авіації в цілому.

1. Застосування цивільних ТРД і ТГД другого покоління (1950-ті рр.) на літаках Ту-104 та Ил-18.

2. Упровадження охолоджуваних турбін, завдяки чому було створено багато ТРДД (третє покоління, 1960-ті рр.).

3. Масове впровадження двоконтурних ТРД третього покоління на цивільних літаках (1960–70-ті рр.).

4. Упровадження в дозвуковій авіації ТРДД з великою двоконтурністю (четверте покоління, з 70-х рр.).

5. Масове впровадження форсованих ТРДД у військовій авіації (четверте, п'яте покоління, 1970–90-ті рр.).

2. ПРИЗНАЧЕННЯ СИЛОВИХ УСТАНОВОК. ПОНЯТТЯ «ДВИГУН» І «СИЛОВА УСТАНОВКА»

Призначення силової установки (СУ) – забезпечення достатньої тягової сили, щоб розігнати ЛА до швидкості, при якій піднімальна сила є більшою від ваги апарата. СУ – частина ЛА, що створює зусилля, під дією якого ЛА рухається. Від досконалості СУ залежать характеристики ЛА, швидкість і висота польоту ЛА, його маневреність. Для збільшення швидкості польоту ЛА потребувалися все більш потужні двигуни.

Розглянемо, який зв'язок існує між термінами «силова установка» і «двигун». СУ – більш загальне поняття (рис. 2.1). До складу СУ літального апарата може входити кілька двигунів, наприклад, СУ Ан-140 і Ан-74 мають по два двигуни.



Рис. 2.1. Структура силової установки

Звідси випливає, що двигун – це частина СУ, яка створює тягу. Якщо тяга створюється повітряним гвинтом, то двигун непрямої реакції. Якщо тяга створюється безпосередньо двигуном, то двигун прямої реакції.

2.1. Принцип створення тяги

В авіабудуванні застосовуються різні двигуни: поршневі, газотурбінні, ракетні та ін. Класифікацію АД вже було розглянуто.

Усі двигуни об'єднує єдина функція створення тяги. Цей принцип описується законом Ейлера про зміну кількості руху тіла: якщо одне тіло змінює рух іншого, то саме отримує відповідний імпульс сили протилежного напрямку. Ця сила є реакцією на зміну кількості руху, і її часто називають реактивною. Застосуємо цей закон до руху з повітряним гвинтом.

За час dt гвинт проштовхує масу повітря dm зі швидкістю польоту V і відкидає ту ж масу зі швидкістю $C > V$ (рис. 2.2). Кількість руху змінюється

від dmV до dmC . Сам гвинт отримує імпульс сили Pdt . Застосувавши закон Ейлера

$$Pdt = dm(C-V),$$

отримаємо формулу тяги:

$$P = (dm/dt)(C-V) = G_n(C-V).$$

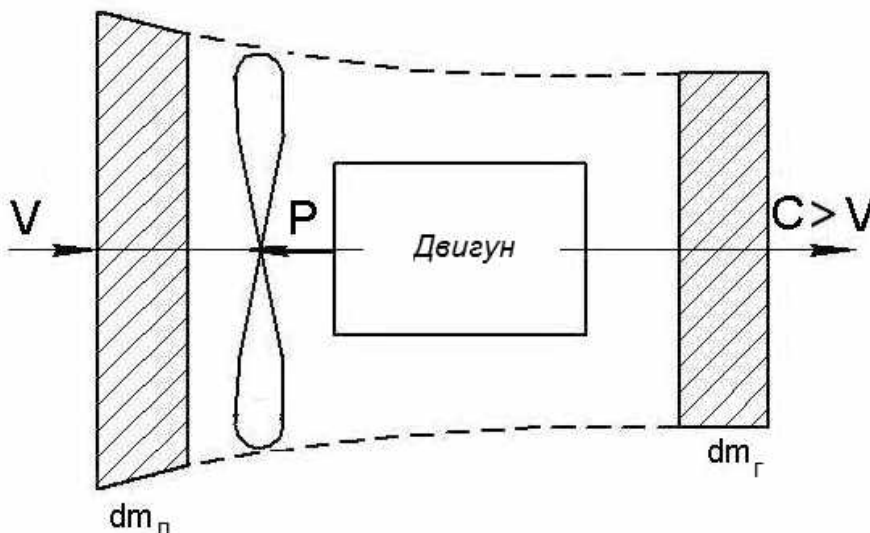


Рис. 2.2. Схема руху повітря для двигуна непрямої реакції

Для турбореактивного двигуна (рис. 2.3) формула має той самий вигляд, якщо знехтувати зміною маси $dm_n \sim dm_r$.

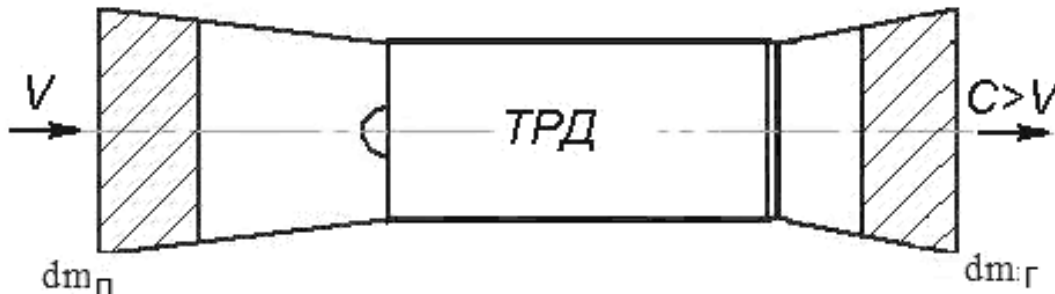


Рис. 2.3. Схема руху повітря і газу для ТРД

2.2. Принцип роботи ТРД

При польоті зі швидкістю V_n набіжний струмінь повітря гальмується і стискається у вхідному пристрої (ВП, рис. 2.4). Подальше стиснення повітря відбувається в компресорі (рис. 2.5, точка 2). При великих надзвукових швидкостях динамічне стиснення так збільшується, що може становити суттєву частку всього підвищення тиску в двигуні. Так, наприклад, у літака «Конкорд» при швидкості $V_n = 2200$ км/год підвищення тиску повітря в повітрязабірнику становить дев'ять і такий же ступінь підвищення тиску в компресорі.

З компресора повітря надходить у камеру згоряння (КЗ). Тут у нього впорскується паливе (звичайно авіаційний гас). Потім відбувається

згоряння паливо-повітряної суміші, у процесі якого температура продуктів згоряння підвищується до величини, що допускається жароміцністю гарячої частини двигуна (від точки 2 до точки 3 відбувається збільшення об'єму внаслідок утворення газу в камері згоряння при майже постійному тиску). У турбіні (Т) частина потенціальної енергії газів перетворюється на механічну роботу на валу, що передається до компресора (К).

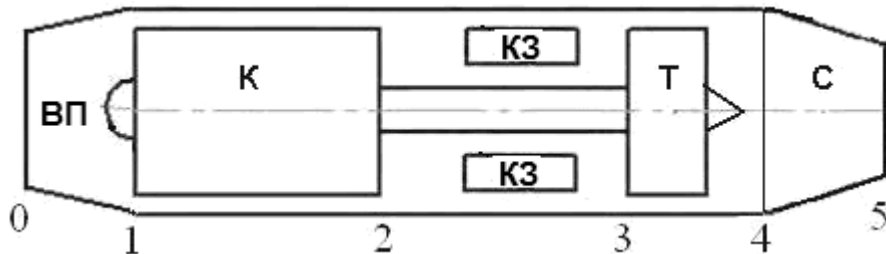


Рис. 2.4. Схема ТРД

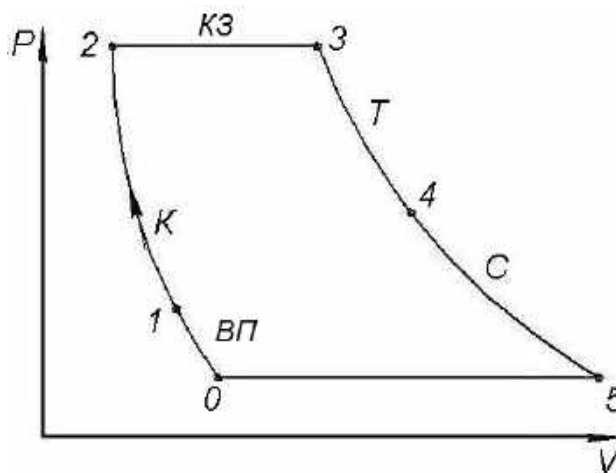


Рис. 2.5. Цикл ТРД

Ступінь зниження тиску газу в турбіні, що є необхідним для отримання роботи на валу, що дорівнює роботі, яка витрачається на стиснення повітря в компресорі, подолання тертя в підшипниках і приведення в дію допоміжних агрегатів, завжди менше, ніж ступінь підвищення тиску в компресорі, через більш високу роботоздатність продуктів згоряння у зв'язку з їх високою температурою перед реактивним соплом, отже, надлишковий тиск завжди більше тиску в повітрязабірнику, перед компресором, а температура перед соплом є вищою за температуру гальмування набіжного потоку. Тому швидкість витікання продуктів згоряння з реактивного сопла ТРД більше швидкості польоту, що й зумовлює появу реактивної тяги двигуна.

Схематично роботу ТРД можна подати таким чином:

1. Повітря стискається в компресорі.
2. До стисненого повітря підводиться енергія, отримана внаслідок спалювання палива в камері згоряння.
3. Частина енергії газового потоку відбирається на турбіні для

приведення в дію компресора й агрегатів, що забезпечують роботу двигуна та ЛА.

4. Частина енергії газового потоку використовується для створення тяги шляхом прискорення потоку в соплі.

Якщо необхідно збільшити швидкість польоту ЛА, то слід збільшити швидкість витікання газу з сопла двигуна, що можна здійснити шляхом установа форсажної камери (рис. 2.6).

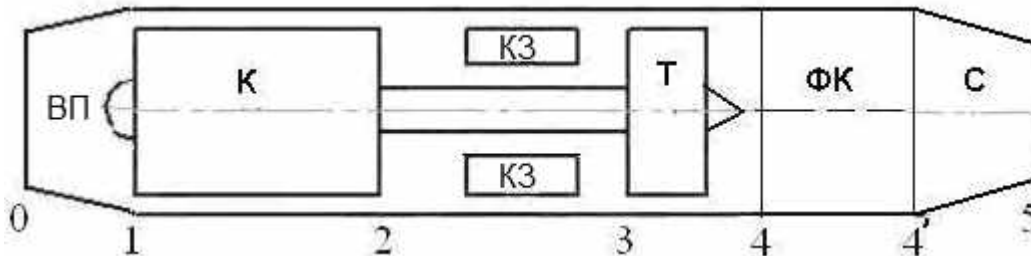


Рис. 2.6. Схема ТРДФ

Турбореактивний двигун з форсажною камерою (ТРДФ) відрізняється від розглянутого вище ТРД наявністю форсажної камери ФК між турбіною Т і реактивним соплом С (див. рис. 2.6). У цю камеру подається додаткова кількість палива через спеціальні форсунки. Процес горіння організовується і стабілізується з допомогою фронтового пристрою, що забезпечує перемішування випаровуваного палива й основного потоку. На діаграмі PV (рис. 2.7) процес згоряння в форсажній камері показано від точки 4 до точки 4', відбувається збільшення об'єму внаслідок утворення газу при майже постійному тиску.

Підвищення температури, пов'язане з підведенням тепла в форсажній камері, збільшує наявну енергію продуктів згоряння і, отже, швидкість витікання з реактивного сопла. Відповідно збільшується і реактивна тяга. ТРДФ зазвичай призначаються для надзвукових швидкостей польоту і тому обладнуються надзвуковим повітрязабірником.

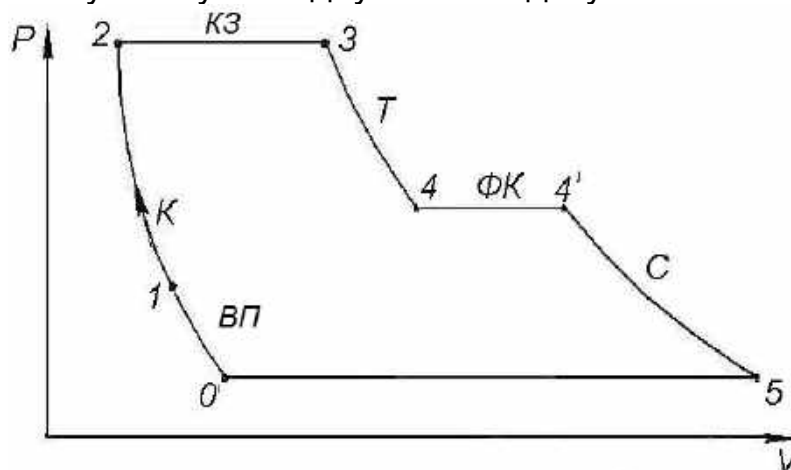


Рис. 2.7. Цикл ТРДФ

У зв'язку з тим, що при великих швидкостях польоту ступінь розширення в реактивному соплі ТРДФ є більшим від критичного, його виконують у

вигляді сопла Лаваля, тобто з розширною частиною після критичного перерізу.

Якщо необхідно підвищити економічність двигуна при невеликій швидкості польоту, то збільшують витрату повітря, що відкидається, шляхом установлення вентилятора, який приводиться в обертання додатковою турбіною. Такий двигун називають двоконтурним турбореактивним двигуном (ТРДД).

ТРДД сьогодні є найбільш поширеним типом авіаційних ГТД. У цьому двигуні повітря, що виходить з повітрязабірника, стискається в першій (передній) частині компресора В (рис. 2.8), яку називають також вентилятором, а потім розділяється на два потоки. Внутрішній потік піддається стисненню у другій частині компресора К, а потім надходить у камеру згоряння КЗ, де підігрівається, як і в ТРД. У турбінах Т1 і Т2 продукти згоряння розширюються до встановлення тиску, нижчого, ніж у ТРД, оскільки робота, що отримується в турбіні, повинна бути трохи більшою, ніж у ТРД, у зв'язку з витратою додаткової частини її на стиснення вентилятором повітря, що надходить у зовнішній контур.

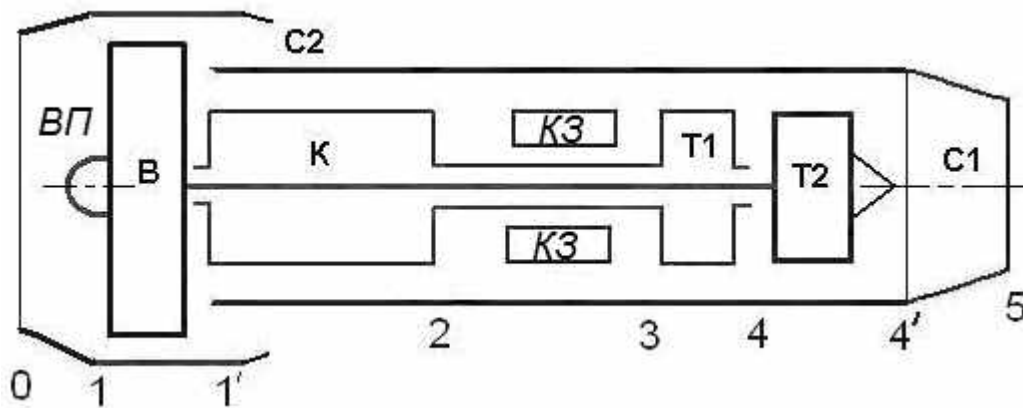


Рис. 2.8. Схема ТРДД

На діаграмі PV (рис. 2.9) процес, що відбувається в другій турбіні, показано від точки 4 до точки 4' – об'єм газу збільшується, тиск падає,

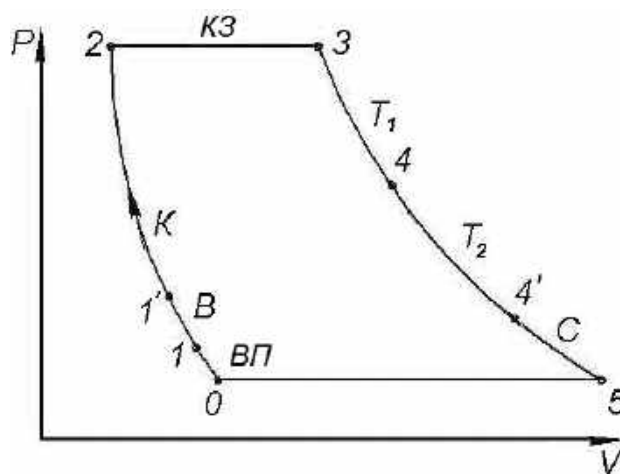


Рис. 2.9. Цикл ТРДД

тому що енергія перед реактивним соплом з внутрішнього контуру ТРДД є меншою, як і швидкість витікання. Разом з тим, додаткова маса повітря, що надходить з вентилятора В у зовнішній контур, розширюючись в кільцевому соплі, створює додаткову тягу, тому загальна тяга двигуна збільшується.

Відношення витрати повітря, що проходить через зовнішній контур, до витрати повітря через внутрішній контур отримало назву ступеня двоконтурності й позначається m .

Для багатоцільових бойових літаків широко застосовуються двоконтурні двигуни з форсажними камерами (ТРДДФ). На рис. 2.10 зображено схему двоконтурного двигуна, у якому продукти згоряння, що виходять з турбіни, змішуються з повітрям, що надходить із зовнішнього контуру, а потім до загального потоку підводиться тепло в форсажній камері, що працює за таким же принципом, як і в ТРДФ. Відпрацьовані гази в цьому двигуні викидаються з одного загального реактивного сопла (рис. 2.11). Такий двигун називають двоконтурним двигуном із загальною форсажною камерою.

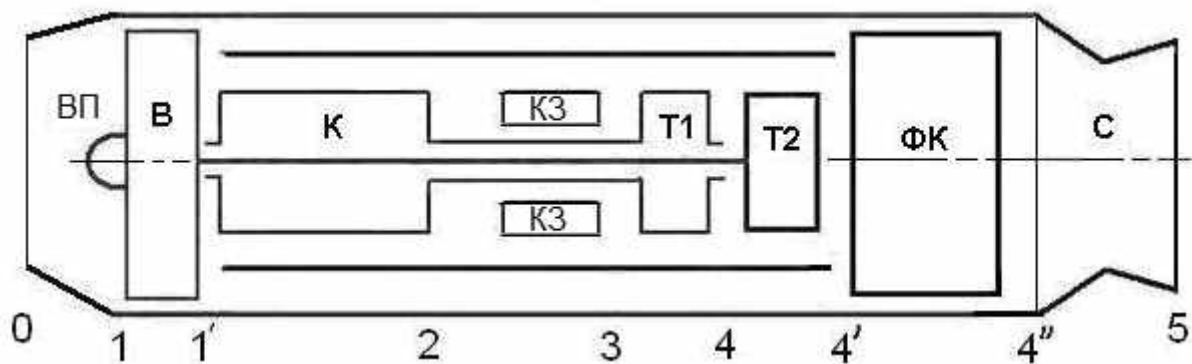


Рис. 2.10. Схема ТРДДФ

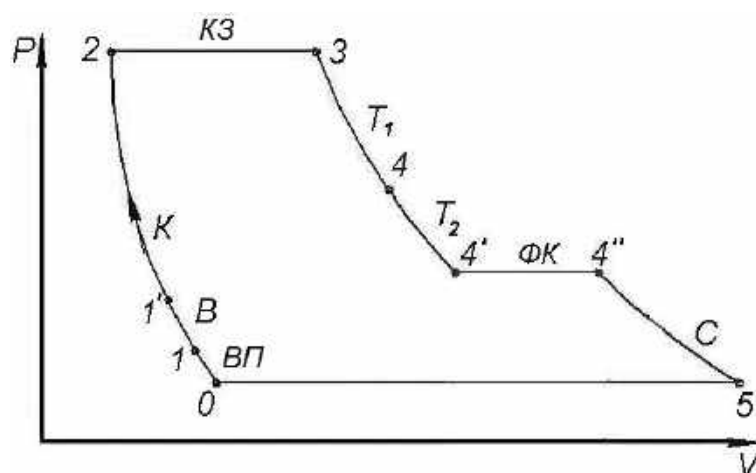


Рис. 2.11. Цикл ТРДДФ

Значного поширення в авіації набули турбогвинтові двигуни (ТГД, рис. 2.12). Принципова схема й робочий процес ТГД такі самі, як і у ТРДД без форсажної камери (див. рис. 2.8, 2.9). Відмінність полягає лише в

тому, що в ТРДД надлишкова потужність турбіни витрачається на приведення в дію вентилятора, який стискає повітря в зовнішньому контурі, а в ТГД – на приведення в дію гвинта (через редуктор, оскільки обороти турбіни істотно перевищують обороти повітряного гвинта). І гвинт, і зовнішній контур виконують по суті одну й ту ж функцію – прискорення додаткової маси повітря, а отже, отримання додаткової сили тяги. Тяга, що створюється гвинтом ТГД, є у багато разів більшою від тяги самого двигуна.

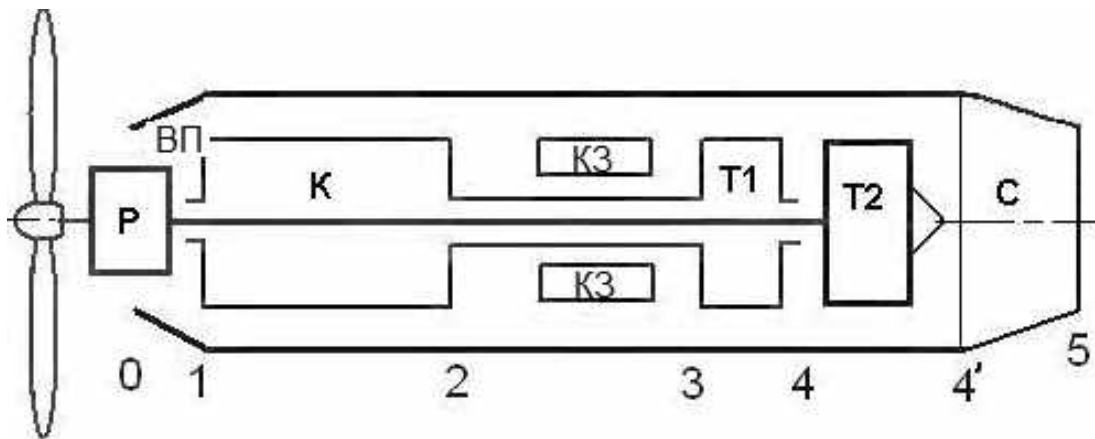


Рис. 2.12. Схема ТГД

У цих двигунах через установлення додаткової турбіни енергія газового потоку, що використовується в реактивному соплі, є невеликою і становить приблизно 10 % від загальної тяги двигуна (рис. 2.13).

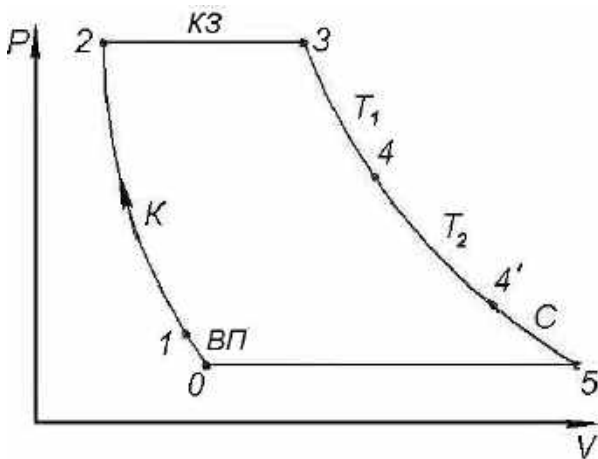


Рис. 2.13. Цикл ТГД

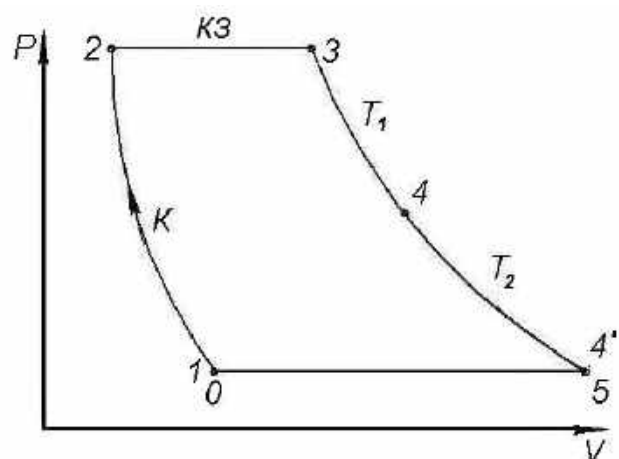


Рис. 2.14. Цикл ТВаД

Принципова схема турбовальних двигунів для вертольотів (ТВаД) є такою самою, як і ТГД. Відмінність полягає лише в тому, що в ТВаД надлишкова потужність турбіни витрачається на приведення в дію несного гвинта вертольота (через редуктор), а тяга, яка створюється газами, що виходять, не потрібна. З цієї причини енергія газового потоку повністю спрацьовується на турбіні і замість сопла встановлюється вихлопний патрубок (рис. 2.14).

2.3. Прямоструминні повітряно-реактивні двигуни

Прямоструминні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) мають такий же робочий процес, що й газотурбінні реактивні двигуни, але на відміну від них не потребують застосування компресора й турбіни. У цих двигунах для стиснення повітря використовується швидкісний напір потоку, що набігає на двигун. Стиснене в повітрозабірнику повітря надходить у камеру згоряння, де відбувається горіння при максимально можливій для палива температурі (рис. 2.15). Далі газ надходить у реактивне сопло, розганяється й викидається (рис. 2.16). Такий двигун може розвивати вищу швидкість, ніж будь-який інший ПРД. Але для запуску двигуна його попередньо потрібно розігнати, щоб почалося ефективне стиснення у вхідному пристрої.

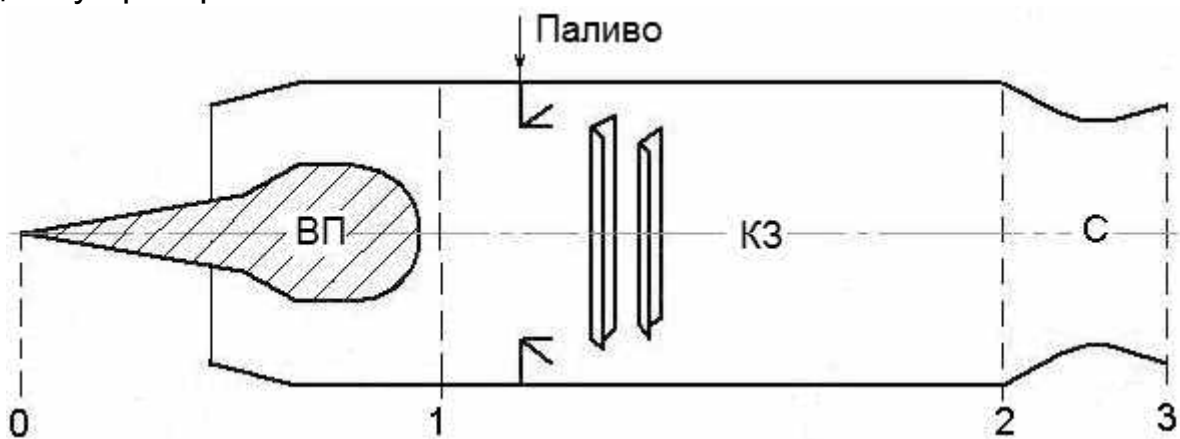


Рис. 2.15. Схема ППРД

Ідею створення ППРД запропонував 1913 року француз Рене Лоран. Він спроектував і провів стендові випробування свого двигуна 1935 року.

