

**КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО
ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ**

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

КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2023

УДК 621.452.3.034 (075.8)
К 18

Колектив авторів:
Ю. О. Гусєв, І. Ф. Кравченко, С. А. Євсєєв, О. В. Бондаренко

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. О. Я. Качан,
головний конструктор ХАКБ В. А. Матусевич

К 18 **Камери** згоряння газотурбінних двигунів авіаційного та наземного застосування [Електронний ресурс] : навч. посіб. / Ю. О. Гусєв, І. Ф. Кравченко, С. А. Євсєєв, О. В. Бондаренко. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 72 с.

Наведено вимоги, які ставляться до камер згоряння газотурбінних двигунів, основи робочого процесу, що в них відбувається, а також конструктивні особливості елементів камер згоряння. Розглянуто сучасні тенденції до проектування та конструювання малоемісійних камер згоряння двигунів як авіаційного, так і наземного застосування, а також конструкції камер згоряння газотурбінних двигунів вітчизняних та зарубіжних фірм.

Для бакалаврів і магістрів, які навчаються за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», при виконанні лабораторних робіт, курсових проєктів і випускних робіт.

Іл. 45. Табл. 2. Бібліогр.: 8 назв

УДК 621.452.3.034 (075.8)

© Колектив авторів, 2023
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2023

ЗМІСТ

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ І СКОРОЧЕННЯ	4
ВСТУП.....	5
1 ФРАГМЕНТ ІСТОРІЇ	6
2 ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ	9
2.1 Основні засоби організації робочого процесу в камері згоряння ГТД....	10
2.2 Конструктивні особливості елементів КЗ	12
2.3 Конструктивні схеми камер згоряння ГТД	21
2.4 Організація процесу отримання паливоповітряної суміші	27
2.5 Джерела запалювання, запуск камери згоряння	30
2.6 Силові схеми камер згоряння	36
3 КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ	40
3.1 Конструкція малоемісійної камери згоряння газотурбінного двигуна AI-336-2-8.....	52
3.2 Конструкція камери згоряння газотурбінного двигуна UGT 25000E (ДГ80Л).....	61
3.3 Жарова труба	62
3.4 Експлуатаційна надійність ГТД наземного застосування.....	65
Контрольні запитання	66
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	67
ДОДАТОК А Механізми утворення забруднювальних речовин у продуктах згоряння газотурбінних двигунів	68
ДОДАТОК Б Основні характеристики деяких палив для турбореактивного двигуна.....	70
ДОДАТОК В Характеристики матеріалів, що застосовуються для виготовлення жарових труб	71

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ І СКОРОЧЕННЯ

ГТД – газотурбінний двигун

КЗ – камера згоряння

КВТ – компресор високого тиску

ТВТ – турбіна високого тиску

ППС – паливоповітряна суміш

ГДК – гранично допустима концентрація

ЖТ – жарова труба

ВЖТ – виносна жарова труба

ВХУ – вихрова холодильна установка

МЕКЗ – малоемісійна камера згоряння

E³ – програма NASA

$\Delta P_{\text{запал}}$ – перепад тиску повітря на запальнику

$\Delta P_{\text{п.п}}$ – перепад тиску пускового палива

$Q_{\text{п.п}}$ – витрата палива через пускову форсунку

$P_{\text{к}}^*$ – тиск повітря за компресором

ВСТУП

Життя людства вже неможливо уявити без газотурбінної техніки. З моменту своєї появи наприкінці 40-х років XX століття і до цього часу вона перетворилася на інноваційне середовище, на якому базується розвиток енергетики, повітряного, водного та наземного транспорту, бойової техніки тощо. Разом з тим очевидним є той факт, що зростання ролі газотурбінної техніки супроводжується посиленням значущості інжинірингу в цій галузі, необхідності проведення в ньому глибинних змін, а найголовніше – перетворенням свідомості людини, яка працює в ній.

Одним із основних елементів газотурбінного двигуна або енергетичної установки є камера згоряння. Нині саме цей вузол лімітує процес удосконалення газотурбінної техніки, визначаючи її найважливіші характеристики: економічні, екологічні та ресурсні. Відповідно виникає потреба у створенні ефективних камер згоряння, що забезпечують виконання низки вимог, які часто суперечать одна одній.

Конструкція камер згоряння газотурбінних двигунів багато в чому визначає правильність проходження процесів, що в ній відбуваються. Саме вона забезпечує повноту згоряння палива, екологічність та подачу газового потоку з необхідною для турбіни температурою.

1 ФРАГМЕНТ ІСТОРІЇ

Розвиток авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) почався у 30-ті роки двадцятого століття. У цей період стало очевидним, що традиційні поршневі двигуни внутрішнього згоряння (ДВЗ) як основа силової установки в авіації вже не зможуть подолати певну межу за потужністю, а отже, не забезпечать зростання швидкості польоту та інших характеристик літака. Альтернативою авіаційному ДВЗ став ГТД. Найбільш успішно над ним на той час працювали у Великій Британії та Німеччині.



Френк Уїттл на робочому місці
з логарифмічною лінійкою

У 1929 році англієць Френк Уїттл запропонував схему ГТД, в якій компресор і газова турбіна, що приводить його в дію, розташовувалися на одному валу і