Уперше в польоті ППРД був випробуваний як прискорювач 1939 року радянським інженером І. О. Меркуловим.

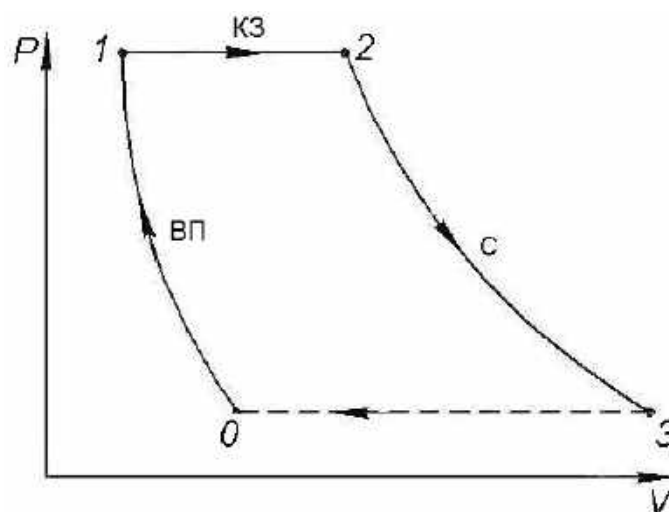


Рис. 2.16. Цикл ППРД

Обмеження в застосуванні ППРД пов'язано з міцністю гарячої частини двигуна. Чим більше швидкість польоту, тим вище температура загальмованого повітря в повітрозабірнику, перед камерою згорання. Вищою виходить і температура горіння.

Залежно від швидкості польоту ППРД поділяють так:

- дозвукові $0,5 < M \leq 1,2$ (рис. 2.17);
- надзвукові $2 < M \leq 5$ (рис. 2.18);
- гіперзвукові $5 < M \leq 10$ (рис. 2.19).

У дозвукових ППРД стиснення набіжного потоку здійснюється в повітрозабірнику ВП, з якого повітря з дозвуковою швидкістю надходить у камеру згорання КЗ. Процес згорання закінчується перед реактивним соплом звуженого типу.

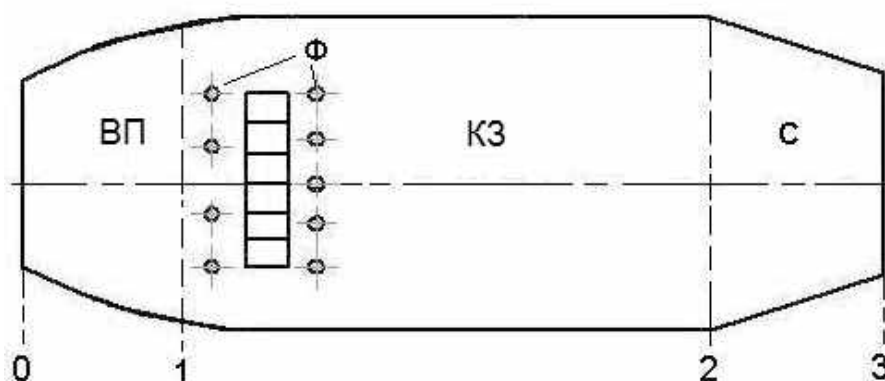


Рис. 2.17. Схема дозвукового ППРД

У надзвукових ППРД (НППРД) стиснення набіжного потоку здійснюється в повітрозабірнику ВП, з якого повітря з дозвуковою швидкістю надходить у камеру згорання КЗ. Процес згорання закінчується перед реактивним соплом типу сопла Лаваля.

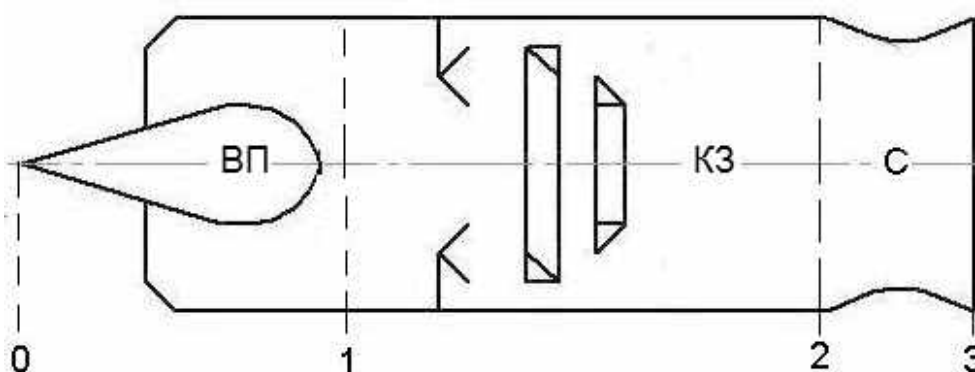


Рис. 2.18. Схема надзвукового ППРД

При дуже великих швидкостях польоту, що перевищують $M_n = 7...8$, стиснення повітря в повітрозабірнику ППРД доцільно проводити не до дозвукової, а до помірної надзвукової швидкості, оскільки в цьому випадку зменшуються втрати повного тиску в повітрозабірнику й ефективність

робочого процесу підвищується. Такий двигун називають гіперзвуковим прямоструминним ПРД (ГППРД). Зниження тиску й температури на вході в камеру згоряння ГППРД при стисненні повітря до надзвукової швидкості доцільно і з інших міркувань, у тому числі через полегшення умов роботи основних вузлів двигуна. У той же час виникають значні труднощі з організацією процесу згоряння в надзвуковому потоці внаслідок малого часу перебування паливо-повітряної суміші в камері згоряння та інших особливостей високошвидкісних течій. З цієї причини доцільно спалювати паливо в прямому стрибку ущільнення. Як паливо найбільш прийнятним є водень, оскільки його температура горіння становить 3500°C .

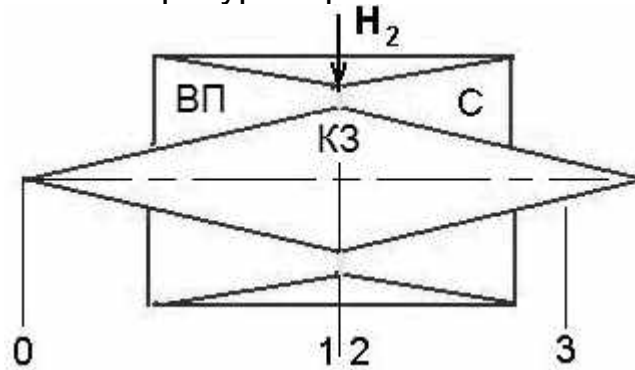


Рис. 2.19. Схема гіперзвукового ПРД

2.4. Ракетні двигуни

Принципова відмінність ракетних двигунів від ПРД полягає в тому, що на борту літального апарата знаходяться і пальне, і окиснювач. У ПРД окиснювачем є кисень, що міститься в навколишньому повітрі. Ракетні двигуни залежно від стану, у якому перебувають пальне й окиснювач, підрозділяються на рідинні ракетні (РРД) і ракетні двигуни твердого палива (РДТП).

2.4.1. Переваги й недоліки РРД

На сучасному етапі розвитку реактивної техніки реалізовано й практично використовуються лише реактивні двигуни, що працюють завдяки хімічній енергії розкладання й окиснення палива.

До таких двигунів належать реактивні двигуни, що працюють на твердому паливі (порохові ПоРД), на рідкому пальному й атмосферному повітрі (ПРД), а також на рідкому паливі РРД. Ці двигуни набули нині найбільшого розвитку й застосування.

Рідинні ракетні двигуни порівняно з повітряно-реактивними мають такі переваги:

- 1) можуть створювати тягу і в безповітряному просторі, оскільки їх робота не залежить від навколишнього середовища (висота польоту визначається тільки запасом палива в баках і питомою тягою двигуна);
- 2) абсолютна тяга на протигагу повітряно-реактивним двигунам з

підйомом на висоту збільшується й мало залежить від швидкості польоту в щільних шарах атмосфери;

3) можливість зосередження в одному двигуні досить великої тяги (до 1000 т) при порівняно невеликих габаритах і малій питомій вазі двигуна (від 0,01 до 0,04 кг/кг тяги);

4) загальна вага двигуна є меншою, ніж вага ПРД будь-якого типу тієї ж потужності;

5) зручність сполучення двигуна з літальним апаратом унаслідок відносно невеликих габаритних розмірів;

6) можливість отримання відносно великих швидкостей і висот польоту, недоступних для ПРД (снаряд дальньої дії А-4 на висоті 35...37 км мав швидкість польоту близько $1520 \text{ м/с} = 5500 \text{ км/год}$);

7) не потрібен спеціальний двигун для запуску.

Подібно до інших типів двигунів РРД дають змогу здійснювати багаторазові запуски й регулювання сили тяги зміненням секундної витрати палива в камеру згоряння.

Основними недоліками РРД є:

1) низька економічність роботи при невеликих швидкостях польоту (велика питома витрата палива);

2) короткочасність роботи двигуна, обумовлена дуже великою питомою витратою палива (до 20 кг палива в год/кг тяги);

3) незначний ресурс роботи двигуна (від 2,5 с до 2 год замість 500...20000 год ПРД і 100...3500 год поршневих двигунів);

4) при великій дальності польоту внаслідок збільшення запасу палива в баках знижується корисне навантаження бойового апарата;

5) необхідність мати на літальному апараті рідкий окиснювач пального, використання якого часто пов'язано з великими труднощами.

Зазначені переваги й недоліки РРД визначили області їх застосування.

Робота РРД полягає в перетворенні хімічної енергії рідкого палива на теплову, а потім на кінетичну енергію продуктів згоряння, що виходять із сопла в атмосферу, унаслідок чого створюється реактивна сила – тяга двигуна.

Це перетворення в РРД хімічної енергії палива на відповідні інші види енергії, як і в будь-якому іншому двигуні, практично пов'язане з непродуктивною витратою частини енергії палива, що спалюється. Ці втрати тим менші, чим досконаліший двигун.

2.4.2. Цикл роботи ідеального двигуна

Під циклом роботи ідеального двигуна розуміють певний замкнений та оборотний термодинамічний цикл, що складається з найпростіших термодинамічних процесів і являє собою спрощену схему дійсних процесів, що відбуваються в реальному РРД.

Відповідно до цього для циклу роботи ідеального двигуна зроблено такі припущення:

1) компоненти палива стискаються й подаються в камеру згоряння при відсутності гідравлічних опорів у комунікаціях, нехтуються малі витрати енергії на ці процеси;

2) при розпилюванні й перемішуванні компонентів палива, що подаються в камеру згоряння, утворюється абсолютно однорідна горюча паливна суміш;

3) витрати компонентів палива в камеру згоряння є постійними в часі;

4) паливо в камері двигуна згоряє при постійному тиску і повному тепловиділенні;

5) продукти згоряння палива являють собою ідеальний газ;

6) розширення продуктів згоряння в соплі відбувається за адіабатою, тобто без теплообміну з навколишнім середовищем, без догоряння палива;

7) у будь-якому поперечному перерізі камери згоряння й сопла по довжині мають місце однакові поля тиску, температури і швидкості;

8) рух газів у вихідному перерізі сопла є одновимірним, лінії струмів газу між собою є паралельними;

9) у двигуні використовується все тепло, за винятком тепла, що проходить з викидним газом.

При цих припущеннях цикл роботи ідеального двигуна (рис. 2.20) містить:

1) лінію стиснення й подання палива в камеру згоряння, що характеризує процеси в системі подання палива двигуна (o–n);

2) лінію згоряння палива в камері двигуна (n–k);

3) лінію розширення газів у соплі двигуна (k–v);

4) лінію відведення тепла від робочого тіла в навколишнє середовище, що являє собою умовне замикання робочого циклу (v–a).

Повну корисну роботу 1 кг газу в циклі ідеального двигуна на рис. 2.20 зображено площею заштрихованої діаграми.

Основоположником теорії ракетних двигунів є М. Є. Жуковський, який 1882 року опублікував роботу, де вивів рівняння сили реакції струменя рідини, що витікає.

1903 року К. Е. Ціолковський опублікував роботу, у якій запропонував:

1. Схему РРД.

2. Використання рідкого кисню як окиснювача.

3. Насосне подання палива в камері згоряння.

4. Графіт і тугоплавкі матеріали для камери двигуна.

5. Охолодження камери одним з компонентів, що використовуються в циклі.

Серед зарубіжних учених першими в цій області почали працювати француз Р. Ено-Пельтрі й американець Р. Годдар.

Перший РРД був випробуваний в 1930–1932 рр. Ф. А. Цандером (ОР-1). Цей двигун мав 5 кг тяги, працював на повітряно-бензиновій суміші. 1933 року був випробуваний ОР-2 на рідкому кисні й бензині.

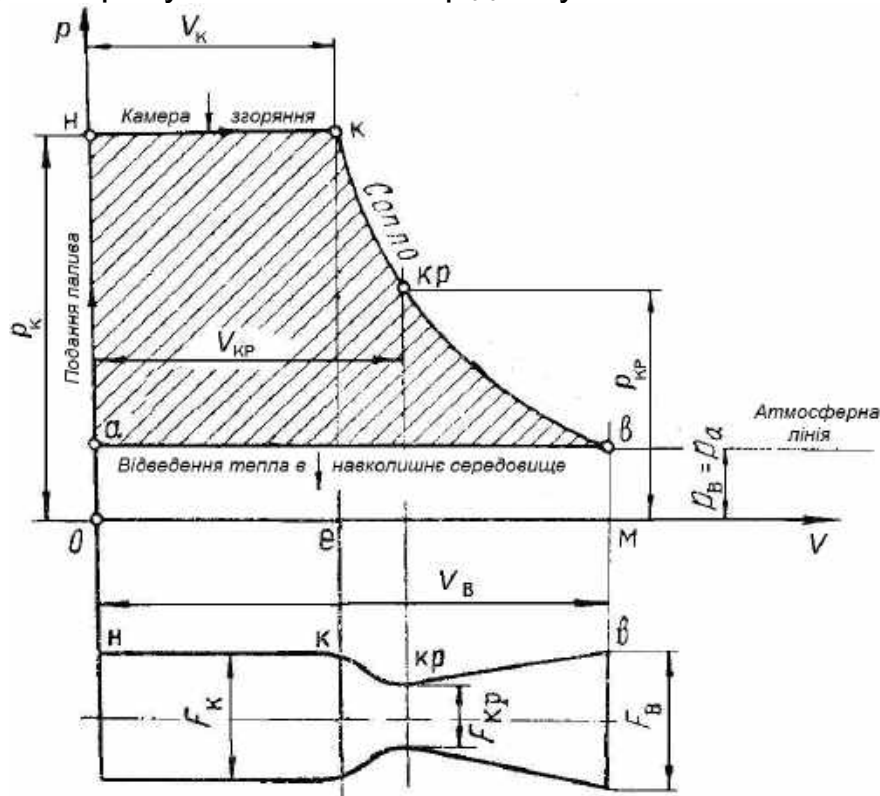


Рис. 2.20. Цикл роботи ідеального РРД у координатах PV

У Німеччині в 40-х роках розробили двигун для снаряда А-4 (Фау-2). Як пальне використовувався спирт, як окиснювач – рідкий кисень, тяга становить 250...260 кН. Сьогодні для космічних польотів як пальне використовується рідкий водень, як окиснювач – рідкий кисень. Тяга таких двигунів становить 5000...8000 кН.

2.4.3. Основні конструктивні елементи РРД

Основними конструктивними елементами РРД у загальному випадку є такі.

1. Камера двигуна, у якій здійснюється спалювання палива й перетворення теплової енергії газів на кінетичну енергію витічного струменя, унаслідок чого створюється тяга.

Камера двигуна складається з головки, камери згоряння й сопла. Головку камери двигуна призначено для розпилювання в заданому ваговому співвідношенні компонентів палива, що подаються в камеру згоряння.

У камері згоряння двигуна відбувається безпосередньо змішування, підігрівання, випаровування й згоряння палива.

У соплі двигуна відбувається перетворення теплової енергії продуктів згоряння палива на кінетичну енергію викидання їх у навколишнє середовище. Ці процеси мають величезний вплив на економічність роботи й тягові характеристики двигуна.

Процеси в камері згоряння і соплі двигуна тісно пов'язані між собою. Від ступеня завершеності процесу в камері згоряння залежить частка хімічної енергії, яка може виділитися в соплі внаслідок догоряння палива й рекомбінації молекул газів.

2. Система подання палива двигуна зазвичай складається з одного, двох або кількох паливних баків, механізму примусового подання компонентів палива в камеру двигуна, джерела енергії для приведення в дію цього механізму, комунікацій та арматури (трубопроводи, вентиля, клапани, витратні шайби і т. ін.), що забезпечують у сукупності нормальний запуск, робочий режим і зупинення двигуна.

У деяких випадках паливні баки до елементів двигуна не належать, а входять до складу літального апарата.

Двигун може мати такі системи подання палива й керування, при яких можна запустити його в роботу й зупинити в разі потреби.

3. Система запалювання двигуна, що являє собою пристрій для запалювання палива при запуску РРД.

У деяких типах РРД система запалювання конструктивно не зв'язана з камерою двигуна, і навіть іноді її зовсім немає, якщо використовуються самозаймисті компоненти палива.

4. Силова рама двигуна або інші засоби для кріплення агрегатів двигуна між собою й передання сили тяги до літального апарата.

Забезпечення агрегатів двигуна стисненим газом може бути автономним і бортовим. Для автономного живлення іноді використовується повітряний балон з блоком редукторів, трубопроводами, арматурою й клапанами, необхідними для створення напору в паливних баках та інших цілей.

Жорсткі вимоги, що ставляться до двигуна у зв'язку з великою концентрацією енергії в застосовуваних паливах, складність перебігу в ньому фізико-хімічних процесів, а також вимоги техніки безпеки під час роботи привели до того, що сучасні РРД у конструктивному відношенні в багатьох випадках є досить складними силовими установками зі значно розвиненою автоматикою керування.

Прагнення гранично автоматизувати роботу двигуна пояснюється основною особливістю РРД. У цих двигунах за короткий час треба виконати всі операції, необхідні для надійного запалювання палива, збільшення його подачі в камеру згоряння до номінального значення, підтримки цієї витрати постійною або її змінення відповідно до програми роботи двигуна і, нарешті, зупинення двигуна в потрібний момент.

Не можна забувати, що паливо, подане в камеру згоряння, являє собою вибухову горючу суміш. З огляду на великі секундні витрати палива

в двигуні, можна ясно уявити собі, що найменше порушення правильності роботи системи подання або запізнювання моменту займання палива може призвести до накопичення його в камері згоряння і, отже, до раптового займання з різким підвищенням тиску в камері згоряння до великої величини і до вибуху двигуна. Те ж саме може статися і при випадковому перериванні горіння палива або при повторному поданні його в гарячу камеру згоряння після зупинення двигуна. Займання палива в цьому випадку від напруженої поверхні камери також може спричинити вибух двигуна.

Автоматизація системи подання палива в сучасних РРД доводиться до такої досконалості, що всі операції із запуску, виведення двигуна на заданий режим і зупинення його здійснюються тільки після подання на двигун однієї команди.

2.4.4. Класифікація наявних РРД

Наявні рідинні ракетні двигуни за своїми конструктивними схемами, принципом роботи та іншими ознаками є дуже різноманітними. Це пояснюється таким:

- 1) великою різноманітністю палив, що застосовуються;
- 2) призначенням того або іншого типу двигуна, що визначає величину його тяги, програму і тривалість роботи;
- 3) особливостями процесу перетворення в двигуні хімічної енергії палива на кінетичну енергію газового потоку на виході з сопла в навколишнє середовище;
- 4) економічними, виробничими та іншими міркуваннями, а також особливостями в напрямках розроблення двигунів окремих конструкторських бюро.

На конструкцію РРД найбільше впливають область його застосування і вид використовуваного палива.

Для виявлення переваг і недоліків тих або інших типів і конструкцій двигунів, установлення для них доцільних областей застосування, вивчення їх конструктивних та експлуатаційних особливостей наявні РРД доцільно поділити за такими найбільш характерними ознаками.

1. За призначенням двигуна:

- маршові або основні, коли кожен двигун є основним на конкретному апараті й працює протягом усього польоту або більшої його частини;
- стартові, які використовуються для полегшення старту літального апарата, що має маршовий двигун;
- прискорювачі, що використовуються на літальному апараті в польоті на додаток до основного двигуна з метою короткочасного збільшення тяги й швидкості польоту.

Рідинні ракетні прискорювачі, що застосовуються в авіації, часто мають насосне подання палива з механічним приведенням в дію від

основного двигуна літака. Прискорювачі можна багаторазово запускати в роботу під час польоту літака.

Крім того, РРД можуть бути одноразової дії, тобто для здійснення тільки одного польоту після установлення на апараті, і багаторазової дії, тобто для здійснення декількох польотів.

2. За родом використовуваного палива РРД поділяють на двигуни, що працюють на самозаймистих і несамозаймистих компонентах палива. Різні властивості палив впливають на специфічні особливості конструкції двигуна.

Палива для РРД можуть бути однокомпонентними, коли застосовується тільки один рідкий компонент палива (ізопропілнітрат, нітрометан, гідразин та ін.), і двокомпонентними, коли застосовуються два рідких компоненти палива – пальне й окиснювач. Існують також трикомпонентні палива.

Нині найбільшого поширення набули двокомпонентні двигуни.

3. За родом використовуваного окиснювача для пального двигуни класифікують таким чином:

- кисневі, де як окиснювач використовуються рідкий кисень, його алотропічні видозміни і сполуки з горючими елементами;

- азотнокислотні, у яких як окиснювач використовуються оксиди азоту та речовини, що містять оксиди азоту або є їх похідними;

- перекисводневі, у яких використовується перекис водню з рідким або твердим каталізатором;

- фторові, де як окиснювач використовуються фтор, фториди кисню та інші фторвмісні сполуки;

- хлорні, у яких як окиснювач застосовуються хлор, оксиди хлору і речовини, що містять оксиди хлору або їх похідні.

Двигуни також можуть працювати на суспензіях металів і металоїдів з рідким паливом.

Розподіл двигунів за родом використовуваного окиснювача має велике значення, оскільки відмінності у властивостях окиснювачів визначають конструктивні форми двигунів. Немає такого двигуна, який міг би працювати на декількох різних окиснювачах.

Кожен двигун розробляється для цілком певного окиснювача, і зазвичай унаслідок відмінності властивостей використовуваних окиснювачів конструкція одного двигуна відрізняється від конструкції іншого. Розроблення РРД завжди починається з вибору окиснювача і пального для цього двигуна.

4. За способом подання палива в камеру згорання РРД поділяють на такі:

- а) з витіснювальною системою подання палива (рис. 2.21) з допомогою:

- газового акумулятора тиску (ГАТ), тобто тиску холодного газу,

зазвичай повітря (ПАТ), що надходить зі спеціального балона в паливні баки;

- порохового акумулятора тиску (ПоАТ), тобто тиску гарячих порохових газів, що утворюються під час роботи двигуна в спеціальній камері при спалюванні порохового заряду;

- рідинного акумулятора тиску (РАТ), тобто тиску гарячих продуктів згоряння самозаймистих компонентів палива, що утворюються під час роботи двигуна в одній загальній або двох окремих спеціальних камерах (газогенераторах), установлених у верхніх днищах паливних баків;

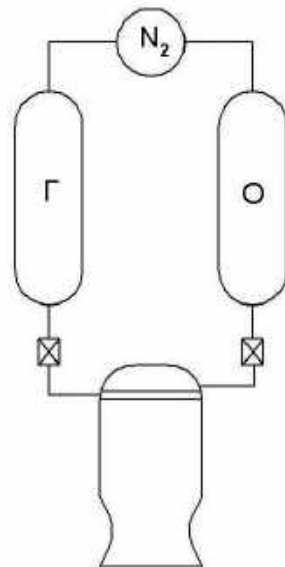


Рис. 2.21. Схема витіснювальної системи подання палива

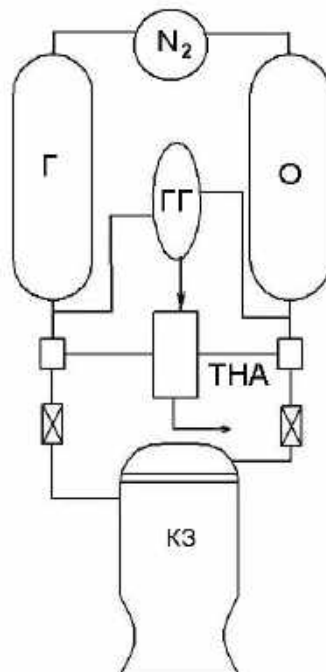


Рис. 2.22. Схема нагнітальної системи подання палива

б) з нагнітальною системою подання палива (рис. 2.22) з допомогою:
- турбонасосного агрегата (ТНА), тобто з подачею компонентів

палива з баків у камеру згоряння двигуна відцентровими насосами, які приводилися в дію парогазовою турбіною, яка живиться парогазом, виробленим у спеціальному газогенераторі (ГГ) з перекису водню, ізопропілнітратом, гіدразином або шляхом спалювання основних компонентів палива, або газом, що відбирається з камери згоряння двигуна;

- інжекторів, робота яких базується на принципі використання кінетичної енергії, що розвивається газом при його розширенні в особливому соплі (газ, необхідний для роботи інжектора, відбирається з камери згоряння або виробляється в спеціальному парогазогенераторі).

Витіснювальну систему подання палива з газовим акумулятором тиску (ГАТ) часто називають газобалонною системою подання палива.

5. За тепловим навантаженням РРД можуть бути:

а) «гарячого» типу, у яких спалюється паливо при високій температурі (2700...3600 °С);

б) «холодного» типу, у яких відбувається розкладання перекису водню при порівняно низькій температурі (320...480 °С).

6. За способом охолодження камери РРД поділяють на двигуни, які мають:

а) регенеративне охолодження, яке полягає в тому, що один із компонентів палива (а іноді обидва компоненти) перед надходженням у камеру згоряння проходить через міжоболонковий простір камери й охолоджує при цьому внутрішню оболонку сопла й камери згоряння;

б) ефузійне охолодження, яке полягає в тому, що охолодна рідина подається з міжоболонкового простору всередину камери через малі пори у внутрішній оболонці, виконаній зі спеціального пористого матеріалу, охолоджує її й одночасно утворює на внутрішній поверхні парогазову плівку, яка захищає оболонку від надмірного нагрівання гарячими газами;

в) проточне водяне охолодження, що зазвичай застосовується на стендових установках.

Можливим також є циркуляційне охолодження камери двигуна водою, яка є одночасно робочим тілом для живлення турбіни насосного агрегата системи подання палива двигуна (замкнене регенеративне охолодження двигуна).

На вибір відповідного способу охолодження двигуна в основному впливає теплонапруженість камери згоряння й сопла.

Регенеративний спосіб охолодження сьогодні є найпоширенішим, оскільки є надійним та економічним. У цьому випадку тепло, передане від внутрішньої оболонки до охолодної рідини, повертається в камеру згоряння.

Для регенеративного охолодження двигуна зазвичай застосовують той компонент палива, який має найменші корозійні властивості, високі значення теплоємності, теплопровідності та інші вигідні для цієї мети характеристики. Для охолодження камер двигунів малих тяг зазвичай

використовується окиснювач, оскільки пального недостатньо для надійного охолодження.

7. За способом захисту внутрішньої оболонки камери від перегрівання (при регенеративному охолодженні) РРД можуть бути:

а) з газовою завісою пального, що утворюється з боку головки камери через периферійні форсунки малої витрати;

б) з плівковими завісами пального, що утворюються в найбільш теплонапружених частинах камери двигуна; пальне подається на внутрішню поверхню оболонки через спеціальні отвори або щілини в ній, при цьому рідина тече по цій поверхні в напрямку газового потоку, поступово нагрівається й випаровується, захищаючи оболонку від надмірного нагрівання;

в) з ізоляцією газової поверхні оболонки від тепла газового потоку (як ізоляція можуть використовуватися кераміка, графіт, оксиди металів та ін.).

Захист оболонки камери від перегрівання газовою або плівковою завісою пального, як і ефузійний спосіб охолодження, зазвичай застосовують у тому випадку, коли внаслідок високої теплонапруженості камери двигуна її не можна охолодити найбільш простим та економічним способом або коли використання останнього при зазначених умовах пов'язане з великими труднощами.

Охолодний тракт камери РРД може бути щілинним, спіральним, спіральньо-щілинним та інших форм.

У конструктивному відношенні найбільш простим і дешевим є кільцевий тракт охолодження.

Камери можуть бути однооболонковими й двооболонковими. Однооболонкові камери мають двигуни «холодного» типу й неохолоджувані двигуни «гарячого» типу, призначені для роботи не більше 5–15 с. Двооболонкові камери мають охолоджувані двигуни «гарячого» типу з відносно великою тривалістю роботи.

Система охолодження камери двигуна має забезпечувати зняття охолодною рідиною з внутрішньої оболонки камери місцевих теплових потоків, які мають максимальне значення поблизу критичного перерізу сопла, при допустимому розігріванні цієї рідини в тракті.

8. За кількістю камер згоряння двигуни поділяють на такі:

а) однокамерні, тобто такі, що мають у своїй конструкції тільки одну камеру згоряння;

б) багатоканерні, тобто такі, що мають у своїй конструкції декілька камер згоряння, здатних працювати в міру потреби одночасно або окремо з метою змінення величини тяги двигуна.

Камери РРД виготовляються сталевими, мідно-сталевими, алюмінієвими, кераміко-сталевими та з інших матеріалів.

Камери згоряння РРД бувають циліндричними, конічними звужуваними, еліптичними, грушоподібними, кульовими та інших форм.

На вибір доцільної форми камери згоряння двигуна впливають вид використовуваного палива, спосіб його розпилювання, тиск у камері згоряння, величина тяги і тривалість роботи двигуна, технологія його виготовлення, вартість та інші фактори.

Вихідну частину сопла камери РРД конструктивно виконують:

а) конічною (кут розхилу вихідної частини сопла зазвичай коливається від 25° до 35°);

б) профільованою (для отримання осьового або близького до такого потоку газів у вихідному перерізі сопла).

Сопла двигунів можуть бути з нерегульованим і регульованим перерізом.

9. За способом розпилювання компонентів палива камери РРД бувають:

а) зі струменевим розпилюванням;

б) зі щілинним розпилюванням;

в) з відцентровим розпилюванням;

г) з передкамерним розпилюванням.

Відцентрові форсунки поділяються на однокомпонентні й двокомпонентні.

За конструкцією приварні й знімні головки камери мають плоску, шатрову, кульову та інші форми. До головки камери згоряння кульової форми належить та її частина, на якій розташовані паливорозпилювальні органи.

10. За способом запалювання основних компонентів палива при запуску РРД класифікуються так:

а) з хімічним запалюванням, тобто у вигляді основних або пускових самозаймистих при контакті компонентів палива;

б) з електричним запалюванням, тобто за допомогою електричних пристроїв (електросвечі й електродуги);

в) з піротехнічним запалюванням, тобто у вигляді піроелектропатрона (факела, що утворюється при згорянні порохової шашки).

11. За величиною номінальної тяги РРД умовно можна поділити на двигуни:

а) малої тяги (близько 0,5...5,0 т), що застосовуються для повітряних торпед різного призначення, невеликих зенітних ракет, стартових двигунів літаків;

б) середньої тяги (близько 5...25 т), призначені для великих зенітних ракет і літаків, ракет середньої дальності, швидкісних і надшвидкісних літаків-перехоплювачів і розвідників;

в) великої тяги (понад 25 т), призначені для великих міжконтинентальних ракет.

РРД виготовляються без регулювання і з регулюванням тяги під час роботи двигуна.

Регулювання величини тяги РРД здійснюють:

а) зміненням секундної витрати палива в камеру згоряння шляхом змінення тиску подання;

б) вмиканням або вимиканням частини паливних форсунок або окремих камер (якщо двигун є багатоканальним).

Якщо баки належать до елементів двигуна, то розрізняють РРД:

а) з послідовним розташуванням баків (один бак розташований за іншим, по одній осі);

б) з концентричним розташуванням баків (один бак розташований усередині іншого).

Паливні баки також можна поділити таким чином:

а) несні, які одночасно є корпусом ракети й несуть її навантаження, і ненесні, які поміщаються в корпусі ракети й несуть тільки статичне навантаження від робочих компонентів, що знаходяться в них;

б) розвантажені від тиску робочого газу (при турбонасосному поданні палива) і навантажені тиском робочого газу (при витіснювальній системі подання палива з ПАТ, ПоАТ і РАТ);

в) «холодні», призначені для рідкого кисню, «гарячі», з яких компонент палива витісняється гарячим газом, і «нормальні», з яких компонент палива витісняється в камеру згоряння холодним газом.

12. За зв'язком двигуна з літальним апаратом конструкції РРД бувають:

а) незалежними від літального апарата (двигун підвішується до літального апарата або встановлюється на апараті);

б) залежними від літального апарата (двигуни зенітних ракет, ракет ближньої і далекої дії).

2.5. Твердопаливні ракетні двигуни

Найбільш ранні відомості про використання твердопаливних ракет (китайських порохових ракет) належать до XIII століття. Прикладом сучасного використання ракетних двигунів твердого палива (РДТП) є бічні прискорювачі Спейс Шаттл, балістичні ракети підводних човнів.

Ракетні двигуни твердого палива є гранично простими за будовою. Вони, по суті, складаються з двох основних частин – камери й реактивного сопла. Камера РДТП одночасно є і камерою згоряння, що витримує значний тиск, і місцем зберігання всього палива. У більшості сучасних РДТП тиск становить від 30 до 100 кг/см². Основною характерною особливістю РДТП є їх простота. У таких двигунах немає системи подання палива. Проте час роботи такого двигуна становить всього декілька секунд або навіть частки секунди і рідко перевищує 1–2 хв. Унаслідок цього такі двигуни набули широкого застосування в прискорювачах, де необхідно отримувати дуже високі тяги протягом коротких проміжків часу. Двигуни, що застосовуються з цією метою, мають меншу вагу, ніж силові

установки будь-якого іншого типу. Застосування РДТП як стартових допоміжних силових установок на літаках дає змогу збільшити корисне навантаження літаків і скоротити довжину пробігу при зльоті.

З експлуатаційної точки зору перевага силових установок з РДТП полягає в тому, що вони завжди готові для використання і не потребують заправлення баків перед самим запуском, тому їх застосовують і як основні двигуни на ракетних снарядах. Типовим прикладом є ракетний снаряд класу «земля – земля». Розроблено також потужні балістичні твердопаливні ракети, якими озброюються атомні підводні човни, і міжконтинентальні балістичні ракети на твердому паливі.

Поряд з цими перевагами є досить істотний недолік. Після запуску двигуна горіння зазвичай триває до повного вигорання палива; при цьому змінення тяги підпорядковується цілком певному закону і не піддається регулюванню. Однак теоретично можливо регулюванням тиску в камері припинити горіння палива і при бажанні знову відновити його. Горіння можна припинити або продуванням камери, або гасінням полум'я спеціальною рідиною. Відновити ж горіння можна тільки при використанні нового заряду запальника. Сьогодні можна здійснити своєчасне вимкнення двигуна, але повторне займання все ще є складною проблемою. Його роботу надзвичайно складно регулювати. Швидкість горіння палива не повинна скільки-небудь значно змінюватися зі зміненням тиску й температури. Регулювання величини тяги РДТП можна здійснювати лише в певних наперед заданих межах, підбираючи твердопаливні заряди відповідної геометрії і структури. Важко регулювати не тільки силу тяги РДТП, але і її напрямком. Для цього треба змінювати положення тягової камери, а вона є дуже великою, адже в ній знаходиться весь запас палива. Існують твердопаливні ракети з поворотними соплами, що є конструктивно досить складними, але дають змогу вирішити проблему керування напрямком тяги. У космонавтиці нині ракетні двигуни твердого палива застосовуються обмежено. Потужні РДТП використовуються на деяких американських ракетах-носіях, наприклад на ракеті «Титан». Найважливішим елементом РДТП є заряд твердого палива. Характеристики двигуна залежать і від елементів палива, і від структури і форми заряду.

Сумішні палива являють собою механічні суміші пального й окиснювача. Як окиснювач у цих паливах зазвичай застосовуються неорганічні кристалічні речовини – перхлорат амонію, перхлорат калію та ін. Зазвичай таке паливо складається з трьох компонентів: поряд з окиснювачем у нього входять полімерне пальне, яке виконує функцію сполучного елемента, та інше пальне у вигляді порошкоподібних металевих добавок, які суттєво покращують енергетичні характеристики палива. Сполучним паливом можуть бути поліефірні й епоксидні смоли, поліуретановий полібутадієновий каучук та ін. Як інше пальне частіше використовуються порошкоподібний алюміній, іноді берилій або магній.

Сумішні палива зазвичай мають більший питомий імпульс, ніж колоїдні, більшу густину, більшу стабільність, краще зберігаються, є більш технологічними. Для приготування сумішного палива в рідке сполучне пальне додають подрібнені кристали окиснювача, металевий порошок та інші добавки, отриманий склад ретельно перемішують і заливають у спеціальні форми або безпосередньо в корпус двигуна, звідки попередньо відкачують повітря. Під дією спеціально введених у суміш каталізаторів сполучна речовина полімеризується і паливо перетворюється на резиноподібну масу.

У ракетному двигуні, що працює на твердому паливі, паливо цілком розташоване в камері згоряння у вигляді одного або декількох блоків певної форми, які називають зарядами, або шашками. Заряди утримуються стінками камери або спеціальними ґратами – діафрагмами. Дуже важливою є геометрична форма заряду. Змінюючи її та використовуючи бронювальне покриття поверхонь заряду, які не повинні горіти, отримують потрібне змінення площі горіння і, отже, необхідні тиск газів у камері й тягу двигуна. Існують заряди, що забезпечують нейтральне горіння, у них площа горіння є незмінною. Так виходить, якщо шашка твердого палива горить з торця або ж одночасно із зовнішньої і внутрішньої поверхонь (для цього всередині заряду робиться порожнина). При регресивному горінні поверхня горіння зменшується. Так відбувається, коли циліндрична шашка горить із зовнішньої поверхні. І, нарешті, для прогресивного горіння, яке забезпечує збільшення тиску в камері згоряння, необхідним є збільшення площі горіння (рис. 2.23). Простим прикладом такого заряду є шашка, що горить по внутрішній циліндричній поверхні.

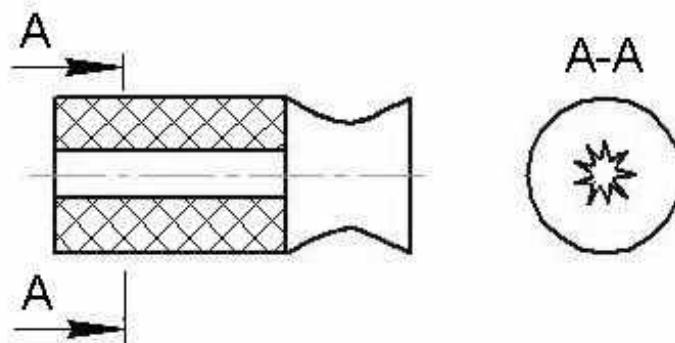


Рис. 2.23. Схема РДТП

У РДТП застосовується піротехнічне, пірогенне й хімічне запалювання паливного заряду.

При піротехнічному запалюванні електрозапал підпалює піротехнічний запальник, від якого запалюється основний заряд. Пірогенне запалювання відбувається від газогенератора твердого палива, який, по суті, являє собою невеликий твердопаливний двигун. Для хімічного

запалювання в камеру вводиться хімічно активна рідина або газ – пусковий окиснювач, що призводить до самозаймання. Густина твердих палив на 20...80 % є більшою, ніж густина рідких палив.

Ця перевага твердих палив частково компенсує їх більш низький одиничний імпульс. У РДТП паливо завжди пов'язане з кожухом двигуна. Тому відношення сумарного імпульсу I до загальної ваги двигуна $G_{дв}$ (включаючи і вагу палива G_p) визначає якість двигуна. Для більшості сучасних конструкцій $G_p \setminus G_{дв} = 0,86$. Якщо збільшити тиск згоряння, то одиничний імпульс також збільшиться, але одночасно збільшиться і пасивна вага двигуна. Тому найкращим буде той двигун, у якого співвідношення цих величин буде оптимальним.

3. ПОВІТРОЗАБІРНИКИ

3.1. Призначення повітрязабірників і вимоги до них

Повітрязабірник є невід'ємною частиною силової установки літального апарата (ЛА), і одночасно його конструкція тісно зв'язана з конструкцією планера.

Залежно від типу двигуна і ЛА повітрязабірники можуть використовуватися для подавання повітря до компресора двигуна з максимально рівномірним полем швидкостей і тисків, а також для гальмування потоку повітря з підвищенням його статичного тиску.

До повітрязабірників ставляться такі вимоги:

- 1) рівномірне поле швидкостей і тисків повітря на вході в компресор;
- 2) мінімальні гідравлічні втрати;
- 3) стійкість роботи на всіх експлуатаційних режимах, простота регулювання;
- 4) виключення обмерзання;
- 5) мінімальні маса й габарити;
- 6) простота конструкції, низька вартість виробництва, простота ремонту, висока надійність.

Проектування й доведення повітрязабірника проводяться разом з проектуванням і доведенням двигуна.

Зі зміненням режиму польоту або режиму роботи двигуна пропускна здатність повітрязабірника й двигуна змінюється різною мірою, тому повітрязабірник має бути забезпечений системою регулювання для узгодження його роботи з компресором двигуна.

Ступінь досконалості перетворення кінетичної енергії повітряного потоку на потенціальну енергію оцінюється коефіцієнтом збереження повного тиску – відношенням повного тиску на виході з повітрязабірника (на вході в компресор двигуна) до повного тиску в набіжному потоці:

$$\sigma_{вх}^* = \frac{P_{вх.к}^*}{P_n^*}.$$

Значення σ_{ex}^* для сучасних повітрязабірників становить 0,96...0,98 і для дозвукового повітрязабірника визначається, головним чином, втратами на тертя всередині каналу, а для надзвукового – ще й втратами в стрибках ущільнення при переході потоку від надзвукового до дозвукового.

3.2. Типи повітрязабірників

Доступні вхідні пристрої характеризуються великою різноманітністю типів і конструктивних форм. Їх поділяють на дозвукові, трансзвукові й надзвукові відповідно до значень максимальних швидкостей польоту літаків, на яких їх встановлено. Діапазони швидкостей польоту літака й вимоги до його маневрених властивостей поряд із застосуванням типом двигуна найбільше впливають на вигляд вхідного пристрою. При дозвукових швидкостях польоту літака і невеликих надзвукових (до $M = 1,5...1,6$) можуть застосовуватися дозвукові повітрязабірники. Дозвукова схема описується рівнянням Бернуллі, з якого випливає, що зі зменшенням швидкості потоку збільшується його статичний тиск, а гальмування потоку відбувається в розширеному каналі (дифузорі).

При дозвуковому потоці повітрязабірники доцільно виконувати з товстою передньою кромкою, при цьому гідравлічні втрати будуть мінімальними.

Різні схеми повітрязабірників для дозвукових швидкостей польоту зображено на рис. 3.1. Схеми різняться в основному формою внутрішнього каналу. У схемі на рис. 3.1, а канал звужується, у схемі на рис. 3.1, б – розширюється, а в схемі на рис. 3.1, в канал спочатку розширюється, а потім звужується. На рис. 3.1 показано графік змінення параметрів повітря у вхідному дифузорі на розрахунковому режимі польоту.

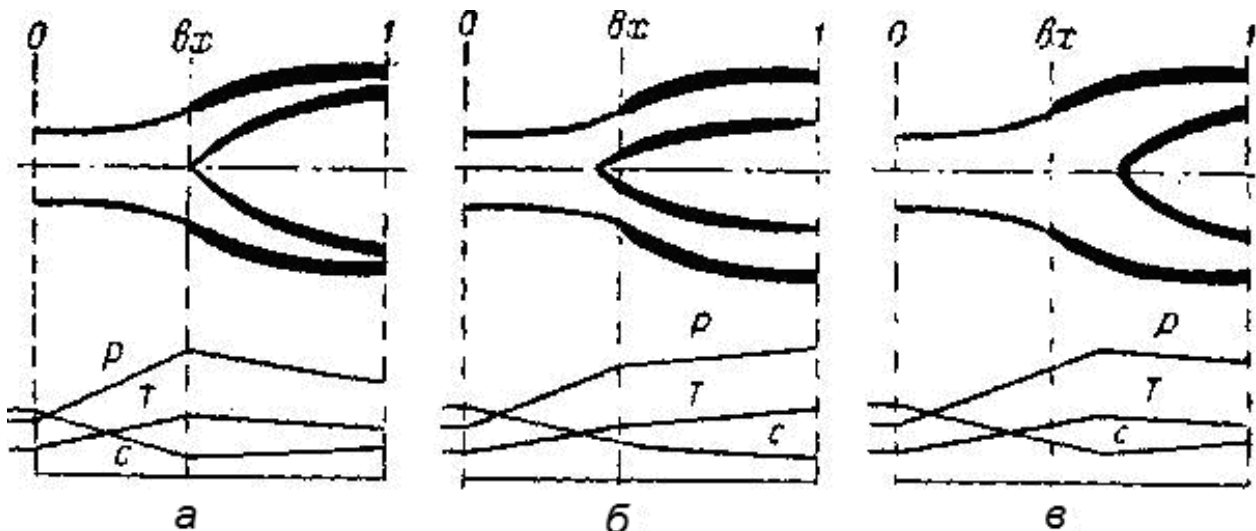


Рис. 3.1. Схеми повітрязабірників для дозвукових швидкостей польоту

Зазвичай з метою зменшення втрат у процесі стиснення площі прохідних перерізів вхідного дифузора вибираються такими, що на розрахунковому режимі польоту гальмування потоку в основному здійснюється до входу в двигун. У середині каналу відповідно до змінення площі прохідних перерізів відбувається гальмування потоку або прискорення. Останнє передбачається для підвищення стійкості потоку й отримання рівномірного поля швидкостей у перерізі 1.

На рис. 3.2 показано форму струменя і змінення параметрів повітря у вхідному дифузорі зі звужуваним каналом у стартових умовах і в польоті, коли швидкість польоту є меншою від швидкості в перерізі 1.

По довжині повітрязабірника наростає примежовий шар, запас кінетичної енергії в ньому буде невеликим, оскільки швидкість потоку в пристінному шарі є невеликою.

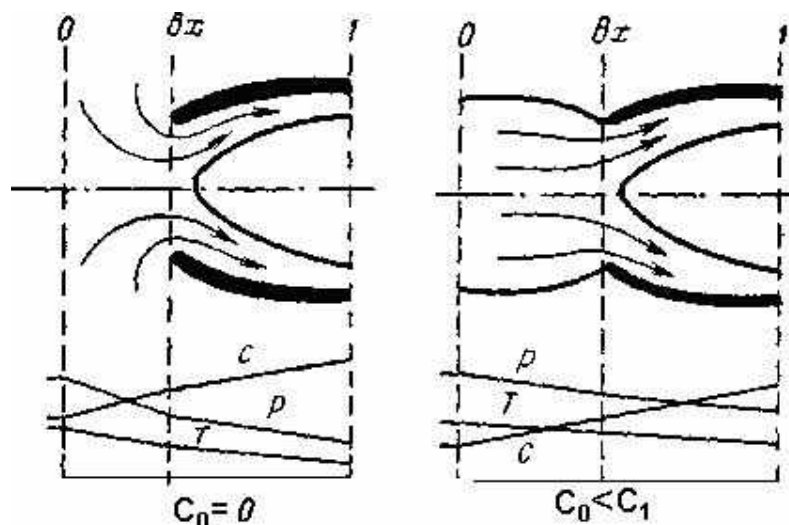


Рис. 3.2. Різні режими роботи повітрязабірника

Там, де товщина примежового шару є ще малою (на початку дифузора), можна різко збільшувати площу поперечного перерізу (тобто отримувати великі швидкості наростання тиску), а до кінця дифузора крива поверхні стає пологішою. Такий дифузор називають ізогradientним.

На виході з дифузора поле швидкостей завжди має істотну нерівномірність. Якщо двигун схильний до нестійкої роботи, то іноді доводиться відмовлятися від застосування дифузора. У цьому випадку на вході в двигун установлюють конфузорний (звужуваний) канал (див. рис. 3.1, а), у якому потік дещо розганяється, статичний тиск падає, але поле швидкостей на вході в компресор виходить більш рівномірним.

Трансзвукові вхідні пристрої (рис. 3.3) використовуються на високоманеврених бойових літаках, що мають великі дозвукові (крейсерські) і відносно невеликі надзвукові (максимальні) швидкості польоту. Підвищення тиску від швидкісного напору в цих повітрязабірниках є більш значним, але визначальними стають вимоги забезпечення багаторежимності й маневреності.

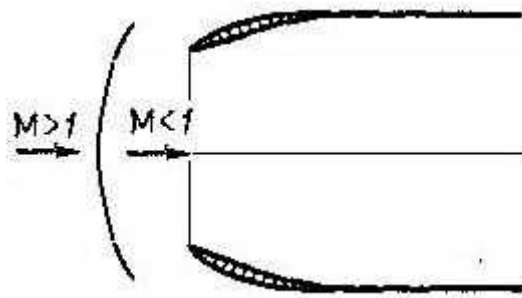


Рис. 3.3. Трансзвуковий вхідний пристрій

Вхідні пристрої (ВП) цих літаків також зазвичай виконуються нерегульованими. Стиснення повітря при надзвукових швидкостях польоту у них здійснюється в основному в прямому стрибку ущільнення, розташованому перед площиною входу. До значень $M_n < 1,4 \dots 1,5$ втрати при стисненні повітря в прямому стрибку є ще невеликими, але при $M_n > 1,5$ вони набагато збільшуються. Цей недолік значною мірою компенсується простотою конструкції і малою масою таких ВП.

При невеликих надзвукових швидкостях (до $M \approx 1,6$) повітрязабірник виконують з гострими передніми крайками (див. рис. 3.3). При цьому на вході в повітрязабірник виникає прямий стрибок ущільнення, у якому при порівняно невеликих втратах повного тиску відбувається перехід потоку від надзвукового до дозвукового ($\sigma_{ст}^* \approx 0,98$).

При збільшенні надзвукової швидкості польоту інтенсивність прямого стрибка і втрати в ньому підвищуються. Виникає необхідність застосування спеціального надзвукового повітрязабірника, у якому гальмування потоку до дозвукової швидкості відбувалося б з невеликими втратами повного тиску. Очевидною є схема зворотного сопла Лаваля з внутрішнім стисненням, у якому відбувається безударне гальмування потоку. Однак такий повітрязабірник є однорежимним, тому на авіаційних двигунах не застосовується.

Надзвукові вхідні пристрої встановлюються на літаках, що мають максимальні швидкості польоту, що відповідають $M_n > 2,0$. Вони характеризуються великою різноманітністю типів і схем і класифікуються таким чином: 1) за кількістю ступенів поверхонь гальмування і, відповідно, косих стрибків ущільнення; 2) за розташуванням стрибків ущільнення відносно площини входу повітрязабірника; 3) за формою вхідного перерізу; 4) за компонованням вхідного пристрою на ЛА.

У тих випадках, коли двигун призначено для швидкостей польоту, що значно перевищують швидкість звуку, процес гальмування струменя, що входить у двигун, намагаються здійснити за допомогою системи стрибків. У такій системі стрибків також матимуть місце втрати, проте у зв'язку з тим, що в похилому стрибку параметри стану повітря зазнають меншого розриву, у цілому ці втрати будуть меншими. Отже, кінцевий тиск гальмування є більшим, ніж у випадку одного прямого стрибка. Чим більше

швидкість і кількість косих стрибків, тим більшим є виграш у величині тиску гальмування порівняно зі стисненням у прямому стрибку.

Надзвукові повітрязабірники можна поділити на повітрязабірники з внутрішнім, зовнішнім і змішаним стисненням.

Схему повітрязабірника з внутрішнім стисненням зображено на рис. 3.4. У середині такого дифузора виникає система первинних і відбитих косих стрибків, кількість яких може бути різною. Кількість цих стрибків визначається профілюванням каналу.

Повітрязабірники з внутрішнім стисненням мають малий зовнішній опір, однак їх застосування ускладнюється тим, що в них не вдається здійснити стійкий процес стиснення з високим ККД у досить широкому діапазоні чисел M польоту.

Для авіаційних двигунів використовують повітрязабірники, у яких потік гальмується спочатку до невеликої надзвукової швидкості в системі косих стрибків (або в одному косому стрибку), що створюються спеціально спрофільованим клином або конусом, а потім в замикальному прямому стрибку з невеликою інтенсивністю набуває дозвукової швидкості.

На рис. 3.5 показано два варіанти надзвукових повітрязабірників із зовнішнім стисненням. Система косих стрибків розташована перед площиною входу, забезпечується з допомогою спеціальної профільованої голки, спрямованої в бік польоту. У першому варіанті (рис. 3.5, а) зображено схему двострибкового дифузора. Перший косий стрибок виникає внаслідок обтікання надзвуковим потоком конуса. У другому варіанті (рис. 3.5, б) реалізуються два косих стрибки завдяки застосуванню двоступеневого конуса.

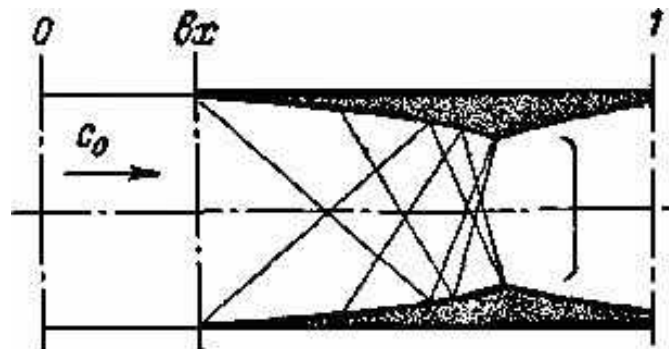


Рис. 3.4. Повітрязабірник із внутрішнім стисненням

В останніх двох випадках також передбачається дозвукова частина дифузора для додаткового підтиснення повітря після останнього прямого стрибка й отримання прийнятних значень швидкості потоку на виході з дифузора.

Основним недоліком дифузоров із зовнішнім стисненням є високий зовнішній опір. Це пояснюється тим, що значні кути повороту потоку і наявність центрального тіла обумовлюють великі кути нахилу зовнішньої обичайки й великі площі міделя.

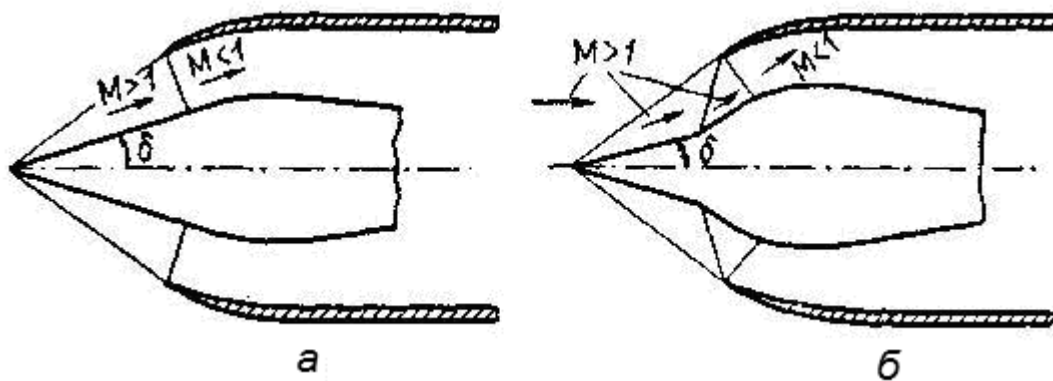


Рис. 3.5. Повітрозабірники із зовнішнім стисненням

Зі збільшенням кількості косих стрибків зменшується їх інтенсивність, знижуються втрати, але ускладнюються конструкція повітрозабірника та його регулювання. При цьому можуть збільшитися втрати при взаємодії потоку з примежовим шаром на клині або конусі. Ці втрати можна зменшити застосуванням повітрозабірника зі змішаним стисненням, у якому потік гальмується до невеликої надзвукової швидкості в системі косих стрибків поза каналом (рис. 3.6), потім у косому стрибку всередині каналу і остаточно переходить до дозвукової в замикальному прямому стрибку всередині каналу.

У схемі дифузора зі змішаним стисненням, показаній на рис. 3.6, стрибки ущільнення розташовуються і всередині дифузора, і поза ним. За властивостями вона займає проміжне положення між схемами з внутрішнім і зовнішнім стисненням.

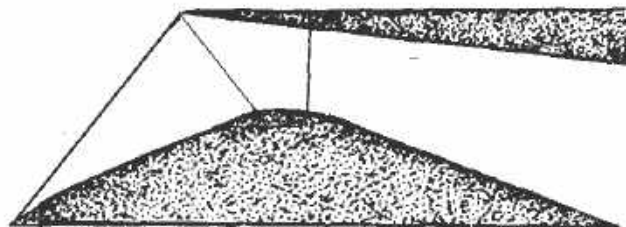


Рис. 3.6. Повітрозабірник зі змішаним стисненням

Така схема дає змогу зменшити кут повороту струменя, що сприятливо відбивається на лобовому опорі силової установки. Однак такий повітрозабірник є дуже чутливим до змінення режиму польоту або роботи двигуна, а також до зовнішніх випадкових збурень (увімкнення й вимкнення форсажу, стрільби з бортових гармат, пусків ракет). Система регулювання такого повітрозабірника виходить досить складною, що часто змушує відмовлятися від його застосування. Наприклад, на надзвуковому пасажирському літаку «Конкорд» застосовуються повітрозабірники із зовнішнім стисненням, які при незначному погіршенні $\sigma_{\text{вх}}^*$ і простій системі регулювання забезпечують досить широкий діапазон стійкої роботи. Однак при швидкостях польоту $M > 2,5 \dots 3$ переваги повітрозабірника зі змішаним

стисненням стають більш вагомими, ніж втрати від ускладнення системи регулювання. Тому, наприклад, на американському літаку SR-71, розрахованому на швидкість $M \geq 3$, застосовуються повітрозабірники зі змішаним стисненням.

За формою поверхні гальмування й вхідного перерізу повітрозабірники поділяють на плоскі й вісесиметричні (зазвичай круглі або напівкруглі).

У плоских повітрозабірниках поверхня гальмування утворюється профільованим клином, а вхідний переріз має форму прямокутника, іноді з невеликими скругленнями в кутових точках. Внутрішній канал виконується з поступовим переходом від прямокутного перерізу до кругового – перед входом у двигун. Можна в широкому діапазоні змінювати геометричні параметри плоских повітрозабірників, у цьому їх головна перевага.

У вісесиметричних повітрозабірниках, що обтікаються незбуреним потоком, поверхню гальмування є профільований східчастий конус. Його вхідний переріз має форму кола (або півкола), а внутрішній канал – форму кільця з подальшим переходом у коло.

За компонованням на ЛА повітрозабірники поділяють на лобові, розташовані в носовій частині фюзеляжу або мотогондоли, і прилеглі, установлені поблизу якої-небудь ділянки поверхні літального апарата (що прилягають до неї).

Лобові вісесиметричні повітрозабірники широко використовувалися на надзвукових літаках першого й другого поколінь (типу МиГ-21, Су-7 та ін.), розрахованих на $M_n = 1,9...2,3$. При розташуванні в носовій частині фюзеляжу ці ПЗ при малих кутах атаки внаслідок рівномірності набіжного потоку й осьової симетрії течії забезпечують високі характеристики за рівнем втрат і структуру потоку на вході в двигун, а також мають хороші вагові дані. Однак зі збільшенням кутів атаки їх характеристики й запаси стійкості різко погіршуються, особливо на надзвукових швидкостях польоту. Для забезпечення їх сталої роботи доводиться вводити корекцію в систему регулювання за кутом атаки.

Повітрозабірники, що прилягають до поверхні ЛА, зазвичай виконуються плоскими і в конструктивному відношенні є більш складними. Вони застосовуються на високоманеврених літаках третього й четвертого поколінь з метою поліпшення характеристик силових установок на великих кутах атаки і ковзання, скорочення довжини й маси каналів подання повітря до двигуна й використання позитивної інтерференції повітрозабірника й літального апарата. За конструктивним виконанням ці ПЗ є дуже різними: підкрильні, підфюзеляжні, надфюзеляжні й бічні (відносно фюзеляжу).

Основна проблема вибору місця розташування плоских повітрозабірників поблизу поверхні ЛА полягає в забезпеченні малої зміни місцевих кутів атаки і ковзання в зоні розташування повітрозабірника порівняно зі зміною кутів атаки і ковзання самого літака. Це досягається

завдяки спрямовувальному (екранувальному) впливу поверхонь, до яких прилягає повітрязабірник. При цьому неприпустимим є потрапляння в повітрязабірник вихрових структур, що утворюються при обтіканні елементів планера, розташованих попереду повітрязабірника. Доцільно використовувати косі стрибки ущільнення, що утворюються при обтіканні крила або носової частини фюзеляжу, як перший ступінь попереднього стиснення потоку. Така інтеграція ВП і ЛА покращує характеристики НВП.

З метою запобігання потраплянню на вхід примежового шару, що утворюється на поверхні фюзеляжу або крила, повітрязабірник розміщують на деякій відстані від відповідної поверхні, забезпечуючи зливання примежового шару через щілинний канал, що утворюється при такому розміщенні.

Одним із недоліків прилеглих вхідних пристроїв (порівняно з лобовими) є те, що вони зазвичай мають більш високу ступінь нерівномірності й нестационарності потоку у вихідному перерізі. Це пояснюється як наявністю нерівномірності течії на вході, так і малою за умовами компонування довжиною повітропідвідних каналів, що не забезпечує вирівнювання параметрів потоку.

4. КОМПРЕСОРИ. ПРИЗНАЧЕННЯ КОМПРЕСОРІВ

Компресор – це лопаткова машина, у якій механічна енергія передається робочому тілу для збільшення його тиску.

Компресор, призначений для стиснення повітря перед поданням його в камеру згоряння ГТД, має стискати з високим ККД велику кількість повітря, що рухається зі швидкістю 180...250 м/с.

Основними параметрами, що характеризують роботу компресора, є:

G_v – масова витрата повітря; $\pi_k^* = \frac{P_k^*}{P_{вх}^*}$ – ступінь підвищення тиску;

n – частота обертання; η_k^* – адіабатичний ККД.

За напрямком руху потоку в проточній частині розрізняють осьові, відцентрові, діагональні й комбіновані (вісевідцентрові) компресори (рис. 4.1).

Осьові компресори найбільш широко застосовуються у ГТД, оскільки вони забезпечують велику витрату й великі ступені підвищення тиску при малих діаметральних розмірах.

Відцентрові компресори використовуються в ГТД у таких випадках:

- у двигунах малої тяги або потужності з невеликою витратою і відносно малим ступенем підвищення тиску;

- як останні ступені комбінованих (вісевідцентрових) компресорів з високим ступенем підвищення тиску.

Усі типи компресорів мають один і той же принцип роботи, примусове розганяння, а потім гальмування повітря в розширних каналах. У них швидкість зменшується, а тиск підвищується. Розганяння потоку здійснюється робочими лопатками. За робочими лопатками встановлено нерухомі, закріплені в корпусі компресора напрямні лопатки, профілі яких формують розширні канали.

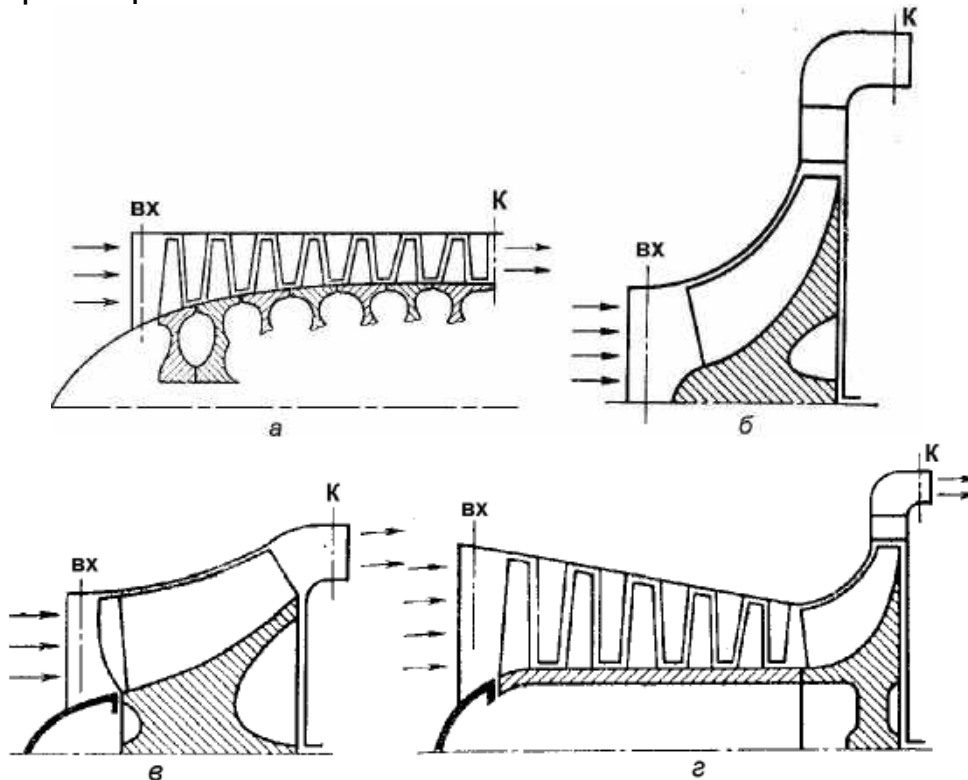


Рис. 4.1. Типи компресорів:
 а – осьовий; б – відцентровий; в – діагональний; г – вісевідцентровий

4.1. Параметри і робочий процес елементарного ступеня

Підвищення тиску в осьових компресорах відбувається послідовно в окремих ступенях (рис. 4.2).

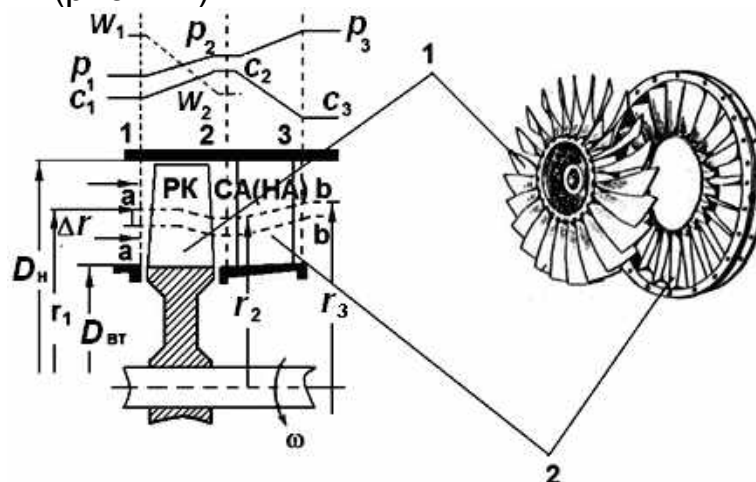


Рис. 4.2. Ступінь осьового компресора з параметрами повітряного потоку:
 1 – робоче колесо; 2 – напрямний апарат

Ступінь компресора складається з робочого колеса й напрямного апарата. Підведення енергії від вала до повітря для його стиснення проводиться в робочому колесі.

Якщо ступінь розсікти двома циліндричними поверхнями, відстань між якими Δr , то між цими поверхнями утвориться елементарний ступінь осьового компресора. Після розгортки цього циліндричного перерізу на площину отримують схему для аналізу (рис. 4.3).

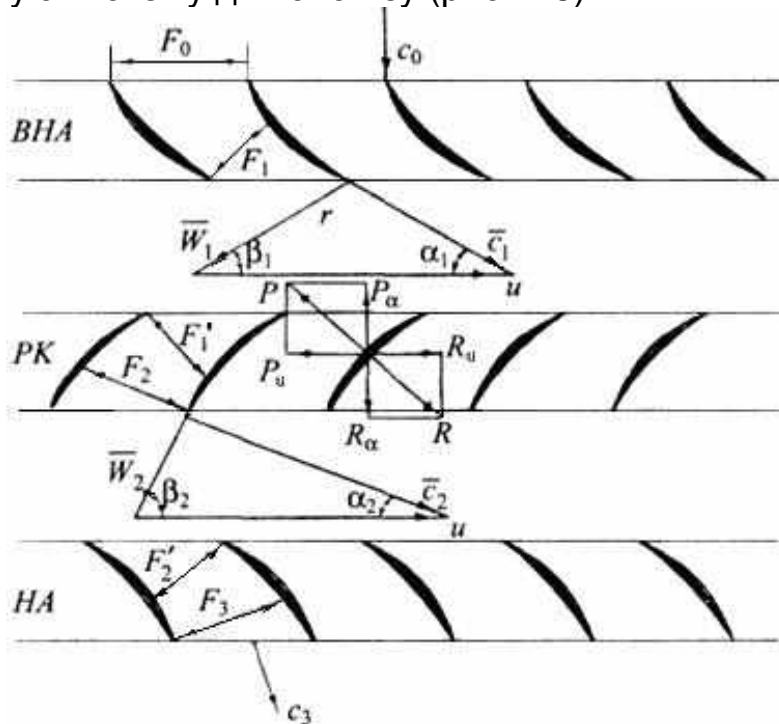


Рис. 4.3. Схема течії повітря в елементарному ступені осьового компресора

На схемі позначено швидкості: c – абсолютна; u – колова; w – відносна (швидкість руху повітря відносно лопаток):

$$\bar{c} = \bar{w} + \bar{u}.$$

З рис. 4.3 видно, що в міжлопаткових каналах робочого колеса й напрямного апарата площі вихідних перерізів F_2 і F_3 завжди є більшими, ніж площі вхідних перерізів F_1 і F_2' , тобто міжлопаткові канали виконуються дифузорними. У таких каналах швидкість потоку зменшується, а тиск збільшується.

Вхідний напрямний апарат (ВНА) установлюється перед першим ступенем компресора. Його призначено для попереднього закручування потоку.

На рис. 4.4 показано, що ВНА дає змогу зменшити відносну швидкість w_1 ($w_1 < w_1'$, завдяки чому істотно знижуються втрати в робочому колесі) або, збільшивши колову швидкість, збільшити роботу ступеня.

Профілі лопаток в елементарному ступені мають спеціальну аеродинамічну форму. На них з боку потоку діє аеродинамічна сила P , яка може бути подана осьовою P_a і коловою P_u складовими. Колова сила P_u

створює момент опору компресора, на подолання якого витрачається робота L_k . Сила R_a , що дорівнює P_a і напрямлена в протилежний бік, виконує в робочому колесі роботу. Унаслідок цього швидкість c_2 за робочим колесом стає більшою за швидкість c_1 , отже, збільшується повний тиск $p_2^* < p_1^*$. У напрямному апараті збільшується статичний тиск, тому що в розширному каналі знижується швидкість потоку.

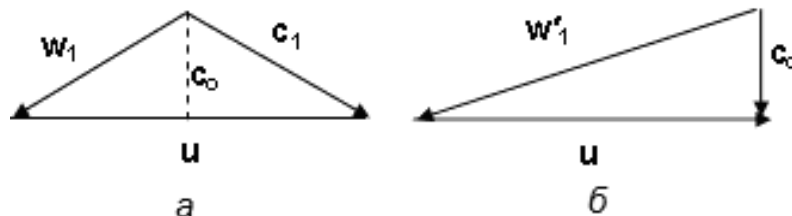


Рис. 4.4. Порівняння трикутників швидкостей на вході в перший ступінь:
а – з ВНА; б – без ВНА

4.2. Вплив радіальних та осьових зазорів на роботу ступеня

Радіальний зазор між робочими лопатками вибирають з умови, що він має бути більшим від нуля на всіх режимах роботи двигуна, включаючи перехідні. На радіальні зазори в основному впливають відцентрові сили й температурне розширення. Крім того, ураховуються технологічні допуски на виготовлення.

Радіальний зазор суттєво впливає на обтікання кінцевої частини лопаток. Через зазор проходить частина повітря з боку увігнутої частини лопатки до опуклої. Це повітря не здійснює роботи, і ККД зменшується. На ККД впливає відносний радіальний зазор. Змінення зазору на 1 % приводить до змінення ККД ступеня на 1,5...3 %, а напору – на 3...5 %. Тому ККД останніх ступенів з короткими лопатками є меншими.

Осьові зазори впливають як на ККД, так і на вібраційні навантаження лопаток. Закромковий слід має вихровий характер. Інтенсивність цих вихорів знижується в міру віддалення від лопаток, з яких вони стікають. На відстані 0,6...0,8 хорди відбувається вирівнювання потоку. Однак такі зазори істотно збільшують довжину й масу двигуна.

Неоднорідність потоку призводить до появи пульсуючих аеродинамічних сил (нестационарних навантажень), які можуть спричинити небезпечні вібрації лопаток наступної решітки профілів. Ці коливання є також джерелом шуму.

Зазвичай у компресорах осьові зазори становлять 0,15...0,25 від величини хорди робочої лопатки, а в одноступеневих вентиляторах з метою зниження шуму осьовий зазор між робочим колесом і напрямним апаратом беруть таким, що дорівнює 1,0...1,5 хорди.

4.3. Багатоступеневі компресори

Через дифузорну форму міжлопаткових каналів ступінь підвищення тиску в дозвуковому ступені не перевищує 1,2...1,4, а в надзвуковому – 1,5...2,5, тому для отримання $\pi_k^* = 20...40$ необхідно застосовувати багатоступеневі компресори. Ступінь підвищення тиску в багатоступеневому компресорі визначається формулою

$$\pi_k^* = \pi_{ст 1}^* \cdot \pi_{ст 2}^* \cdot \dots \cdot \pi_{ст N}^*$$

У міру стиснення повітря й підвищення його густини прохідний переріз компресора зменшується. Осьова швидкість є приблизно постійною. Пара лопаткових решіток (робочих лопаток і лопаток НА) являє собою ступінь компресора. Зазвичай через необхідність великого стиснення доводиться робити компресор багатоступеневим. На рис. 4.5 показано схему чотириступеневого компресора.

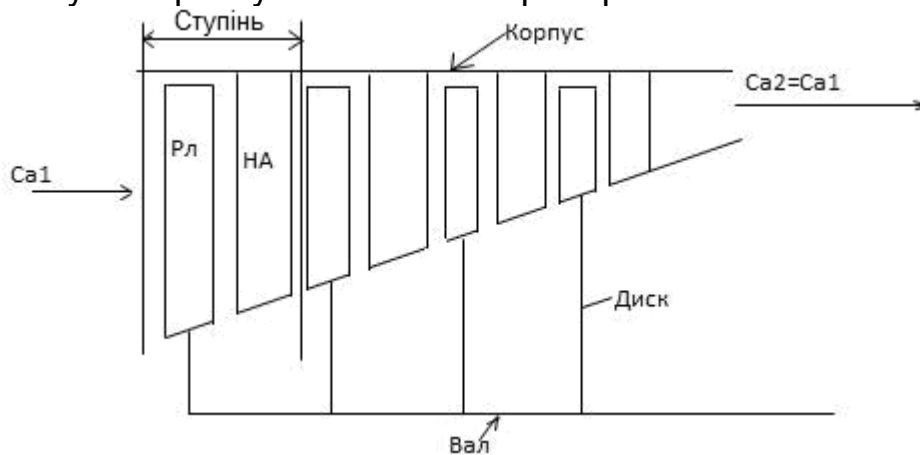


Рис. 4.5. Схема чотириступеневого осьового компресора

При проектуванні компресора прагнуть до зменшення його маси й розмірів і до збільшення ККД. Для цього необхідно вибрати форму проточної частини, визначити потрібну кількість ступенів і розподілити загальну роботу стиснення між ступенями.

Розподіл роботи виконують таким чином:

- на перших ступенях роботу вибирають меншою за середню, тому що ККД цих ступенів є меншими за середній через нерівномірність потоку на вході;

- на останніх ступенях також знижують роботу, тому що їх ККД нижче середнього через велику відносну величину радіального зазору.

4.4. Класифікація осьових компресорів

Класифікують осьові компресори таким чином:

1. За швидкістю потоку в проточній частині – дозвукові і надзвукові.
2. За кількістю роторів (каскадів) – однороторні (однокаскадні), дво- і трироторні.

3. За конструкцією ротора – компресори з ротором барабанного, дискового й барабанно-дискового типу.

4. За способом профілювання проточної частини:

- $D_3 = \text{const}$;

- $D_{\text{вн}} = \text{const}$;

- $D_c = \text{const}$;

- комбінована схема.

5. За конструкцією корпусу – компресори з рознімним і нерознімним корпусом.

6. За способом захисту від помпажу:

- компресори з поворотними НА;

- компресори з клапанами перепуску;

- компресори з поворотними НА і клапанами перепуску.

4.5. Конструкція елементів осьових компресорів

До складу статора входять нерухомі деталі (зовнішній корпус, лопатки напрямних апаратів, корпуси опор).

Ротор – це вузол компресора, який містить деталі, що обертаються (вал, диски, барабан, робочі лопатки).

Класифікація роторів

Ротор *барабанного типу* являє собою циліндричний або конічний барабан, на якому закріплено робочі лопатки. Спереду і ззаду ротор закрито кришками з циліндричними частинами, якими він спирається на підшипники.

Переваги: простота конструкції, висока згинальна жорсткість.

Недоліки: обмежена колова швидкість з умови міцності – 180...200 м/с.

Ротор *дискового типу* містить з'єднані з валом диски, на периферії яких встановлено робочі лопатки. Застосовуються у високонапірних компресорах.

Переваги: висока колова швидкість – 250...360 м/с.

Недоліки: мала згинальна жорсткість, підвищена маса.

Ротор *барабанно-дискового типу* складається з дисків, з'єднаних між собою барабанними ділянками, по яких передається крутний момент.

Переваги: поєднуються переваги роторів дискової й барабанної конструкції (високі колові швидкості, висока згинальна жорсткість).

Недоліки: підвищена маса, складність конструкції.

Робоча лопатка

Робоча лопатка складається з пера і замкової частини. Перо лопатки профілюють виходячи з аеродинамічних міркувань. Це профілювання узгоджується з розрахунком на міцність і коливання. Лопатка повинна мати високу частоту оброблення (∇ 8...10). Гладка чиста поверхня необхідна для зменшення втрат на тертя і збільшення втомної міцності лопаток.

Замкова частина лопатки

Найбільш широкого застосування набули такі замки:

- трапецієподібний («ластівчин хвіст») у поздовжній паз;
- трапецієподібний у кільцевий паз;
- шарнірний;
- типу «ялинка» (у компресорі застосовують досить рідко).

Корпус компресора

Корпус складається з переднього, середнього й заднього корпусів.

Середній корпус компресора являє собою порожнистий циліндр або зрізаний конус, що визначається способом профілювання проточної частини компресора.

Спереду знаходиться корпус переднього підшипника, ззаду – корпус напрямного апарата (з корпусом заднього підшипника).

Корпус може бути цілісним і рознімним.

Рознімний корпус може бути:

- з поперечними рознімами;
- з поздовжнім рознімом;
- з поперечними й поздовжнім рознімами.

До корпусу кріпляться лопатки вхідного напрямного апарата, напрямних апаратів і вирівнювального апарата.

Кріплення буває:

- консольне (застосовується, якщо лопатки є короткими);
- двохопорне (поворотні лопатки й лопатки, що передають зусилля від опор).

Розширення області стійкої роботи осьового компресора

Авіаційний двигун працює в широкій області висот і швидкостей зі зміною режиму роботи від МГ $n = 50...70\%$ до максимального (злітного) $n = 100\%$.

При цьому кути набіжного потоку повітря на лопатки змінюються і можливим є зрив потоку, який супроводжується стрибкоподібним змінням тиску. Це, своєю чергою, призводить до зміння швидкості потоку в проточній частині та виникнення помпажу.

Для усунення нестійкої роботи компресора застосовуються:

- поворотні ВНА;
- поворотні ВНА + НА;
- клапан перепуску.

4.6. Класифікація відцентрових компресорів

Іноді застосовують не осьові, а відцентрові компресори. У них напрямок потоку повітря змінюється від осьового до радіального.

Робочі лопатки, закріплені на диску, не тільки розганяють потік, але й закручують його. Відцентрові сили, що виникають, збільшують стиснення. Тому відцентровий ступінь є ефективнішим за осьовий, проте має менший

ККД. Відцентрові компресори використовувалися на перших англійських ТРД, зараз їх застосовують на допоміжних ГТД, а іноді – на малорозмірних вертолітних ГТД. Їх головною перевагою є компактність.

Відцентрові компресори можна класифікувати за такими головними ознаками:

1. За конструкцією входу:

- компресори з одностороннім входом (застосовуються при малих витратах повітря);

- компресори з двостороннім входом (застосовуються при великих витратах повітря).

2. За конструкцією лопаток колеса:

а) компресори з радіальними лопатками;

б) компресори з лопатками, розташованими під кутом до радіуса колеса:

- закручені проти обертання (дають змогу підвищити напірність без збільшення колової швидкості й діаметральних розмірів);

- закручені по обертанню (дають змогу підвищити ККД компресора).

3. За кількістю ступенів стиснення:

- одноступеневі;

- двоступеневі;

- багатоступеневі.

4. За типом дифузора:

- компресори з безлопатковим дифуззором;

- компресори з лопатковим дифуззором.

Зазвичай лопатки виготовляються як одне ціле з диском з алюмінієвих, титанових сплавів або сталі штампуванням з подальшим механічним обробленням (малорозмірні виготовляються литтям).

Обертовий напрямний апарат, призначений для забезпечення входу повітря на колесо з мінімальними втратами, може бути окремою деталлю, яку прикріплено до колеса.

Корпус зазвичай складається з декількох частин:

- корпусу вхідного каналу з нерухомим напрямним апаратом (у разі, якщо необхідно створити закручування повітря, що надходить у бік обертання колеса; це закручування сприяє зменшенню відносної швидкості повітря на вході в лопатки колеса) або з кільцями (для вирівнювання поля швидкостей);

- корпусу дифузора (кільцевий канал з лопатками);

- силових елементів (силова ферма).

5. ГАЗОВІ ТУРБІНИ

Турбіну призначено для обертання вала компресора або вертолітного (літакового) гвинта, у допоміжних силових установках або при

наземному застосуванні – для приведення в дію електричних генераторів, компресорів або іншого обладнання.

Як і в разі компресорів, у напрямку руху потоку розрізняють осьові, доцентрові, діагональні й комбіновані турбіни. Однак в авіаційних силових установках в основному використовуються осьові турбіни.

Осьова газова турбіна, як і компресор, є лопатковою машиною. Тільки якщо компресор споживає механічну роботу, то турбіна її виробляє. Споживаючи роботу, компресор стискає повітря. Турбіна ж виробляє роботу шляхом перетворення енергії газового потоку.

Принцип дії турбіни, як і компресора, підпорядковується правилу «розганяння – гальмування». Але якщо в компресорі розганяння потоку відбувається внаслідок прикладеної механічної роботи, а гальмування на основі законів газової динаміки, то в турбіні навпаки: розганяння потоку – на основі законів течії в каналах, а гальмування – механічне.

5.1. Робочий процес та основні параметри ступеня турбіни

Ступінь турбіни складається з соплового апарата й робочого колеса. Лопатки соплового апарата утворюють звужувані криволінійні канали. Тому швидкість потоку в них збільшується, а потенціальна енергія потоку перетворюється на кінетичну. Одночасно забезпечується необхідне закручування потоку на вході в робоче колесо.

Лопатки робочого колеса також утворюють звужувані канали, тому газ в них продовжує розширюватися. При цьому відносна швидкість збільшується, а температура зменшується. Швидкість c_2 газу в абсолютному русі на виході з робочого колеса є значно меншою, ніж швидкість c_1 на вході. Одночасно зменшується тиск. Це пояснюється тим, що газ здійснює роботу, яка через лопатки й диск відводиться до вала.

Густина газу від ступеня до ступеня зменшується, а площа проточної частини й висота лопаток збільшуються (рис. 5.1).

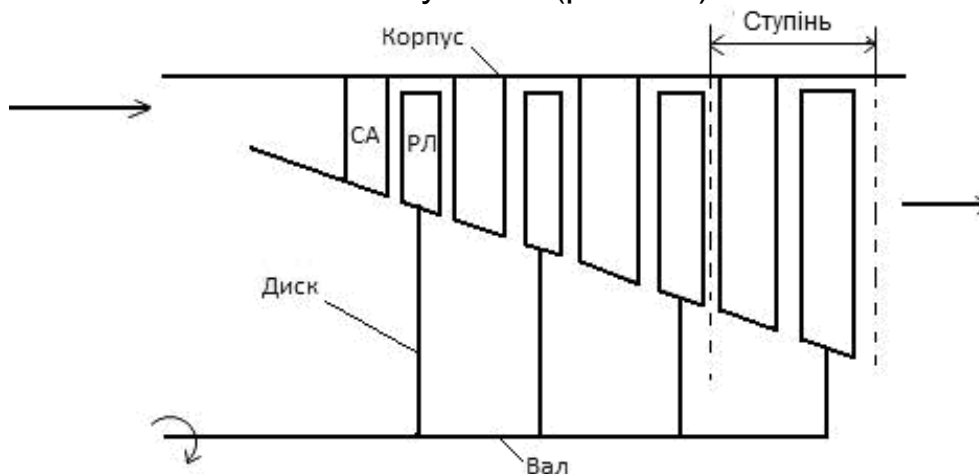


Рис. 5.1. Схема чотириступеневої осьової турбіни

Як видно з рис. 5.2, максимальна швидкість газового потоку спостерігається на виході з соплового апарата, вона дорівнює швидкості звуку. Особливо це є характерним для турбіни високого тиску, яку намагаються спроектувати одноступеневою, тому в ній ступінь розширення є дуже великим (3,5...5,0). Досягнувши швидкості звуку в мінімальному перерізі – горлі каналу, розташованому на виході з соплового апарата, газовий потік потрапляє в розширний канал, так званий косий зріз, і прискорюється до надзвукової швидкості. Швидкісні струмені з сопла потрапляють на робочі лопатки, закріплені в диску. На них виникає колове зусилля, і диск обертається.

Принциповою відмінністю течії у проточній частині турбіни від течії у компресорі є конфузورها форма міжлопаткових каналів.

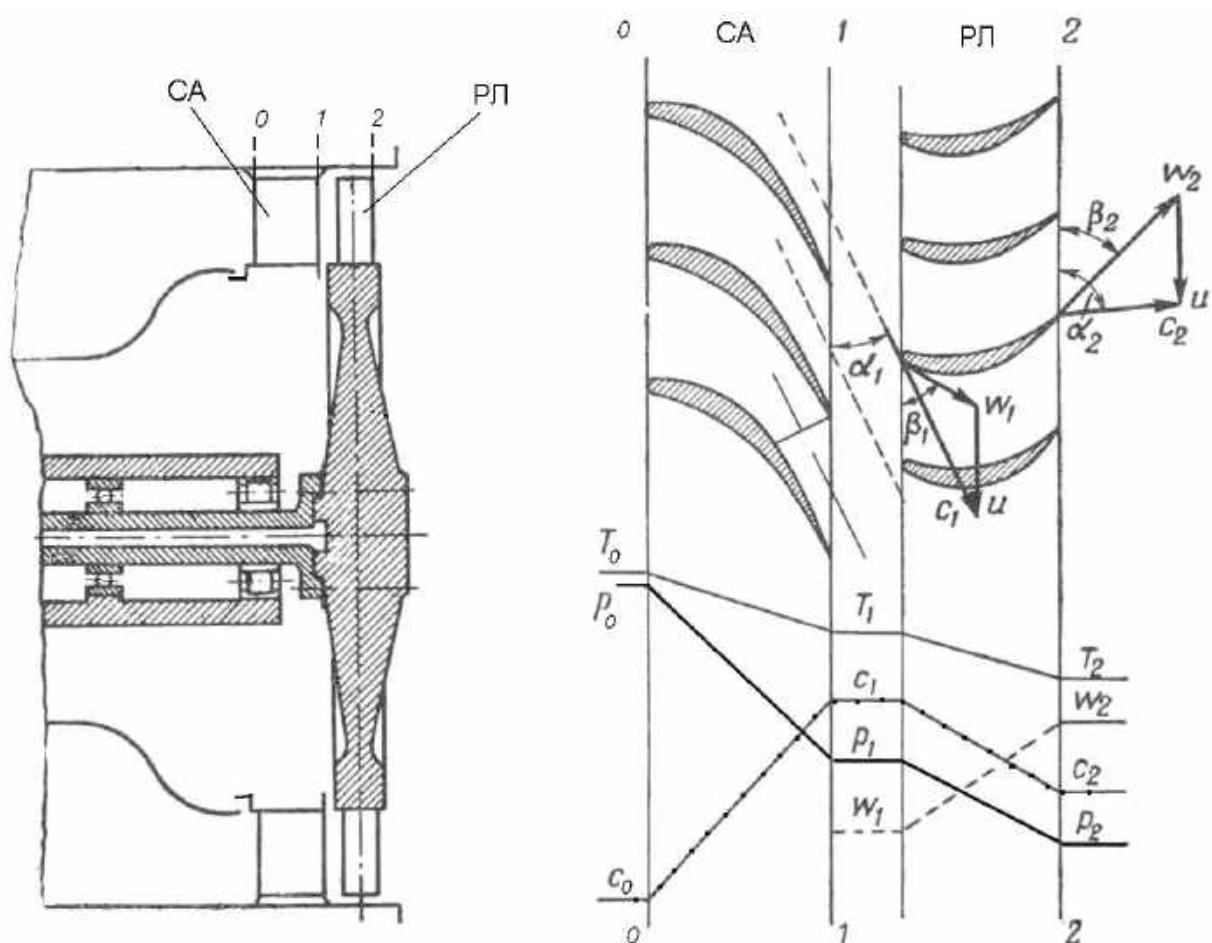


Рис. 5.2. Схема одноступеневої турбіни

У конфузорному каналі потік більш стійкий, унаслідок чого в турбіні діапазон стійкої роботи дуже широкий. Канали можна проектувати з великим поворотом потоку, тому робота й зміна тиску в ступені турбіни є значно більшими, ніж у ступені компресора.

Основними параметрами ступеня є ступінь зниження тиску π_{cm}^* , ККД η_{cm}^* і робота ступеня L_{cm} .

Через високі робочі температури деталей і відповідні радіальні деформації радіальні зазори в турбіні змінюються значно сильніше, ніж у компресорі.

5.2. Класифікація газових турбін

Газові турбіни класифікуються таким чином:

1. За кількістю ступенів:

- одноступеневі;
- багатоступеневі.

2. За кількістю валів:

- одновальні;
- двовальні;
- тривальні.

3. За напрямком руху газу:

- осьові;
- радіальні (доцентрові).

В авіаційних ГТД набули застосування осьові турбіни. Радіальні турбіни порівняно з осьовими мають більшу вагу й радіальні розміри.

4. За конструктивними ознаками:

- за розташуванням опор – з консольним розташуванням дисків, з розташуванням дисків між опорами (якщо турбіна має велику масу для зниження згинальних напружень);

- за конструкцією ротора – з нерознімним і рознімним ротором.

5. За способом охолодження соплових і робочих лопаток:

- турбіни з неохолоджуваними соплами й робочими лопатками;
- турбіни з повітряним охолодженням соплових і робочих лопаток (застосовуються відкриті системи повітряного охолодження, повітря проходить по каналах порожнистих лопаток і виводиться в газовий тракт);
- турбіни з рідинним охолодженням (для охолодження може використовуватися паливо (гас), недоліком є необхідність забезпечення герметичності, збільшення ваги СУ).

Ротор турбіни

Ротор складається з вала, дисків і робочих лопаток (іноді крім силових дисків використовують покривні диски).

З'єднання вала з дисками і дисків між собою можуть бути рознімними й нерознімними.

Особливості роботи з'єднань:

- велика величина переданого крутного моменту;
- підвищена температура внаслідок передання тепла від лопаток до дисків;
- можливість появи вібраційних навантажень через незрівноваженість ротора, пульсації газового потоку, що впливає на робочі лопатки;

- поява значних згинальних навантажень при еволюції літального апарата;

- можливість втрати центрування деталей через їх різне нагрівання (гаряча деталь вставляється всередину холоднішої з високим зусиллям, коли внутрішня деталь охолоджується, а зовнішня нагрівається).

Робочі лопатки

Робоча лопатка має перо, замкову частину, часто на кінці пера лопатки виконується полиця.

Перо лопатки профілюється за розрахунками на основі рекомендацій теорії газових турбін.

Для охолодження всередині пера лопатки виконуються канали для проходження повітря. Якщо лопатки є малими за розмірами і немає можливості виконати канали для проходження повітря, їх роблять неохолоджуваними.

Охолоджувані робочі лопатки класифікуються таким чином.

1. За організацією теплообміну:

- з конвективним теплообміном;
- з конвективно-плівковим теплообміном.

2. За напрямком руху охолодного повітря:

- з поздовжнім рухом;
- з поперечним рухом;
- з поздовжньо-поперечним рухом.

Замки лопаток

Замок лопаток турбіни є високонавантаженим елементом конструкції, тому що лопатки турбіни завжди (за інших рівних умов) мають більшу масу, ніж компресорні, а крім того, нагріваються до високих температур (знижується границя міцності).

Сьогодні найбільшого поширення набули замки типу «ялинка».

Замок має 3–6 зубів, над замком розташована полиця, між замком і полицею може бути подовжена ніжка.

Переваги замка:

1. Матеріал кореневої частини лопатки і периферійної частини диска використовується досить раціонально (лопатки і диски виходять найбільш легкими).

2. Малі розміри кореневої частини замка лопатки дають змогу розмістити на диску велику кількість лопаток.

3. Вільна посадка лопатки в замок не перешкоджає розширенню обода диска і не спричиняє температурних напружень.

4. Завдяки вільній посадці лопаток у диск лопатка може самовстановлюватися під дією відцентрових сил, при цьому згинальні моменти є мінімальними.

5. Завдяки наявності сил тертя в замку коливання лопатки погашаються.

6. Можливість легкої заміни пошкоджених лопаток.

Недоліки замка:

1. Невелика поверхня контакту спричиняє погане теплопередавання від лопаток до диска.

2. Велика концентрація напружень через малий радіус заокруглення в зубах може призвести до появи втомних тріщин і руйнування на западинах замка.

3. Необхідна висока точність оброблення замка по кроку й кутах. Лопатки виготовляються литтям (зі спрямованою кристалізацією) з подальшим механічним обробленням.

Статор турбіни

Статор турбіни складається з корпусу, соплових лопаток і силових елементів, що з'єднують корпус опор із зовнішнім корпусом.

Корпус турбіни є зовнішньою стінкою проточної частини і належить до силової схеми двигуна.

Корпус являє собою циліндричну оболонку або оболонку у формі зрізаного конуса багатоступеневої турбіни. Корпус складається з декількох частин. Розніми корпусу – тільки поперечні.

До передньої частини корпусу турбіни кріпиться корпус камери згоряння, до задньої – сопло й форсажна камера, якщо двигун з форсажем.

Соплові лопатки

Соплові лопатки зазвичай мають профільну частину й зовнішню і внутрішню полиці. Профільна частина – порожниста охолоджувана, тому що температура газу є максимальною. Зовнішні та внутрішні полиці утворюють проточну частину соплового апарата. Кріплення лопаток – двохопорне й консольне. Оскільки лопатки нагріваються до дуже високих температур, необхідно закріпити їх так, щоб була забезпечена можливість теплового розширення:

- верхня полиця кріпиться жорстко до зовнішнього корпусу, а внутрішня – з зазором (телескопічно);
- внутрішня полиця кріпиться жорстко, а зовнішня – з зазором;
- профільна частина – рухомо в зовнішньому і внутрішньому корпусах.

Соплові лопатки не належать до силової схеми двигуна. З цієї причини силові елементи встановлюють всередині соплових лопаток або з'єднують корпус опори турбіни з зовнішнім корпусом профільованими стояками, які передають зусилля, що виникають на підшипнику.

Радіальні зазори

Оскільки в турбіні є обертові й необертові деталі, то між ними мають бути зазори для запобігання зачіпанню. При роботі двигуна зазори змінюються через нагрівання й розширення деталей ротора і корпусу різною мірою.

Фактори, що впливають на зазори:

1. Температурна деформація лопаток, диска й корпусу турбіни.
2. Деформація лопаток і диска відцентровою силою.

3. Деформація деталей унаслідок тривалої експлуатації.

4. Деформації під дією інерційних сил при маневруванні ЛА.

Розглянемо, як змінюється радіальний зазор на різних режимах роботи двигуна. На непрацюючому двигуні між робочими лопатками й корпусом існує початковий зазор δ . При запуску двигуна швидше прогривається корпус і зазор збільшується (рис. 5.3). Потім при прогріванні диска турбіни й виході двигуна на робочий режим зазор зменшується й набуває робочого значення. При вимиканні двигуна швидше охолоджується корпус і зазор стає мінімальним, при цьому можливо зачіпання робочих лопаток за корпус.

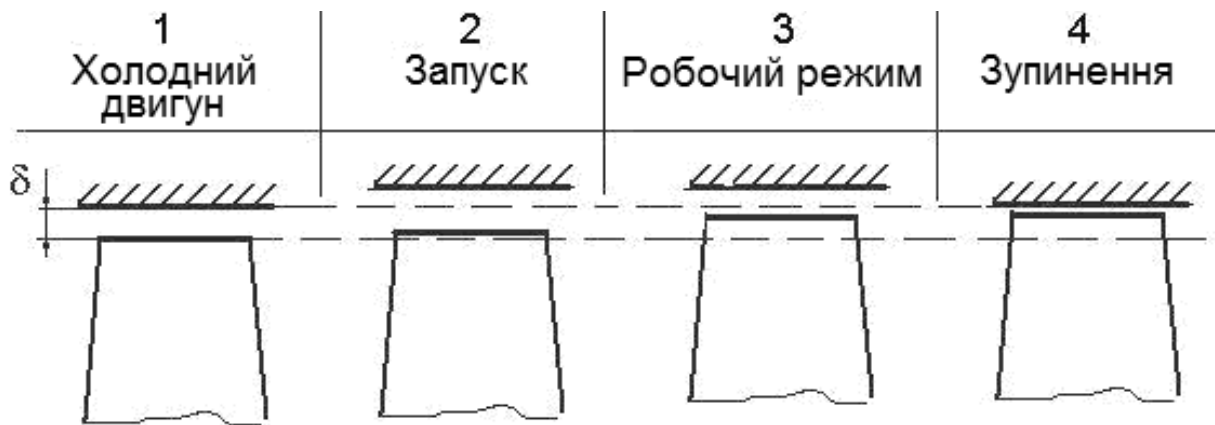


Рис. 5.3. Схема змінення радіального зазору

У зв'язку зі складністю врахування всіх факторів, що впливають на змінення радіального зазору, для запобігання зачіпання лопаток за корпус над робочими лопатками встановлюють спеціальні вставки, що легко припрацьовуються.

1. Металокерамічні вставки поміщають у трапецієподібні пази, а потім проточують до потрібного діаметра (рис. 5.4, а).

2. Стільникові ущільнення з тонкого жаротривкого листа завтовшки 0,3...0,5 мм припаюють до зовнішнього корпусу (рис. 5.4, б).

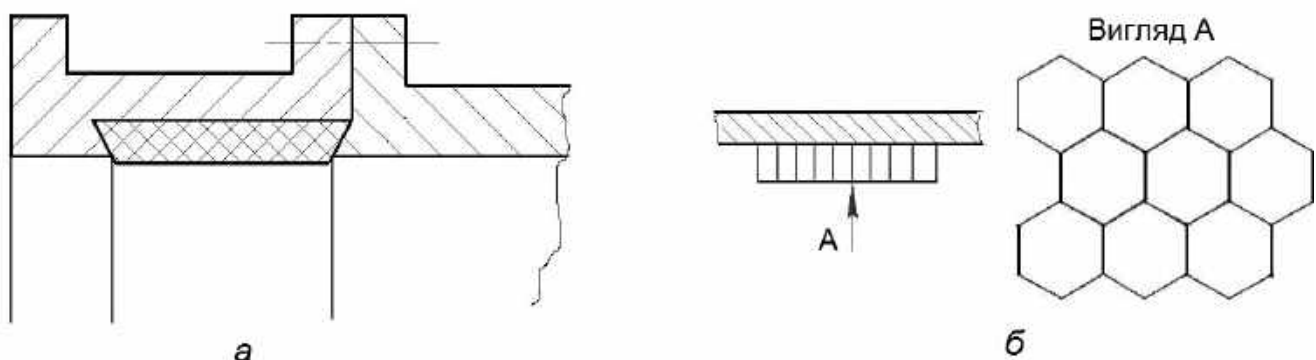


Рис. 5.4. Вставки, що припрацьовуються:
а – металокерамічна вставка; б – стільникове ущільнення

5.3. Система охолодження деталей турбіни

Призначення системи охолодження турбіни полягає в підтримуванні максимально допустимих значень температури деталей, при яких забезпечуються достатня механічна міцність конструкційних матеріалів, необхідна надійність роботи і встановлених ресурсів.

Охолодження деталей турбіни дає змогу підвищити температуру робочого циклу (отже, підвищити тягу й економічність двигуна) або відмовитися від дорогих конструкційних матеріалів на основі нікелю і кобальту.

Охолоджуваними елементами є робочі й соплові лопатки, диски й корпус турбіни. Найбільш важко охолоджувати робочі лопатки через складність форми й динамічні навантаження.

Вимоги до системи охолодження є такими:

- висока ефективність (задане зниження температури деталей досягається при малих витратах потужності на охолодження);
- простота конструкції;
- висока надійність.

Застосовуються відкриті повітряні системи охолодження. Після охолодження деталей повітря скидається в проточну частину. Звідси випливає, що необхідно економно витратити повітря, і воно повинно мати тиск, вищий, ніж у проточній частині двигуна.

Охолодження робочих лопаток

1. Охолодження тепловідведенням у диск. Температура лопаток знижується завдяки відведенню тепла внаслідок теплопровідності в диск, а диск охолоджується повітрям. Таке охолодження застосовується при $T_r^* = 1200 \dots 1250 \text{ K}$.

2. З внутрішнім повітряним охолодженням. При внутрішньому конвективному охолодженні охолодне повітря проходить по спеціальних каналах усередині лопатки, відводить тепло від лопатки й надходить у проточну частину турбіни.

Системи внутрішнього конвективного охолодження лопаток можна поділити на групи, що різняться напрямком проходження повітря:

- з поздовжнім напрямком;
- з поздовжньо-поперечним (змішаним) напрямком;
- з поперечним напрямком.

Охолодження дисків

Охолодження дисків проводиться кількома способами:

1. Радіальним обдуванням бічних поверхонь диска.
2. Струминним обдуванням обода.
3. Продуванням повітря через монтажні зазори в замках робочих лопаток.
4. Комбінованим охолодженням (наприклад, 1-й і 3-й способи).

У разі радіального обдування повітря підводиться до центральної частини диска і потім спрямовується на бічні поверхні з допомогою дефлекторів (покривних дисків), завдяки чому підвищується ефективність охолодження. Перевагою тут є висока ефективність. Недоліки полягають у великій різниці температур між ободом і центральною частиною диска, що призводить до великих температурних напружень.

У разі струминного обдування повітря підводиться до обода через спеціальні сопла. Перевагою тут є невелика різниця температур, а недоліком – низька ефективність.

У разі продування повітря через монтажні зазори в замках робочих лопаток досягається висока ефективність завдяки великій поверхні теплообміну в них. Тому цей спосіб зазвичай комбінують з радіальним обдуванням диска.

6. ОСНОВНІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГТД

6.1. Призначення камер згоряння ГТД

Камери згоряння ГТД призначено для підведення тепла до робочого тіла шляхом перетворення хімічної енергії палива на теплову. Параметри камер згоряння значною мірою впливають на економічність, надійність та екологічні характеристики двигуна.

Камери згоряння працюють у дуже складних умовах:

- високі температури газів (в ядрі горіння температура газу становить 2300 К);

- високі температури елементів камер (корпусів – 600...650 К, жарових труб – 1000...1200 К) при значній нерівномірності температурного поля (нерівномірність температурного поля газового потоку становить 75...100 °С по колу і 40...70 °С по радіусу);

- елементи конструкції камер згоряння, особливо жарові труби, змішувачі, омиваються хімічно активними газами при підвищеному тиску (2,5...4 МПа) і значних швидкостях руху газу.

Нерівномірне нагрівання елементів конструкції камер згоряння і поділ потоку на окремі струмені завихрювачами, форсунками та змішувачами спричиняють їх викривлення і навіть прогари, що ще більше спотворює газовий потік, призводячи до місцевих перегрівів, вібрації та руйнування конструкції.

Процеси, що відбуваються в камері згоряння, важко піддаються теоретичним розрахункам, тому при створенні камер основними є дані експериментів з подальшим тривалим і трудомістким доведенням виготовлених зразків на спеціальних стендах.

Конструкція камер згоряння крім загальних вимог щодо якомога менших маси й габаритів, максимальної простоти й надійності має задовольняти багатьом специфічним вимогам, основними з яких є:

- стійке горіння палива на всіх режимах роботи двигуна й польоту літального апарата;
- повнота згоряння палива (коефіцієнт виділення тепла в сучасних камерах $\eta_{кз} = 0,95...0,99$) при мінімальному нагріванні елементів конструкції двигуна й літального апарата і мінімальних втратах тепла в навколишнє середовище;
- екологічна чистота;
- малі гідравлічні втрати (коефіцієнт збереження повного тиску в сучасних камерах згоряння $\sigma_{кз} = 0,95...0,97$);
- короткий факел полум'я, завдяки чому зменшується осьовий розмір камери згоряння й виключається потрапляння полум'я на соплові й робочі лопатки турбіни;
- рівномірне поле швидкостей, температур і тисків газу на виході з камери, оскільки нерівномірне поле температур і довгий факел полум'я можуть призвести до місцевого перегрівання і прогару лопаток соплового апарата й робочого колеса, а нерівномірність полів швидкості й тиску – до вібрацій робочих лопаток та їх втомного руйнування;
- надійність запуску (розпалювання) камери згоряння в будь-яких умовах експлуатації;
- простота у виробництві, при експлуатації та ремонті.

У всіх камерах згоряння стійке горіння забезпечується, по суті, одним і тим же способом – створенням у камері потоку гарячих газів, що рухаються назустріч основному потоку повітря й палива (зони зворотних струмів). При цьому відбувається перемішування палива й повітря, випаровування палива і займання паливоповітряної суміші. Зустрічні потоки повітря й гарячих газів організовуються стабілізаторами горіння (завихрювачами), за допомогою яких на початку камери створюється зона зі зниженим тиском і виникає зворотний струм повітря й гарячих газів.

Повнота згоряння палива забезпечується підведенням до зони горіння такої кількості повітря, щоб коефіцієнт надлишку повітря був близький до одиниці (для спалювання 1 кг гасу необхідно підвести 14,8 кг повітря; таку суміш називають стехіометричною). Підвищення температури в цій зоні в межах 1800...2300 К сприяє кращому випаровуванню палива, забезпечує збільшення швидкості хімічних реакцій окиснення і робить процес горіння інтенсивним, стійким і повним.

Малі гідравлічні втрати забезпечуються відповідним профілюванням проточної частини камери згоряння, відсутністю різких поворотів потоку й виступів, які можуть спровокувати незаплановану турбулентну течію (рис. 6.1).

Осьовий розмір камери зменшують організацією процесу згоряння палива в первинній зоні, що сприяє зменшенню довжини факела полум'я, і підведенням вторинного повітря, а також розробленням спеціальних конструкцій камер (наприклад, двоярусних). Цими ж факторами

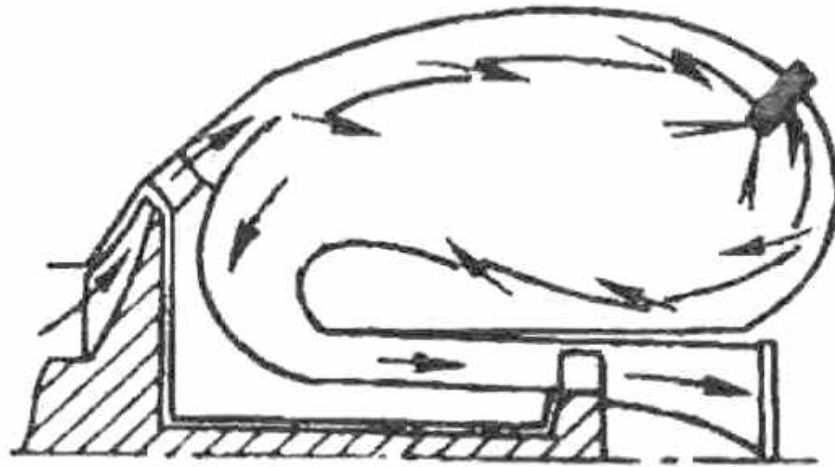


Рис. 6.2. Петльова камера згоряння

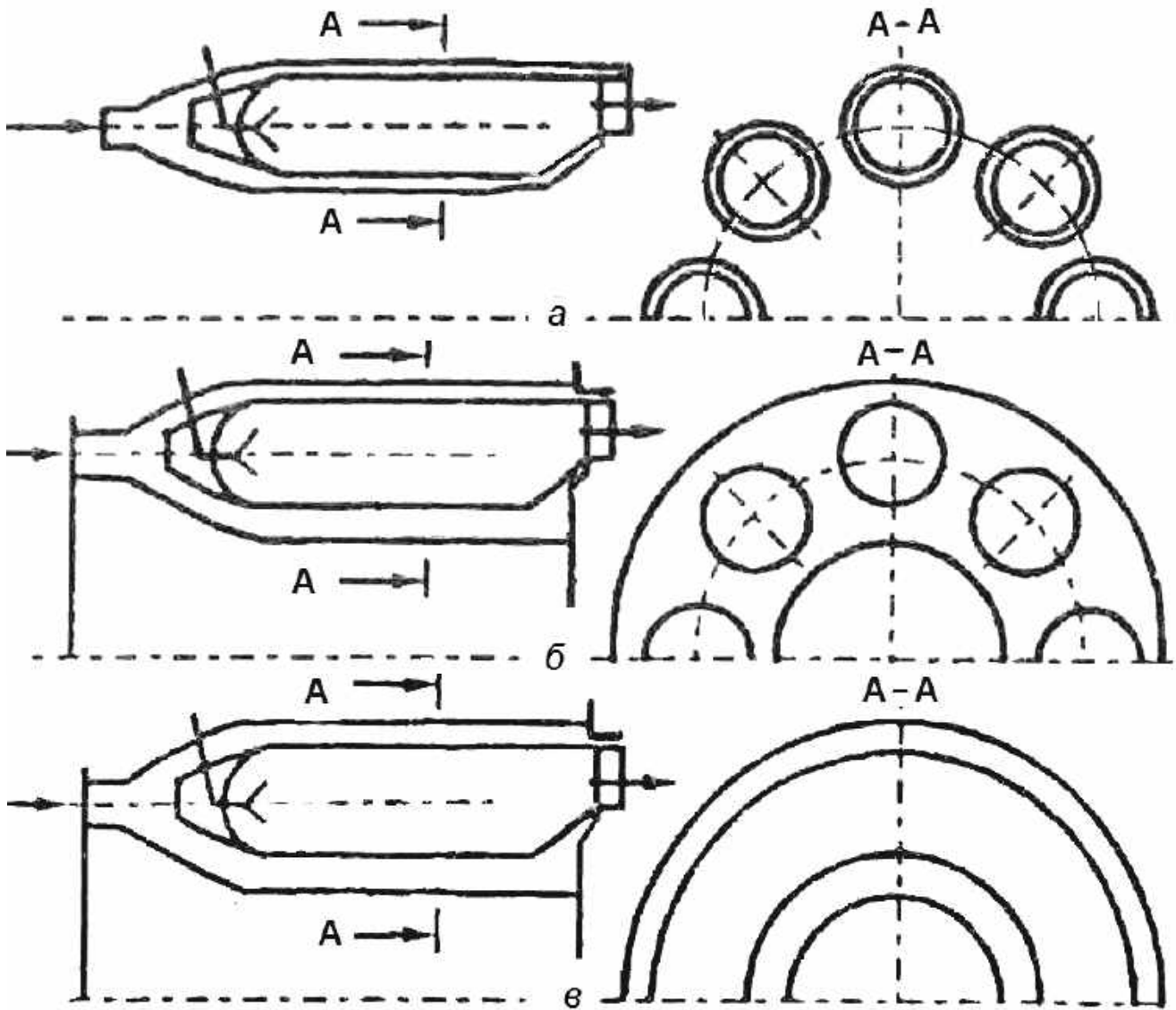


Рис. 6.3. Конструктивні схеми камер згоряння:
а – трубчата; б – трубчато-кільцева; в – кільцева

Осьові розміри можна зменшити при застосуванні петльових або напівпетльових камер, проте гідравлічні втрати в них є вищими, ніж в осьових камерах.

Протиструминні камери значно зменшують відстані між опорами ротора. Їх застосовують на малорозмірних ГТД або допоміжних силових установках, тобто вони є доцільними тоді, коли вирішальною є вимога зменшення маси й габаритів двигуна, навіть якщо це призводить до підвищених гідравлічних втрат у камері.

Випарні камери (подання палива здійснюється в паровій фазі) забезпечують повноту згоряння палива й екологічну чистоту двигуна. Однак вони застосовуються порівняно рідко через складність випарної системи, що являє собою набір трубок, розташованих у зоні горіння. У трубках відбувається випаровування палива та його частковий термічний крекінг, що може призвести до коксування важких фракцій палива в трубках, перегрівання й прогару трубок. У разі прогару трубки можливим є утворення збагаченої паливоповітряної суміші з коефіцієнтом надлишку повітря $\alpha \approx 0,25 \dots 0,30$, що може призвести до вибуху двигуна.

Розпилювальні камери (подання палива здійснюється в рідкій фазі) набули переважного поширення в сучасних ГТД. Паливо в зону горіння подається через форсунки по потоку в розпиленому стані з діаметром крапель 40...100 мкм. У ранніх конструкціях ГТД, коли процес сумішоутворення був вивчений недостатньо, для поліпшення якості розпилювання палива та його кращого змішування з повітрям паливо подавалося проти потоку повітря, через що форсунки інтенсивно нагрівалися і паливо на виході з них коксувалося.

У сучасних ГТД (наприклад, у Д-36, Д-136, НК-8, НК-22, НК-144 та ін.) паливо з відцентрової форсунки розпилюється не відразу в зону горіння, а під ковпачок, у якому організовано інтенсивне змішування палива з гарячим повітрям, що надходить після компресора. Під ковпачком відбувається випаровування до 75 % палива, і в зону горіння виходить не тільки паливоповітряна, але й пароповітряна суміш. Застосування такого способу подання палива покращує повноту згоряння й екологічну чистоту камери.

Трубочаста (індивідуальна) камера складається з жарової труби, розташованої всередині кожуха. Кількість таких камер на двигуні – від 6 до 22. Розташовуються камери рівномірно по колу двигуна, паралельно до його осі або під невеликим кутом до неї. Окремі камери з'єднуються між собою полум'яперекидними патрубками для передання полум'я в камери від пускових запальників або з сусідніх працюючих камер. Такі камери згоряння добре komponуються з відцентровим компресором. Оскільки об'єм однієї камери є невеликим, це полегшує доведення камери при створенні двигуна. Індивідуальні камери забезпечують високу живучість двигуна і зручність в експлуатації та ремонті.

До недоліків трубчастих камер належать велика маса комплексу (до 15 % від маси двигуна), необхідність у газозбірнику, велика кількість з'єднань, що потребують герметичності, підвищений гідравлічний опір. Крім того, трубчасті камери не належать до силової схеми статора двигуна, що потребує застосування додаткових силових елементів у конструкції статора.

Кільцеві камери згоряння конструктивно складаються з однієї жарової труби, що має кільцевий переріз, і зовнішнього й внутрішнього кожухів і зазвичай є силовими елементами статора двигуна. Ці камери компактні, добре вписуються в габарити двигуна. У них найбільш раціонально використовується об'єм камери. Їх маса становить усього 6...8 % від маси двигуна.

Поле температур, швидкостей і тисків газів на виході з кільцевої камери має найбільшу рівномірність. Кільцева камера має малі гідравлічні втрати, простіше, ніж в індивідуальній камері, вирішується завдання герметичних з'єднань.

Недоліки кільцевих камер згоряння:

- труднощі доведення щодо забезпечення стійкого горіння, жорсткості і міцності, особливо при великих розмірах жарових труб і великих витратах повітря при його високому тиску;

- складність огляду й ремонту жарової труби в експлуатації.

У трубчасто-кільцевих камерах згоряння поєднуються деякі переваги кільцевих і трубчастих камер. Конструктивно вони складаються з окремих жарових труб (від 9 до 14 штук), розташованих у кільцевій порожнині, що утворюється зовнішнім і внутрішнім корпусами камери, які зазвичай належать до силової схеми статора двигуна. Діаметральні розміри зовнішнього корпусу зазвичай не перевищують діаметрів компресора й турбіни.

При розташуванні жарових труб прагнуть забезпечити рівномірну витрату повітря по перерізу камери, для чого площі на вході й виході роблять приблизно однаковими.

За своїми масовими характеристиками, зручністю в експлуатації й ремонті, складністю доведення ці камери займають проміжне положення між кільцевими і трубчастими камерами згоряння.

6.3. Елементи конструкції основних камер згоряння

Незалежно від конструктивних схем основних камер згоряння для них загальними є такі конструктивні елементи:

- дифузор;
- жарова труба;
- стабілізатори горіння (завихрювачі);
- змішувачі;
- пускові запальники;

- дренажні клапани;
- паливні колектори з паливними форсунками.

Крім того, для трубчастих і трубчасто-кільцевих камер використовуються плум'яперекидні патрубки й газозбірники.

Дифузор установлюється на вході в камеру згоряння для зниження швидкості повітря на вході в камеру згоряння з 120...180 до 30...50 м/с і забезпечення стійкого горіння палива. На дифузори припадає основна частка гідравлічних втрат, тому їх профілюванню приділяється особлива увага.

Можливими є кілька конструкцій дифузорів: безвідривний, з поділом потоків, із запланованим зривом (рис. 6.4).

Безвідривний дифузор являє собою плавний канал з кутом розхилу $18^\circ \dots 25^\circ$ і забезпечує вирівнювання потоку, безвідривну течію повітря і невеликі гідравлічні втрати. Однак він має значний осьовий розмір, що збільшує відстань між опорами ротора і довжину всього двигуна.

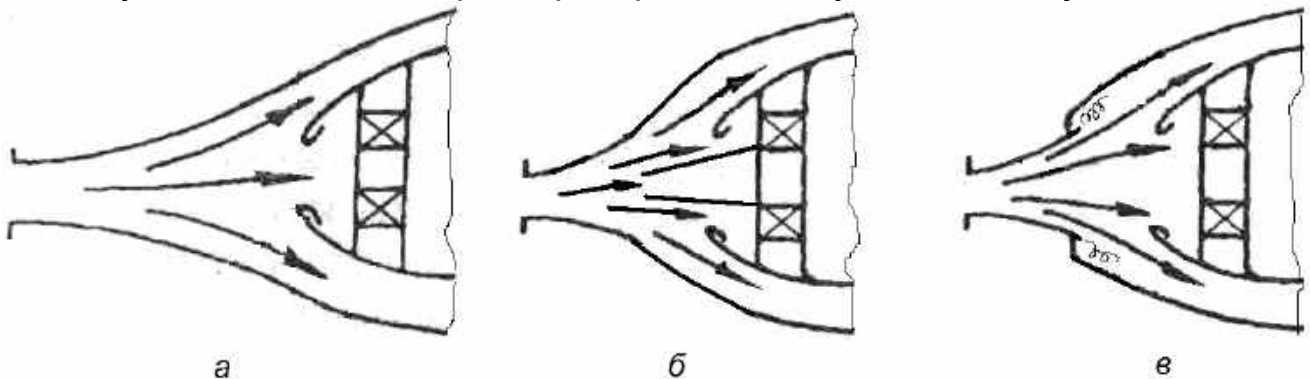


Рис. 6.4. Схеми дифузорів камер згоряння:
а – безвідривний; б – з поділом потоків; в – із запланованим зривом

З метою зменшення осьових розмірів дифузора він може закінчуватися раптовим збільшенням площі прохідного перерізу – запланованим зривом (АЛ-21, ТВЗ-117, Р-29). У місці різкого переходу перерізів можуть установлюватися спеціальні гребінці – провокатори зриву потоку.

Може бути також конструкція безвідривного дифузора з великим кутом розхилу (до 40°). Для забезпечення безвідривної течії потік у такому дифузори поділяється на два або три канали, що мають невеликі кути розхилу (АИ-25).

Жарова труба обмежує зону горіння паливоповітряної суміші. У сучасних камерах вона виконується гнуттям і зварюванням тонкостінних кілець, що знижує температурні напруження в її конструкції. Зовні жарова труба охолоджується вторинним повітрям, зсередини забезпечується плівкове захистне охолодження.

Жарова труба для забезпечення свободи температурних деформацій кріпиться в корпусі камери як двохопорна балка, при цьому забезпечується її фіксація тільки в одному поясі кріплення, а в

іншому поясі – свобода переміщення.

Стабілізатори горіння (завихрювачі) забезпечують стійкість горіння паливоповітряної суміші внаслідок створення зони зворотних струмів та інтенсифікації процесів сумішоутворення через збільшення турбулентності потоку (рис. 6.5). Застосовуються лопаткові (Р-11), струминні (щілинні, терткові Д-25В, Д-20П) і зривні (АИ-20, АИ-25) стабілізатори, а також їх комбінації.

Змішувачі здійснюють підведення вторинного повітря всередину жарової труби для зниження температури газу перед турбіною до заданого значення. Щоб холодне повітря не потрапило в зону зворотних струмів і не порушило процесу згоряння палива через місцеве охолодження газів, вторинне повітря вводять поступово через систему отворів або змішувальних патрубків різного перерізу. Струмені вторинного повітря повинні мати велику глибину проникнення в потік гарячого газу, щоб знизити температуру газу не тільки під стінками, а й в ядрі потоку.



Рис. 6.5. Стабілізатори горіння:
а – лопатковий; б – струминний; в – зривний

У процесі запуску двигуна крім розкручування ротора потребується надійне займання паливоповітряної суміші. Займання суміші залежить від кількох факторів, головними з яких є: сорт палива, якість підготовки паливоповітряної суміші, потужність і тривалість дії джерел займання, місце їх розташування в камері згоряння.

Пускові запальники забезпечують початкове займання паливоповітряної суміші при запуску двигуна. Вони можуть бути виконані у вигляді електричної свічки у низьковисотних двигунах (Д-25В, ТВЗ-117) або при малому обсязі камери згоряння (РД-33), або в поєднанні з пусковою паливною форсункою (АЛ-7, Р-11). Застосовують свічки низьковольтні (з робочою напругою 1500...2500 В), напівпровідникові, поверхневого розряду. Охолодження пускового запальника при запуску двигуна – ємнісне унаслідок нагрівання власної маси. Для полегшення висотного запуску й запуску в зимовий період у запальнику може застосовуватися кисневе підживлення від бортових кисневих балонів (Р-25). Розпалювання камери згоряння здійснюється системою пускового запалювання, до якої належать агрегат запалювання, електричні свічки, електромагнітні клапани, а також пускові паливні форсунки. Свічка з пусковою форсункою

зазвичай встановлюється в загальному корпусі. Такий блок призначено для початкового займання паливоповітряної суміші при запуску двигуна, його називають пусковим запальником (рис. 6.6).

Кількість пускових запальників, що встановлюються на двигуні, залежить від конструкції камери згорання, її розмірів, а також від призначення двигуна. Зазвичай встановлюються два запальники, але іноді на камерах великого об'єму – до п'яти.

Пусковий запальник складається з литого корпусу, екрана-дефлектора, що спрямовує повітря до пускової форсунки, і сферичної втулки із завальцьованим у неї соплом запальника, що входять у жарову трубу камери згорання. Повітря надходить у пусковий запальник з камери згорання через отвори й закручується дефлектором.

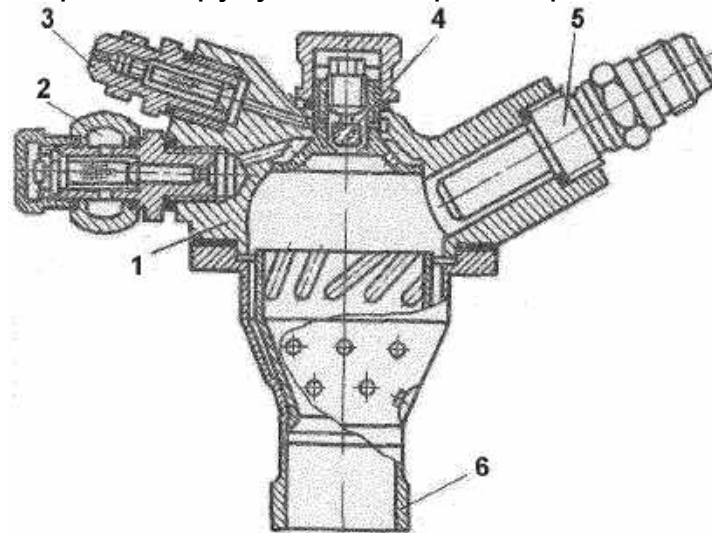


Рис. 6.6. Пусковий запальник:

1 – корпус; 2 – штуцер підведення повітря; 3 – штуцер підведення кисню;
4 – паливна пускова форсунка; 5 – свічка запалювання; 6 – сопло запальника

У деяких камерах згорання пускових запальників як спеціальних агрегатів немає, а для розпалювання камер застосовуються тільки електричні свічки запалювання.

Полум'яперекидні патрубки здійснюють передання полум'я в трубчастих або трубчато-кільцевих камерах згорання з однієї жарової труби в іншу і вирівнюють тиск у головках жарових труб.

Газозбірник необхідний для плавного перекидання потоку газу від круглого перерізу жарової труби трубчастої або трубчато-кільцевої камери згорання до кільцевого перерізу перед сопловим апаратом турбіни.

Нині вдосконалення вузла камери згорання йде шляхом зменшення довжини камери й забезпечення її екологічної чистоти й мінімальної димності.

Перспективним методом зниження димності камери згорання є поліпшення конструкції, спрямоване на усунення зон багатой суміші. Поліпшенню підлягає та частина камери, у якій повітря й паливо

надходять в первинну зону. Для зменшення ймовірності утворення зон з багатою сумішшю в первинну зону може підводитися додаткове повітря (близько 5 %) через спеціальні напрямні отвори й труби, що дає змогу йому проникнути в ядро потоку.

Можливим є застосування конструкції з попереднім випаровуванням палива (Д-36, Д-136) і форсунок з аерацією (Р-29).

Сьогодні камери з малою димністю можуть вважатися технічно освоєними, однак доведення камери з метою зменшення димності не має погіршувати її інших експлуатаційних характеристик – надійності розпалювання при запуску, стійкості горіння, ККД, температурного поля, ресурсу та ін.

Довжину камери згоряння можна зменшити поліпшенням процесу сумішоутворення шляхом застосування карбюризованого подання палива (камери випарного типу) і двоярусних камер згоряння. Використання двоярусної кільцевої камери згоряння дає змогу зменшити її довжину приблизно на третину порівняно зі звичайною кільцевою камерою. Дифузорність каналу перед такою камерою є мінімальною, і повітря підводиться в камеру з досить високою швидкістю. Але підведення його під великим кутом і через велику кількість отворів сприяє хорошему перемішуванню повітря й палива в первинній зоні.

7. ФОРСАЖНІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНИХ ГТД

У турбореактивних двигунах для надзвукових літаків з метою подолання звукового бар'єру і польоту літака з надзвуковою швидкістю, а також для скорочення розбігу при зльоті, часу розгону, збільшення швидкопідйомності літака потребується дуже істотне збільшення тяги двигуна (45...60 % на зльоті і 130...170 % при польоті на надзвукових швидкостях). Це збільшення досягається завдяки застосуванню на двигуні спеціального пристрою – форсажної камери.

Застосування форсажної камери є найбільш вигідним способом форсування тяги двигуна: при помірному збільшенні маси й габаритних розмірів різко збільшується питома тяга.

Форсажний режим є неекономічним, проте істотне збільшення питомої витрати палива цілком компенсується значним поліпшенням технічних даних літака.

7.1. Призначення форсажних камер ГТД

Форсажна камера встановлюється за останнім ступенем турбіни двигуна для додаткового спалювання палива за турбіною, завдяки чому підвищуються тепловміст газів, швидкість їх закінчення й тяга двигуна.

На вхід у форсажну камеру подається суміш продуктів згоряння основної камери, які пройшли турбіну, і повітря, що надходить із

зовнішнього контуру двигуна й повертається в проточну частину з системи охолодження турбіни. Склад суміші у форсажній камері близький до стехіометричного, коефіцієнт надлишку повітря становить 1,1...1,3, тому температура в зоні горіння досить висока – 2050...2200 К.

Конструкція елементів форсажної камери має забезпечувати:

- пристосованість конструкції до роботи в умовах високих температур у середовищі хімічно активних газів;
- стійке горіння палива на всіх експлуатаційних режимах польоту літака (необхідний діапазон стійкої роботи за складом суміші – від $\alpha_{\Sigma \min} = 0,7...0,9$ до $\alpha_{\Sigma \max} = 2,0...2,5$);
- надійний запуск камери в усьому діапазоні висот і швидкостей польоту, дозволеному для ввімкнення форсажу;
- відсутність впливу роботи форсажної камери на роботу турбокомпресора двигуна;
- виключення перегрівання лопаток турбіни при ввімкненні й вимкненні форсажу і при роботі форсажної камери;
- мінімальні гідравлічні й теплові втрати;
- мінімальну масу форсажного пристрою.

7.2. Конструкція основних елементів форсажних камер ГТД

Форсажна камера складається з фронтового пристрою і власне камери згоряння. Фронтний пристрій, своєю чергою, складається з дифузора, стабілізаторів полум'я, паливоподавального і запального пристроїв (рис. 7.1).

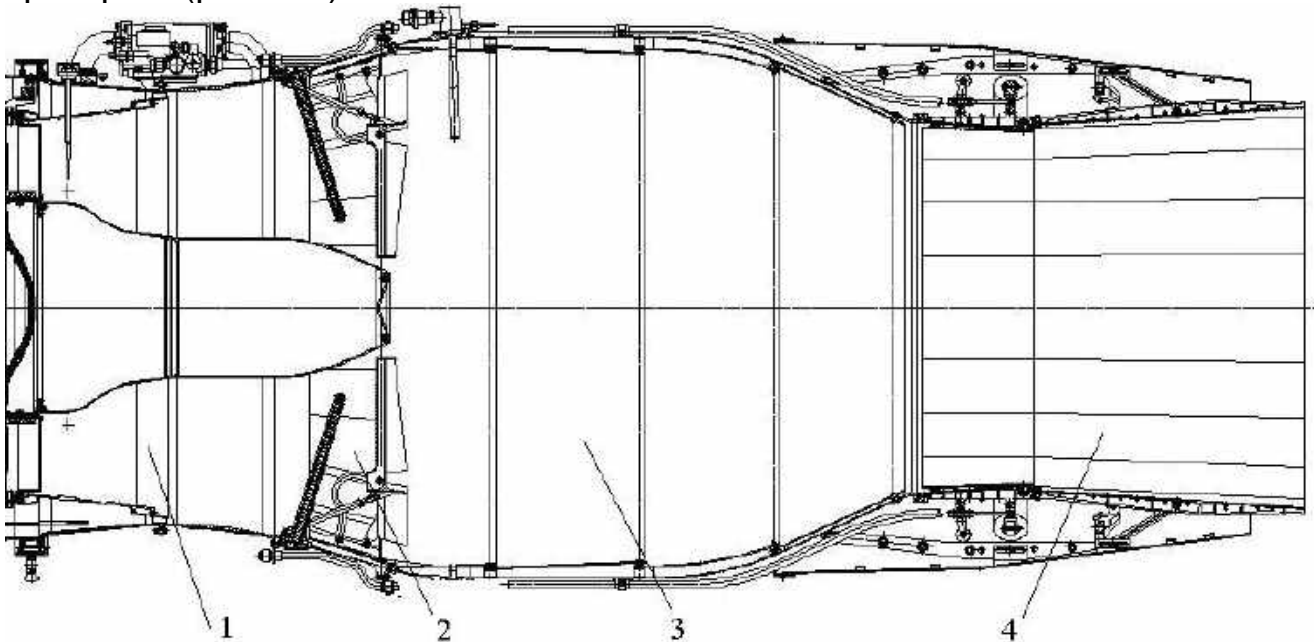


Рис. 7.1. Форсажна камера й реактивне сопло ТРДДФ:
1 – дифузор; 2 – фронтний пристрій; 3 – камера згоряння;
4 – регульоване сопло

За допомогою дифузора знижується швидкість потоку газу з метою створення необхідних умов для організації стійкого процесу горіння форсажного палива. Він установлюється безпосередньо за турбіною двигуна.

Розміри вихідного перерізу й довжину дифузора вибирають з умови зменшення швидкості потоку газу за турбіною від 300...400 м/с до 150...200 м/с. При цьому має бути досягнуто оптимальне поєднання величини гідравлічних втрат, габаритних розмірів і маси пристрою.

Оптимальний кут розхилу дифузора становить 8° ... 12° , а відношення площ прохідних перерізів на виході (F1) і вході (F2) має бути таким: $F2 / F1 = 1,3$... $2,3$.

Кільцевий канал дифузора утворюється обтічником диска турбіни і зовнішньою обичайкою, з'єднаними між собою стояками (рис. 7.2) або шарнірними тягами (рис. 7.3). З'єднання має забезпечувати свободу температурних деформацій конструкції. Поверхню стінок дифузора профілюють таким чином, щоб гідравлічні втрати були мінімальними при мінімальній довжині. Іноді з цією метою внутрішню стінку роблять усіченою, при цьому виходить зривний дифузор з раптовим розширенням.

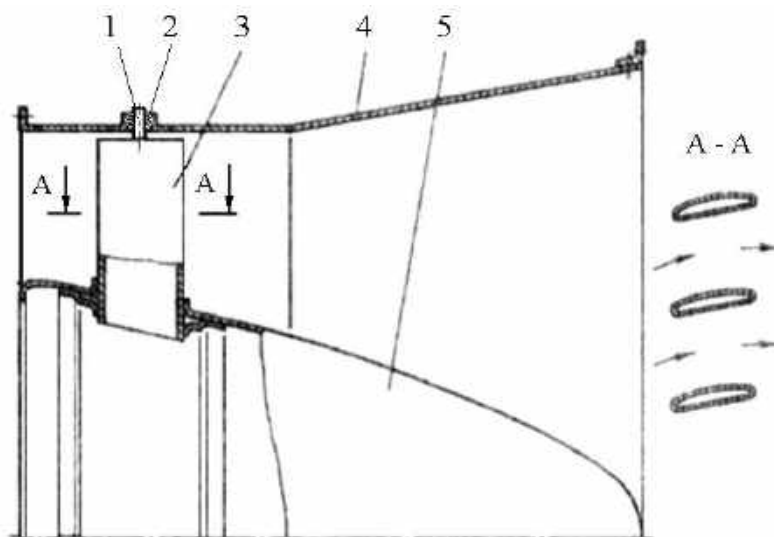


Рис. 7.2. Дифузор з кріпленням внутрішньої стінки на стояках:
1 – палець; 2 – сферична втулка; 3 – стояк; 4 – зовнішня стінка;
5 – внутрішня стінка

Турбулентна швидкість поширення полум'я становить 10...15 м/с, а швидкість потоку на виході з дифузора, як зазначалося раніше, – 150...200 м/с. Тому добитися стійкого горіння палива в форсажній камері неможливо без спеціальних пристроїв, які називають стабілізаторами полум'я. Вони забезпечують стабільність фронту полум'я в камері, утримуючи його від знесення потоком газу. Найбільш широко застосовуються стабілізатори у вигляді поганообтічного тіла – жолоба V-подібного профілю з листового матеріалу з кутом при вершині 30° ... 60° , поверненим назустріч потоку. За стабілізатором полум'я

утворюється зона зворотних струмів, у якій циркулюють продукти згоряння палива з температурою 1500...2000 °С.

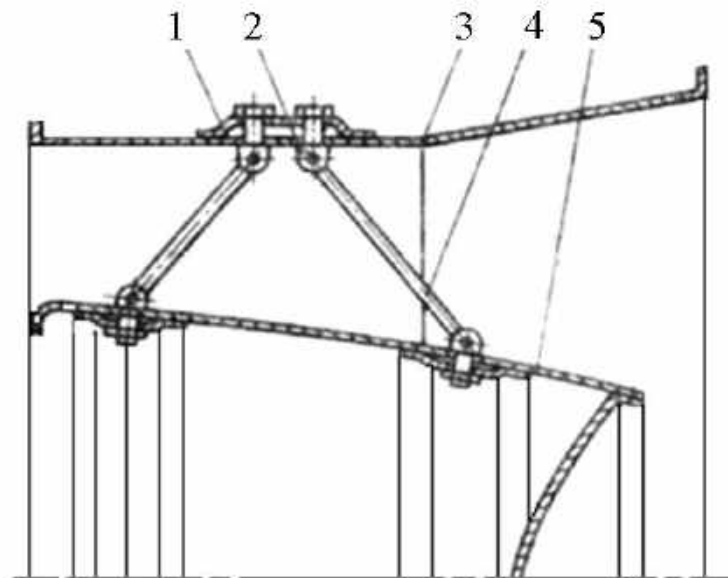


Рис. 7.3. Дифузор з кріпленням внутрішньої стінки на тягах:
1 – бандаж; 2 – шарнір кріплення тяги; 3 – зовнішня стінка;
4 – тяга; 5 – внутрішня стінка

Зона зворотних струмів завдяки високій температурі газу в ній є джерелом тепла для безперервного підпалювання нових порцій паливогазової суміші, що надходить у форсажну камеру. Стінка стабілізатора охолоджується зовні набіжним потоком більш холодного газу та форсажним паливом.

Стабілізатори полум'я можуть виконуватися кільцевими, радіальними і радіально-кільцевими (рис. 7.4, 7.5).

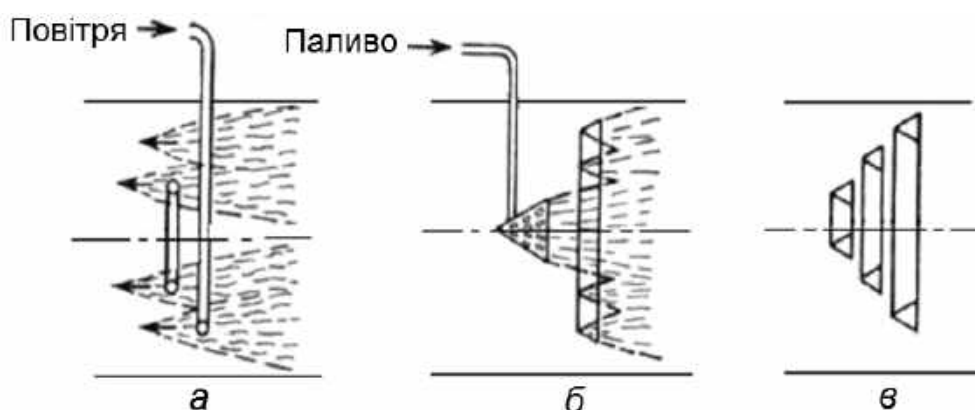


Рис. 7.4. Кільцеві стабілізатори полум'я:
а – аеродинамічний стабілізатор; б – стабілізатор з
«черговим» полум'ям; в – кільцевий V-подібний стабілізатор

Іноді форма стабілізаторів диктується не тільки особливостями двигуна та його форсажної камери, але й необхідністю погашення небезпечного вібраційного горіння в камері.

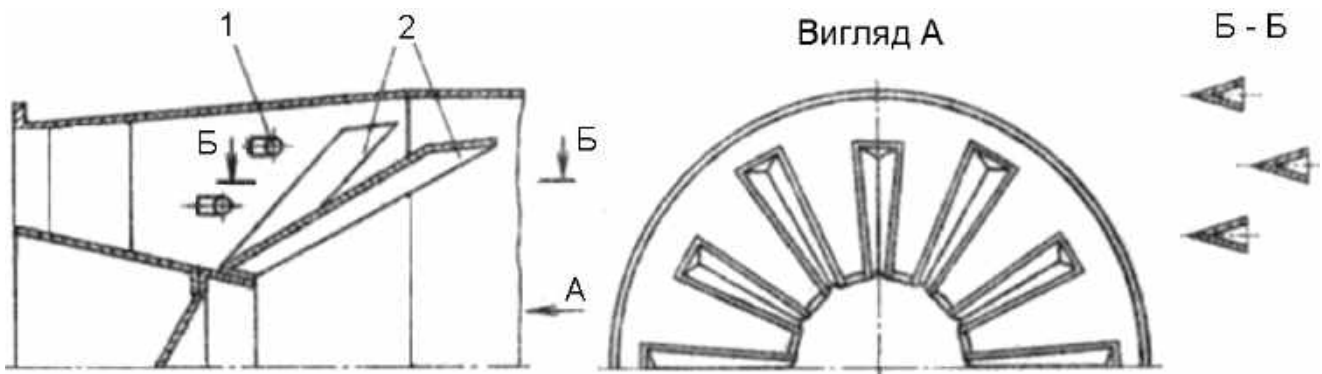


Рис. 7.5. Радіальний V-подібний стабілізатор полум'я:
1 – паливний колектор з форсунками; 2 – радіальний стабілізатор полум'я

Стабілізатори полум'я істотно заповнюють переріз форсажної камери (до 25 % від площі прохідного перерізу). Для зменшення гідравлічних втрат стабілізатори ешелонують, зміщуючи відносно один одного вздовж потоку. Можливо також застосування стабілізаторів, що мають легкообтічну форму, при непрацюючій форсажній камері – нішевих та аеродинамічних.

Систему подання палива і сумішоутворення призначено для введення рідкого палива в форсажну камеру, розпилення й часткового випаровування його в потоці газу для утворення горючої суміші, а також для створення необхідного розподілу палива між стабілізаторами і по поперечному перерізу камери.

Система сумішоутворення містить підвідні трубопроводи й колектори, форсунки для розпилювання палива (розпилювачі) і пристрої для випаровування палива (карбюратори) (рис. 7.6).

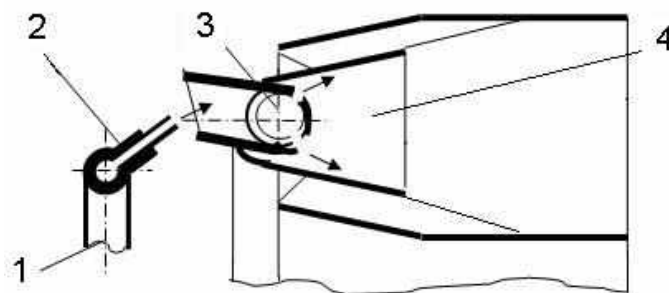


Рис. 7.6. Форкамера форсажної камери:
1 – паливний колектор; 2 – паливна форсунка; 3 – карбюратор;
4 – камера згоряння

Рідке паливо розпилюється з допомогою відцентрових або струминних форсунок, приварених до паливного колектора. Відцентрові форсунки розташовують назустріч газовому потоку, струминні – поперек потоку або під кутом. Дроблення струменя палива на дрібні краплі відбувається під дією газового потоку.

Паливні колектори з форсунками найчастіше встановлюють перед стабілізаторами на відстані 100...150 мм і кріплять з урахуванням

забезпечення свободи температурних деформацій, наприклад, на радіальних штифтах або з допомогою шарнірних ланок (рис. 7.7).

Таке розташування форсунок забезпечує ще до підходу палива до задньої крайки стабілізатора перемішування палива з максимальною кількістю газу, випаровування значної частини рідких крапель і отримання максимального об'єму поперечного перерізу факела полум'я. Непропарені краплі палива, що потрапляють на поверхню стабілізатора, утворюють рідку плівку, яка охолоджує стабілізатор і, стікаючи з його задніх крайок, збагачує зону зворотних струмів. Завдяки цьому розширюється діапазон стійкого горіння у форсажній камері.

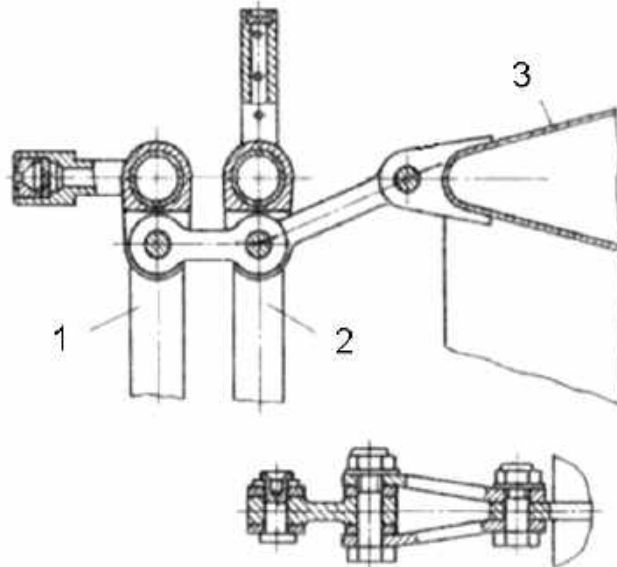


Рис. 7.7. Стабілізатор полум'я з двома каскадами паливних колекторів:
1 – колектор 1-го каскаду; 2 – колектор 2-го каскаду;
3 – стабілізатор полум'я

Розміри і взаємне розташування стабілізаторів, кількість і розташування паливних форсунок остаточно визначаються експериментально в процесі доведення форсажної камери.

Сьогодні набули значного поширення спеціальні пристрої для випаровування рідкого палива (карбюратори), розташовані всередині стабілізатора. Їх призначено для забезпечення стійкої роботи форсажної камери на бідних сумішах при $\alpha_{\Sigma} \geq 3$.

Займання суміші у форсажній камері відбувається від запального пристрою, розташованого на осі фронтального пристрою (рис. 7.8), або від спеціального пускового запальника, встановленого на зовнішньому кожусі фронтального пристрою.

Пускове паливо в запальнику розпалюється електричною свічкою. Для полегшення розпалювання в запальник подається повітря від компресора двигуна або кисень з бортових балонів. Пусковий факел запальника спрямовується спеціальним патрубком в зону найбільш інтенсивного завихрення потоку, де енергія займання паливної суміші буде мінімальною.

На сучасних ТРДДФ застосовується проста, але з великою тепловою потужністю факельна система, що отримала назву «вогнева доріжка» (рис. 7.9). У кінці жарової труби основної камери згоряння двигуна встановлюють струминну форсунку пускового палива, спрямовану в бік турбіни. При проходженні через турбіну пускове паливо випаровується і під дією високої температури газу запалюється, утворюючи в турбіні і за нею потужний факел полум'я.

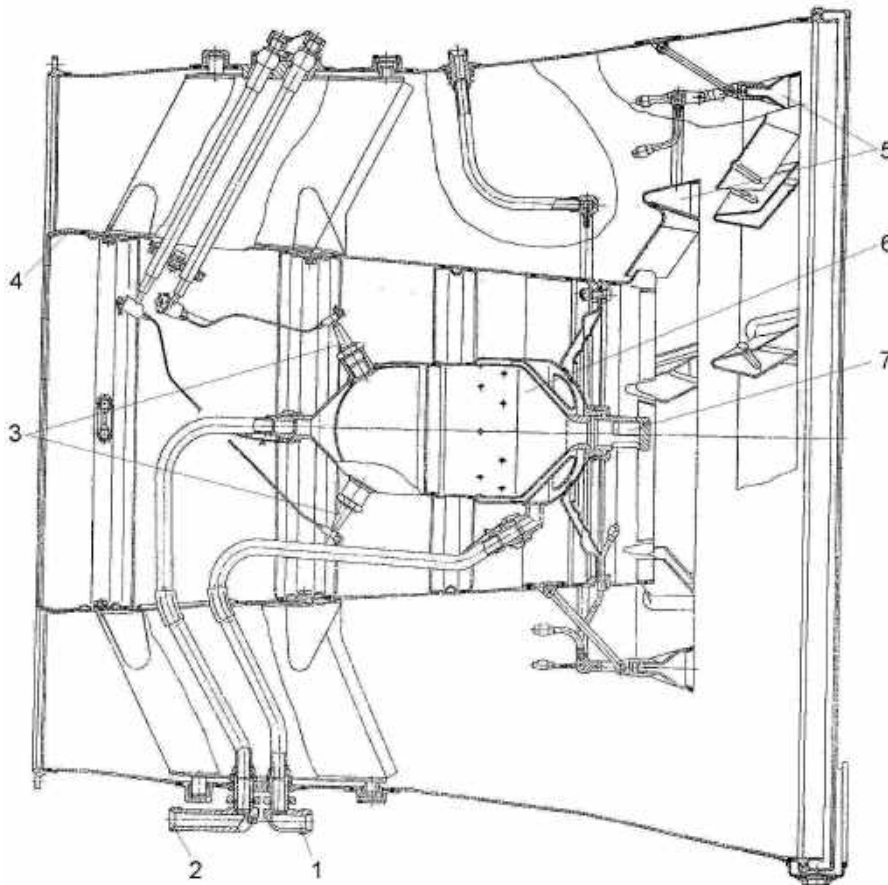


Рис. 7.8. Запальний пристрій форсажної камери ТРДФ:
 1 – трубопровід подання повітря; 2 – трубопровід подання карбюрованої паливоповітряної суміші; 3 – електрична свічка; 4 – обтічник диска турбіни; 5 – стабілізатори полум'я; 6 – камера згоряння; 7 – розсікач полум'я

«Вогневу доріжку» при запуску форсажної камери вмикають на короткий час (на 0,2...0,5 с), щоб не допустити сильного теплового впливу на лопатки турбіни.

Для запуску форсажних камер на режимах з низькою температурою газу на вході можливим є використання каталітичних запальних пристроїв і форсунок з ультразвуковим розпилюванням пускового палива.

Камера згоряння являє собою циліндричні, конічні або сферичні оболонки, зварені з жароміцного листового матеріалу. Геометричні розміри власне камери згоряння, що починається безпосередньо за

стабілізаторами фронтального пристрою і закінчується фланцем кріплення реактивного сопла, вибираються з умов найбільшої повноти згорання палива.

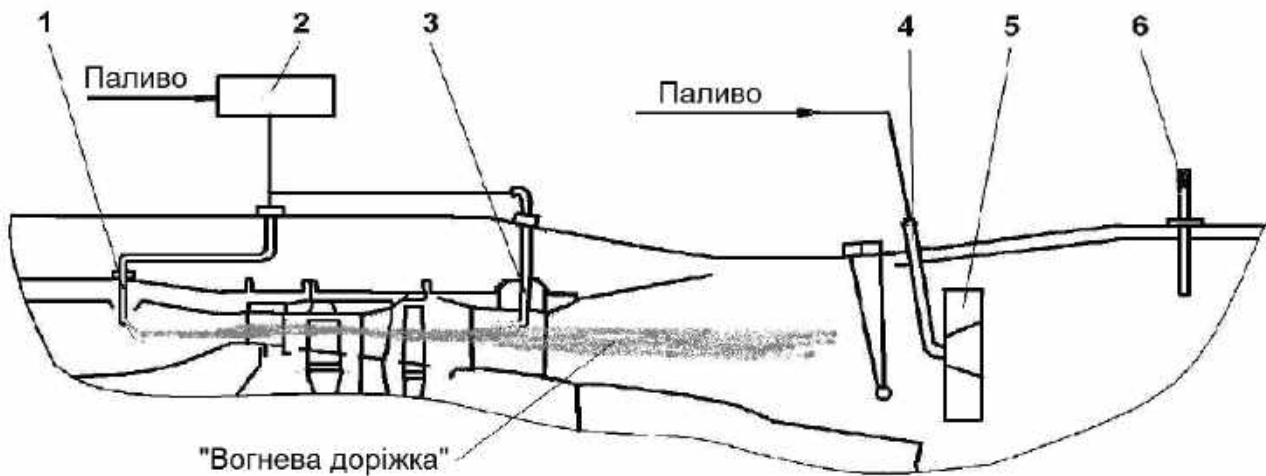


Рис. 7.9. Схема запалювання форсажної камери «вогневою доріжкою»:
1 – струминна форсунка; 2 – агрегат дозування палива розпалювання форсажної камери; 3 – відцентрова форсунка; 4 – паливний колектор; 5 – стабілізатор полум'я; 6 – датчик розпалювання форсажу

Для збільшення статичної й вібраційної міцності конструкції зварні шви стінок камери виконують по спіралі. Кріплення камери до фронтального пристрою виконується телескопічним або фланцево-болтовим з'єднанням із забезпеченням свободи температурних деформацій елементів при їх нерівномірному нагріванні. Зовнішня поверхня камери охолоджується повітрям, що проходить між стінкою камери й кожухом.

При згорянні палива у форсажній камері може виникнути особливий режим роботи, що супроводжується коливаннями газу з амплітудою тиску до 0,05 МПа і частотами від 50 до 5000 Гц. Цей режим отримав назву «вібраційне горіння». При вібраційному горінні в об'ємі камери виникають поздовжні й поперечні (радіальні і тангенціальні) акустичні коливання. Наявність вібраційного горіння виявляється в характерному «вереску» і швидкому руйнуванні елементів форсажної камери.

Для погашення високочастотних коливань уздовж стінки всередині камери встановлюється антивібраційний екран (рис. 7.10).

Антивібраційний екран являє собою гофровану перфоровану конструкцію. Екран є акустичним резонансним поглиначем, налаштованим на погашення коливань певних частот. При низькочастотному вібраційному горінні ефективність екрана є невисокою, тому погашення низькочастотних коливань виконується при експериментальному доведенні форсажної камери і є досить складним завданням. Боротьба з вібраційним горінням ведеться зміненням акустичного об'єму (наприклад, підбором форми й розмірів обтічника диска турбіни), розподілу палива в поперечному перерізі камери, форми й ешелонування стабілізаторів,

корекцією швидкості газового потоку, а також зміщенням зони максимального тепловиділення і т. ін.

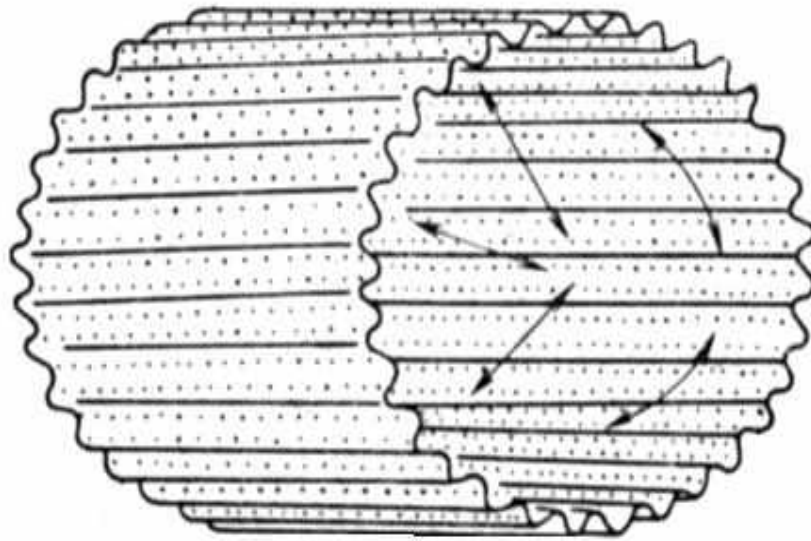


Рис. 7.10. Антивібраційний екран

Внутрішня поверхня оболонки форсажної камери охолоджується газом, що виходить з турбіни, а в разі двоконтурного двигуна – повітрям з другого контуру. При цьому антивібраційний екран використовується і як тепловий, зменшуючи нагрівання стінки випромінюванням і створюючи конвективне й загороджувальне охолодження.

Кріплення екрана в корпусі має компенсувати різниці теплових розширень його елементів відносно оболонки. У радіальному напрямку це забезпечується поздовжніми гофрами, які при нагріванні деформуються в межах пружності матеріалу, а в осьовому напрямку – овальними отворами в екрані під болти кріплення або телескопічним опертям на суміжну секцію екрана.

8. КОНСТРУКЦІЯ ВИХІДНИХ ПРИСТРОЇВ АВІАЦІЙНИХ ГТД

Вихідні пристрої газотурбінного двигуна виконують кілька важливих для роботи двигуна функцій. Вони використовуються для перетворення енергії газу, що виходить з двигуна, в енергію реактивної тяги заданого напрямку, підтримання відповідного режиму роботи турбокомпресора, транспортування газу у фюзеляжі або мотогондолі, зниження рівня шуму силової установки, екранування прямого інфрачервоного випромінювання двигуна і т. ін.

При створенні нових газотурбінних двигунів найчастіше виникають складні проблеми, пов'язані з розробленням і доведенням саме вихідних пристроїв двигуна, інтеграцією силової установки з літальним апаратом.

8.1. Конструкція елементів вихідних пристроїв

Найбільш простий вихідний пристрій ТРД складається з обтічника диска турбіни й нерегульованого конічного насадка. Обтічник диска турбіни запобігає раптовому розширенню потоку і вихроутворенню за турбіною, а також захищає диск турбіни від нагрівання гарячим газом. Кут внутрішнього конуса біля вершини становить $35^{\circ} \dots 50^{\circ}$. Цей конус з'єднано із зовнішнім корпусом радіальними стояками або стрижнями, закритими від перегрівання обтічниками (рис. 8.1). Стояки, що з'єднують обтічник диска з корпусом, охолоджуються повітрям, їх конструкція допускає вільне температурне розширення.

Якщо газ за турбіною має неосьовий вихід, то обтічники стояків виконують закрученими для випрямлення потоку й зниження гідравлічних втрат в інших частинах вихідного пристрою.

Іноді з умов компонування двигуна на літаку в конструкцію вихідного пристрою вводиться газовідвідна подовжувальна труба, виготовлена зварюванням із жароміцної листової сталі. Для зниження гідравлічних втрат її діаметр вибирають таким, щоб швидкість газу в ній була не більше 200 м/с. Кріплення подовжувальної труби до газогенераторів має забезпечувати можливість невеликих переміщень для компенсації похибок виготовлення двигуна і планера, а також для зниження навантажень при деформаціях фюзеляжу або мотогондоли двигуна.

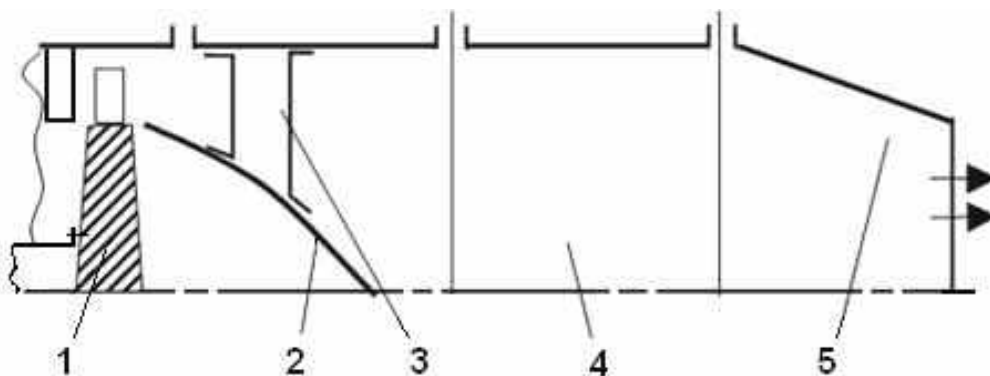


Рис. 8.1. Нерегульований вихідний пристрій ТРД:
1 – диск турбіни; 2 – обтічник; 3 – стояк; 4 – подовжувальна труба;
5 – конічний насадок

По задньому поясу кріплення подовжувальна труба підвішується за допомогою роликів з ексцентриками, які можуть переміщатися по напрямних швелерах при теплових деформаціях труби і всього двигуна.

Для зменшення нагрівання елементів конструкції планера подовжувальну трубу покривають теплоізоляцією й екраном, під яким проходить охолодне повітря.

У вихідному пристрої ТГД (рис. 8.2) не відбувається істотного перетворення параметрів газового потоку, оскільки основна тяга в ТГД створюється гвинтом, а на частку реактивної складової припадає лише

5...15 %. У ТГД випускна система виконує функцію відведення газу без його суттєвого розширення. Швидкість витікання газу при цьому виходить значно нижчою, ніж у ТРД.

Тому з умов компоновання двигуна допускається відведення газу під невеликим кутом до лінії польоту (до 20°).

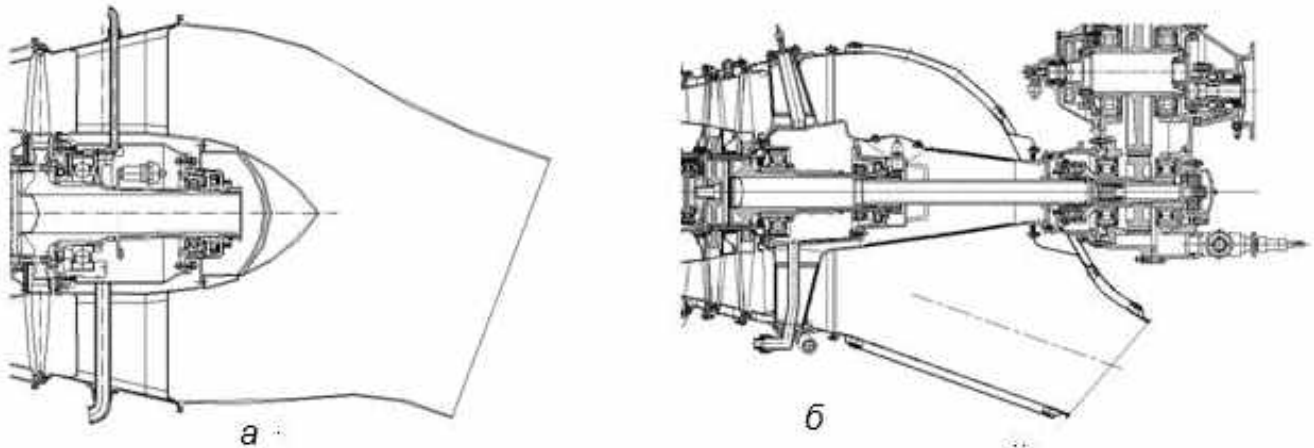


Рис. 8.2. Вихідні пристрої ТГД:
а – одновальний ТГД; б – ТГД з вільною турбіною

У вертолітних ГТД відведення газу від двигуна виконується з поворотом потоку в бік.

У таких двигунах намагаються теплоперепад газу максимально спрацювати на вільній турбіні, тому за турбіною іноді тиск газу є меншим від атмосферного. Для того щоб відвести газ від двигуна (тягу струмів газу не створює), вихлопний патрубок доводиться робити не звужуваним, а розширним (рис. 8.3).

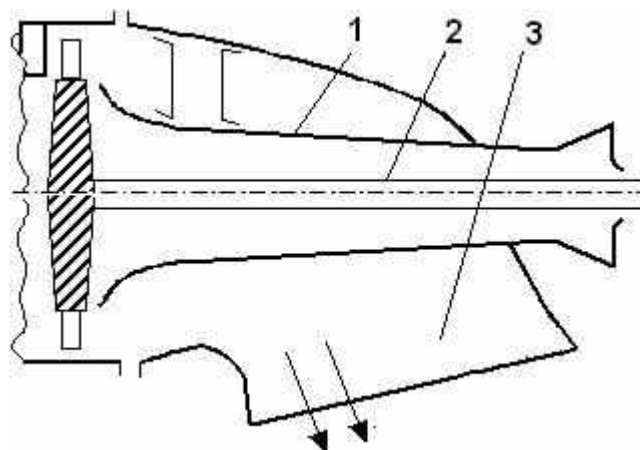


Рис. 8.3. Вихідний пристрій вертолітного ГТД:
1 – обтічник вала турбіни; 2 – вал турбіни; 3 – вихлопний патрубок

Камера змішування необхідна в ТРДД для перемішування за турбіною потоку газу з першого контуру і повітря з другого контуру. На вході в камеру встановлюється змішувач, який розділяє повітряний і

газовий потоки на окремі струмені малого діаметра, унаслідок чого їх турбулентне перемішування відбувається на короткій ділянці (рис. 8.4).



Рис. 8.4. Камера змішування ТРДД:
а – пелюсткового типу; б – струминного типу

8.2. Конструкція реактивних сопел ТРД і ТРДД

Залежно від швидкості польоту літака і швидкості витікання газів застосовуються звукувані дозвукові й надзвукові сопла. Ці сопла можуть бути нерегульованими й регульованими.

Перетворення потенціальної енергії потоку (тиску) на кінетичну (швидкість) супроводжується розширенням газу. Щоб отримати спрямований рух газу по осі двигуна, необхідно забезпечити його розширення в соплі до атмосферного тиску (повне розширення). Для цього соплу надають відповідної форми.

Нерегульовані дозвукові сопла виконують з кутом β не більше $10^\circ \dots 12^\circ$ і відношенням довжини сопла до його діаметра $L_c/D_c \approx 0,15 \dots 0,4$.

Вихідний переріз сопла виконується круглим, іноді – еліптичним. Жорсткість конструкції підвищують приварюванням профільованих кілець до вихідної кромки або її відбортовуванням (рис. 8.5).

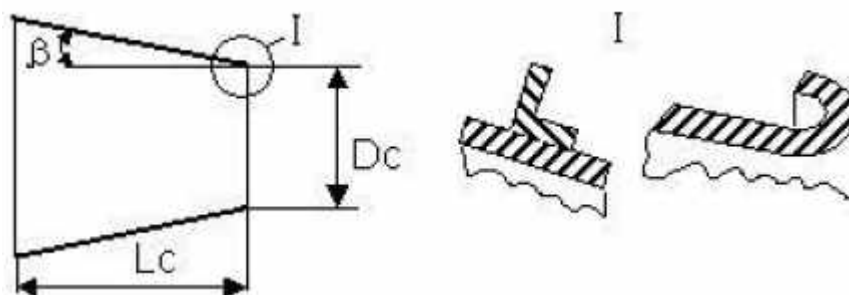


Рис. 8.5. Нерегульоване дозвукове сопло

8.3. Регульовані дозвукові сопла

Сопло, яке працює на нерозрахунковому режимі, погіршує характеристики двигуна. Для забезпечення ефективної роботи двигуна на всіх його експлуатаційних режимах і в будь-яких умовах польоту літака застосовується регулювання як дозвукових, так і надзвукових сопел. Крім

того, регульоване сопло дає змогу прискорити й полегшити запуск двигуна, збільшити запас стійкості компресора, отримати мінімальну витрату палива на крейсерських режимах, забезпечити незмінність роботи турбокомпресора двигуна на форсованих і нефорсованих режимах.

Сопло регулюється зміненням його вихідного перерізу (для надзвукових сопел – двох перерізів: критичного і на зрізі сопла), що може виконуватися трьома способами:

- поворотом навколо закріплених на корпусі шарнірів спеціальних пластин – стулок, що утворюють рухомий вінець круглого перерізу; різновидом стулчастого сопла є плоске сопло прямокутного перерізу, утворене двома горизонтальними й двома вертикальними плоскими пластинами;

- осьовим переміщенням центрального спеціально спрофільованого тіла;

- пневматичним зміненням прохідного перерізу з допомогою струменя стисненого повітря, що подається у вихідний переріз і створює «рідкий» контур сопла.

Сопло складається з окремих стулок, шарнірно закріплених у вхідному перерізі. Площу вихідного перерізу змінюють з допомогою силового кільця з гідроциліндром.

Закон змінення вихідної площі визначається профільованим кулачком. Герметичність забезпечується пазовим з'єднанням або надстулками (рис. 8.6).

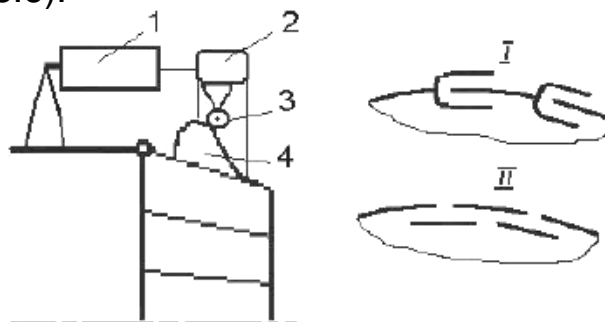


Рис. 8.6. Регульоване дозвукове сопло:

1 – гідроциліндр; 2 – силове кільце; 3 – ролик; 4 – профільований кулачок; I – пазові з'єднання; II – герметизація надстулками

Кількість стулок у виконаних конструкціях $z = 6 \dots 36$. Зі збільшенням кількості стулок форма поперечного перерізу наближається до круглої. Стулки охолоджуються повітрям.

Ежекторне сопло являє собою стулчасте однорядне сопло з установленими над ним ежекторними стулками (рис. 8.7). Така конструкція дає змогу замінити жорстку стінку надзвукової частини сопла рідкою межею, утвореною струменем вторинного повітря з-під ежекторних стулок.

Ежекторне сопло винайшов російський інженер Ф. Р. Гешвенд 1887 року. Наявність великої кількості ежектованого холодного повітря й простота регулювання роблять ежекторне сопло придатним для

застосування на двигунах з форсажною камерою (ТРДФ Р15Б на літаку МиГ-25). Ежекторні стулки можна виконувати флюгерно (без механічного приводу), тоді вони будуть самовстановлюватися в потоці під дією перепаду тисків p_c і p_n (двовальний ТРДФ Р29Ф-300 на літаку МиГ-23).

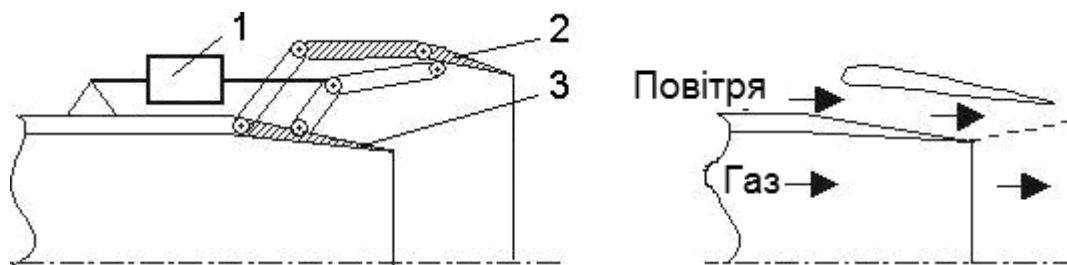


Рис. 8.7. Ежекторне сопло:
1 – гідроциліндр; 2 – ежекторні стулки; 3 – стулки сопла

Стулчасте дворядне сопло являє собою регульоване звужувано-розширне сопло (сопло Лаваля). Воно має два вінці стулок: дозвукові, шарнірно закріплені у вхідному перерізі, і надзвукові, шарнірно підвішені на дозвукових стулках (рис. 8.8).

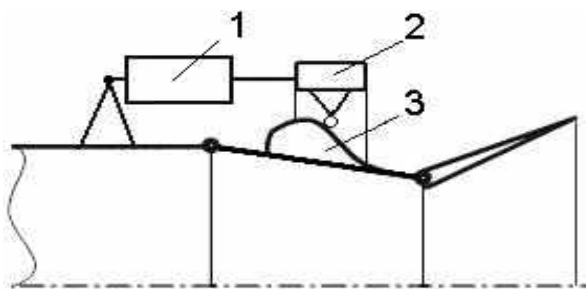


Рис. 8.8. Стулчасте дворядне сопло:
1 – гідроциліндр; 2 – силове кільце; 3 – профільований кулачок

Перестановка надзвукових стулок може виконуватися примусово спеціальними тягами (ТРДФ Ал-21Ф-3 на літаках Су-17 і Су-24) або встановленням їх у флюгерне положення під дією перепаду тисків (ТРДДФ РД33 на літаку МиГ-29).

Складнішою, але й більш універсальною є схема стулчастого дворядного сопла з ежектором (його називають соплом з розривом газодинамічного контуру в критичному перерізі). При малих швидкостях витікання сопло працює як ежекторне, а зі збільшенням швидкості витікання до дозвукової стулки пристиковується надзвукова стулка (рис. 8.9).

Силовий привід регульованого сопла складається з декількох силових гідроциліндрів і механізму перестановки стулок. Силкові циліндри виконуються дво- і трипозиційними або всережимними. Вузли кріплення гідроциліндрів розміщують якомога ближче до пояса шарнірного підвішення стулок, щоб виключити вплив осьових температурних деформацій на площу сопла.

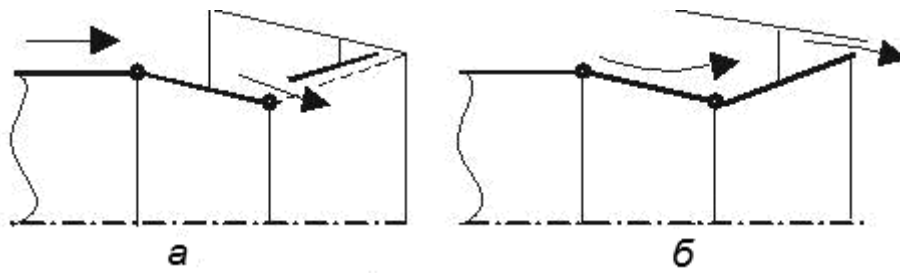


Рис. 8.9. Дворядне сопло з ежектором:
 $a - M_n < 1$; $b - M_n > 1$

Як робоче тіло в циліндрах використовується газ під тиском 15...20 МПа. Для зменшення нагрівання газу циліндри виконують проточними, теплоізолюють їх азбестом і захищають тепловідбивними екранами.

Для виключення перекосів осі сопла переміщення поршнів силових циліндрів синхронізуються. Для цього використовується гідравлічна (кран постійної витрати на злив з циліндра), електрогідравлічна (електрокерований кран зливання) або механічна (з'єднання штоків поршнів гнучкими валами і черв'ячними парами або паралелограмні механізми) синхронізація.

Механізм перестановки передає на стулки зусилля від гідроциліндрів, перетворюючи з допомогою силового кільця поступальні рухи штоків поршнів на кутові переміщення стулок. У приводі від силового кільця застосовуються кулачкові механізми або шарнірні багатоланники.

Подальший розвиток сопел усіх розглянутих схем йде шляхом більш повної інтеграції їх з літаком. Так, виникли різні варіанти плоских сопел для багаторежимних маневрених літаків. Схема плоского сопла є принципово аналогічною схемі вісесиметричного сопла (рис. 8.10).

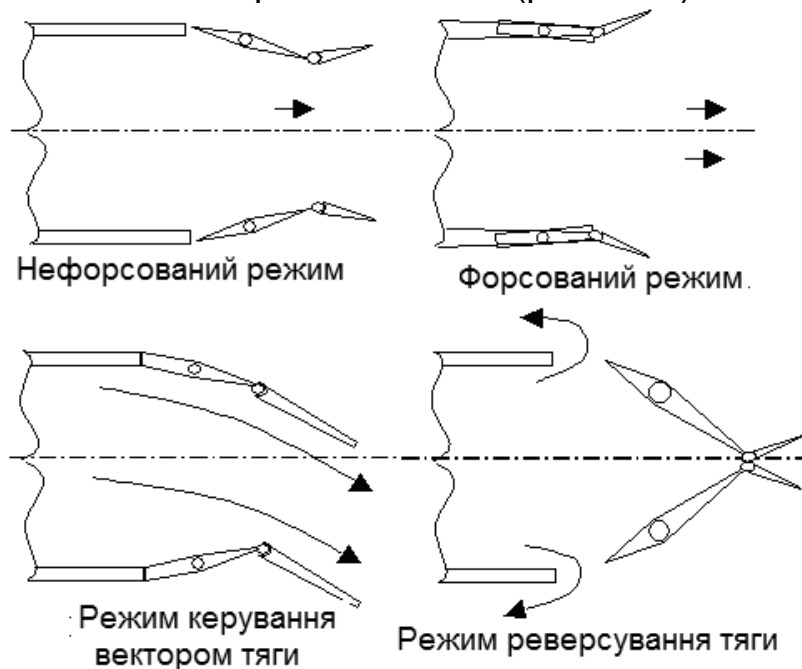


Рис. 8.10. Режими роботи плоского сопла

До переваг плоских сопел слід віднести простоту конструктивної реалізації великої кількості функцій (керування вектором тяги, реверсування), хороше аеродинамічне узгодження стічного реактивного струменя з обтіканням хвостової частини літака, поліпшення злітно-посадкових характеристик літака шляхом створення вертикальної складової тяги.

Найважливішими недоліками такого сопла є більш висока, ніж аналогічних вісесиметричних сопел, маса, більш високий рівень втрат і труднощі охолодження великих плоских панелей.

8.4. Реверсивні й девіаторні пристрої

Реверсування тяги виконується для гальмування літака при посадці і маневрування літака при рулінні. Розглядаються варіанти використання реверсування тяги для маневрених літаків і маневрування в повітрі.

Реверсивний пристрій було вперше випробувано 1948 року на двигунах РД-45 і РД-10.

Основним параметром реверсивного пристрою є коефіцієнт реверсування – відношення тяги з реверсивним пристроєм до тяги без такого пристрою:

$$-1 \leq K_p = \frac{P_p}{P} \leq +1.$$

Нині досягнутий рівень коефіцієнта реверсування становить 0,85...0,9 на стенді. При повороті потоку газу на $120^\circ \dots 140^\circ$ $K_p \approx -0,5 \dots 0,6$.

До конструкції реверсивного пристрою ставляться такі вимоги:

- незмінність роботи турбокомпресора двигуна при ввімкненні й вимкненні реверсу;
- мінімальні втрати позитивної тяги при вимкненому реверсі;
- виключення потрапляння гарячих газів на вхід двигуна і на конструкцію літального апарата;
- швидке (за 1...2 с) змінення напрямку вектора тяги;
- синхронність роботи під час реверсування декількох двигунів.

Існує безліч схем реверсивних пристроїв, але сьогодні реалізовано дві схеми:

- з поворотом потоку до вихідного сопла (рис. 8.11);
- з поворотом потоку за вихідним соплом.

Перша схема конструктивно є складнішою, потребує спеціальних решіток з лопатками для повороту потоку й ущільнень між ковшами, що перекривають потік, і газовідвідної труби, але перестановочне зусилля порівняно невелике (використовуються пневмоциліндри). У другій схемі стулки, що повертають потік, являють собою елементи капота. У цій схемі втрати негативної тяги через поворот високошвидкісного газового потоку є підвищеними, стулки повинні мати високу міцність і жорсткість, оскільки навантаження на них є значно більшим, ніж в попередній схемі.

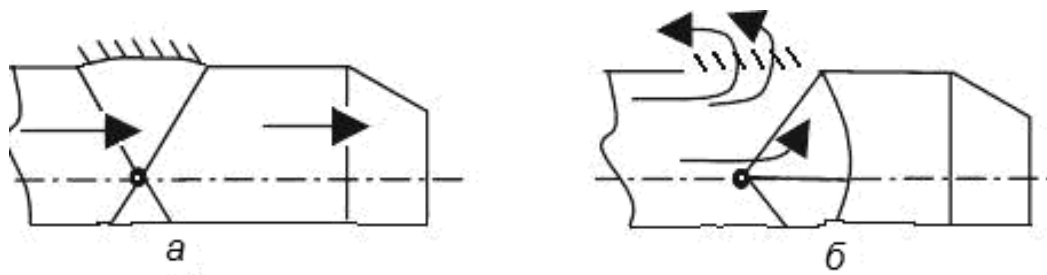


Рис. 8.11. Реверсивний пристрій з поворотом потоку до вихідного сопла:
а – реверс вимкнено; *б* – реверс увімкнено

На ТРДД з великим ступенем двоконтурності без змішування потоків реверсивний пристрій установлюється в другому контурі. При ввімкненні реверсу прохідний переріз другого контуру перекривається дросельними заслінками, а відхилений потік повітря розгортається й виводиться з контуру відхильними решітками.

Девіатори тяги застосовуються на літаках з вертикальним або укороченим зльотом і посадкою і на маневрених літаках. Вони використовуються для створення вертикальної складової сили тяги і для керування вектором тяги двигуна під час маневрування літака.

Розрізняють девіатори, що конструктивно не залежать від основного сопла (додаткові сопла й дросельні заслінки), і девіатори, об'єднані з основним соплом, – поворотні сопла (рис. 8.12).

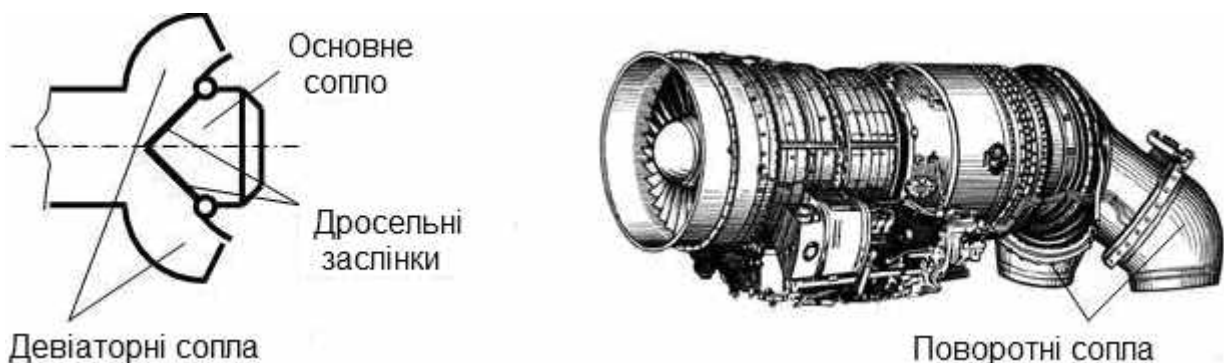


Рис. 8.12. Девіатори тяги

8.5. Силова установка як джерело шуму і вібрації

Сучасний авіаційний двигун є складною тепловою машиною й складається з великої кількості зв'язаних між собою систем, пристроїв і деталей. Така складність конструкції спричиняє, з одного боку, схильність до виникнення окремих вібраційних параметрів у двигуні або вібрацій в окремих вузлах і системах, а з іншого – можливість впливу коливань в одних системах на роботу інших систем і вузлів і збудження багаточастотних коливань у двигуні. Ці коливання передаються через вузли кріплення двигуна на літак, призводячи до додаткових знакозмінних напружень в його конструкції, що може спричинити втомне руйнування елементів літака. Вібрації несприятливо позначаються й на роботі екіпажу,

комфорту пасажирів, можуть призвести до відмов автоматики літака й двигуна.

Силова установка генерує і широкосмуговий шум, який також може спричинити коливання як в елементах двигуна, так і в конструкції літального апарата, що є шкідливим і з міцнісної, і з комерційної точки зору.

Основним джерелом шумів силової установки є аеродинамічні збурні фактори, а гармонійної складової – фактори, пов'язані з обертанням деталей.

Джерела акустичного шуму двигуна зазвичай є аеродинамічними. Серед них найбільш інтенсивними є шуми гвинта (вентилятора), компресора, камери згоряння, турбіни, реактивного струменя.

Шуми у вихідних пристроях виникають при змішуванні прохідного газового струменя з навколишнім повітрям (рис. 8.13). Їх інтенсивність залежить від діаметра прохідного струменя (діаметра реактивного сопла) та його швидкості. Частотний діапазон такого шуму досить широкий – від 45 Гц до 100 кГц, максимум потужності залежно від швидкості проходження струменя припадає на діапазон частот від 1,5 до 15 кГц.



Рис. 8.13. Змішування газового струменя з навколишнім повітрям

При нормальній роботі камера згоряння генерує широкосмуговий шум унаслідок виникнення вихорів у зоні зворотних струмів. На нерозрахункових режимах до цього шуму додаються складові від коливань стовпа газу, що виникають при вібраційному горінні, автоколиваннях, нерівномірності подання палива.

Акустичний шум двигуна поширюється безпосередньо в повітряному середовищі в основному в передньому секторі з боку входу в двигун і в задньому – за реактивним соплом.

Поширення шуму через конструкцію в сторони від двигуна пов'язано з частковим відбиттям і поглинанням звукових хвиль елементами конструкції (корпусом двигуна, другим контуром, мотогондолою).

Рівні шуму регламентуються національними стандартами або міжнародним стандартом ІКАО залежно від злітної маси літака, кількості двигунів, тяги двигунів на злітному режимі та ін. Норми, наведені в цих стандартах, близькі, проте слід зазначити, що вимоги наших вітчизняних стандартів є дещо жорсткішими, ніж норми стандарту ІКАО або, наприклад, американського стандарту FAR.

Слід зазначити тенденцію посилення діючих нормативних вимог щодо шуму для тих двигунів і літаків, що розробляються (зниження на величину від 4 до 10 EPN дБ). Принципово важливим є і рішення ІКАО про модернізацію літаків, що вже експлуатуються, з метою зниження шуму.

Проблема зниження шуму літака має вирішуватися комплексно, з урахуванням взаємозв'язку елементів системи «конструкція літака і двигуна – аеропорт – умови експлуатації». Тому для зниження рівня шуму використовується комплекс будівельно-планувальних заходів (планування напрямів злітних смуг аеропорту, обмеження забудов поблизу аеропорту, змінення трас польоту літака над населеними пунктами та ін.).

Однак, оскільки основним джерелом шуму літака є його двигун, основні заходи щодо зниження рівня шуму мають бути пов'язані саме з його вдосконаленням.

Досить просто вирішується проблема зниження шуму двигуна під час його випробування на аеродромі. Для цього розраховують орієнтацію й розташування майданчиків для випробування, застосовують аеродромні глушники, екранують огорожі, удосконалюють методи контролю стану двигуна, що дає змогу скоротити час гонки, але основними є конструктивні заходи, спрямовані на зниження шуму двигуна. До таких насамперед належить вибір основних параметрів робочого процесу й програми регулювання.

До основних параметрів робочого процесу належать: ступінь двоконтурності двигуна, сумарний ступінь підвищення тиску в компресорі, температура газу перед турбіною, ступінь підвищення тиску у вентиляторі й колова швидкість на зовнішньому діаметрі першого ступеня вентилятора (компресора низького тиску). Для створення малошумного двигуна доцільно вибирати високий ступінь двоконтурності $m = 4...8$, поєднуючи його з помірними значеннями колової швидкості ($u = 330...350$ м/с). Двигуни з високим ступенем двоконтурності є найбільш ефективними при великих ступенях підігрівання (при високій температурі газу перед турбіною), але збільшення температури газу призводить до високої швидкості виділення реактивного струменя, тобто до підвищення шуму струменя (збільшення температури газу на 100 К призводить до зростання шуму струменя на 3...5 дБ). Тому рекомендованою температурою газу перед турбіною для малошумного двигуна є $T_T^* = 1350...1400$ К.

Забезпечення високої економічності двоконтурного ТРД потребує великою мірою підвищення тиску в циклі (оптимальні ступені підвищення тиску, при яких забезпечується мінімальна витрата палива, досягають 30...40). Зв'язок акустичних характеристик зі ступенем підвищення тиску в компресорі виявляється через його вплив на швидкість і густину газового потоку на зрізі сопла, а також на колову швидкість і навантаження

ступенів компресора. Для малощумного двигуна доцільно обмежитися $\pi_{K\Sigma}^* = 20...30$.

Як видно з розгляду значень основних параметрів, завдання створення легкого, економічного й малощумного двигуна не може бути вирішене однозначно, а потребує компромісних рішень.

Для зниження рівня шуму двигуна застосовується і багато спеціальних конструкторських рішень, зокрема: забезпечення безвідривної течії в повітрязбірнику, збільшення осьових зазорів між рухомими й нерухомими елементами проточної частини, оптимальна кількість лопаток напрямних апаратів компресора й соплових апаратів турбіни, застосування одноступеневого вентилятора без вхідного напрямного апарата, оптимальне профілювання вихідного каналу. Широкого застосування як для двигунів, що розробляються, так і для модернізації наявних двигунів з високим рівнем шуму набули акустичне оброблення елементів силової установки (шумоглушительними панелями на елементах мотогондоли й статора двигуна) і встановлення шумоглушників у вихідних пристроях. Принцип роботи такого шумоглушника полягає в заміні реактивного сопла великого діаметра набором еквівалентних за площею сопел малого діаметра (рис. 8.14).

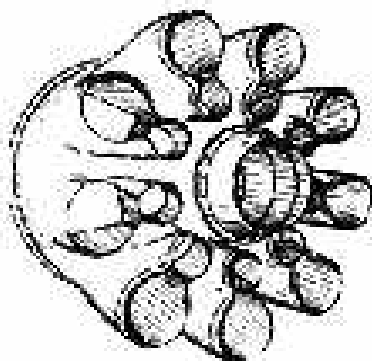


Рис. 8.14. Сопло з шумоглушником

Застосування такого реактивного сопла може знизити шум двигуна на зльоті, але при цьому погіршити його економічність у польоті. Тому сьогодні робляться спроби створення шумоглушників, що прибираються з проточної частини на крейсерських режимах, а також застосовуються ежекторні шумоглушники.

На жаль, зниження рівня шуму двигуна призводить до деякого погіршення вартісних та експлуатаційних характеристик усього літака. Так, наприклад, для літака зі злітною масою 78 т, що мав на зльоті і при наборі висоти рівень шуму 100,4...101,2 дБ, а при зниженні і посадці – 108,2...109,9 дБ, зниження рівня шуму при зльоті до 92,5 дБ, а при зниженні й заході на посадку – до 97,5 дБ, спричинило збільшення злітної маси літака майже на 2000 кг, зменшення дальності польоту на 510 км (на 17,5 %) і збільшення вартості одного літака на 800 тис. дол.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

Авиационные силовые установки. Системы и устройства [Текст] / Н. Т. Домотенко, А. С. Кравец, Г. А. Никитин и др. – М. : Транспорт, 1976. – 312 с.

Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / под ред. Д. В. Хромина. – М. : Машиностроение, 1989. – 368 с.

Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей [Текст] / Г. С. Скубачевский. – М. : Машиностроение, 1981. – 552 с.

Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / под ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. – М. : МАИ, 2003. – 688 с.

Шевелюк, М. И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей [Текст] / М. И. Шевелюк. – М. : Оборонгиз, 1960. – 648 с.

ЗМІСТ

Вступ.....	3
1. Роль двигунів в історії авіації.....	4
1.1. Початок застосування реактивних двигунів в авіації.....	5
1.2. Класифікація авіаційних двигунів та області їх застосування..	7
1.3. Покоління авіаційних двигунів.....	9
2. Призначення силових установок. Поняття «двигун» і «силова установка».....	12
2.1. Принцип створення тяги	12
2.2. Принцип роботи ТРД	13
2.3. Прямоструминні повітряно-реактивні двигуни	19
2.4. Ракетні двигуни	21
2.4.1. Переваги й недоліки РРД	21
2.4.2. Цикл роботи ідеального двигуна	22
2.4.3. Основні конструктивні елементи РРД	24
2.4.4. Класифікація наявних РРД	26
2.5. Твердопаливні ракетні двигуни	32
3. Повітрозабірники	35
3.1. Призначення повітрозабірників і вимоги до них.....	35
3.2. Типи повітрозабірників.....	36
4. Компресори. Призначення компресорів.....	42
4.1. Параметри і робочий процес елементарного ступеня.....	43
4.2. Вплив радіальних та осьових зазорів на роботу ступеня.....	45
4.3. Багатоступеневі компресори... ..	46
4.4. Класифікація осьових компресорів.....	46
4.5. Конструкція елементів осьових компресорів.....	47
4.6. Класифікація відцентрових компресорів.....	48
5. Газові турбіни.....	49
5.1. Робочий процес та основні параметри ступеня турбіни.....	50
5.2. Класифікація газових турбін.....	52
5.3. Система охолодження деталей турбіни.....	56
6. Основні камери згоряння ГТД.....	57
6.1. Призначення камер згоряння ГТД.....	57
6.2. Конструктивні схеми основних камер згоряння ГТД.....	59
6.3. Елементи конструкції основних камер згоряння.....	62
7. Форсажні камери згоряння авіаційних ГТД.....	66
7.1. Призначення форсажних камер ГТД.....	66
7.2. Конструкція основних елементів форсажних камер ГТД.....	67
8. Конструкція вихідних пристроїв авіаційних ГТД.....	74
8.1. Конструкція елементів вихідних пристроїв.....	75
8.2. Конструкція реактивних сопел ТРД і ТРДД.....	77
8.3. Регульовані дозвукові сопла.....	77
8.4. Реверсивні й девіаторні пристрої.....	81
8.5. Силова установка як джерело шуму і вібрації	82
Бібліографічний список.....	86

Навчальне видання

Гаркуша Олександр Іванович

ЗАГАЛЬНА БУДОВА АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2021

Підписано до друку 20.09.2021

Формат 60×84 1/16. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 4,9. Обл.-вид. арк. 5,5. Наклад 50 пр.

Замовлення 236. Ціна вільна

Видавець і виготовлювач
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

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001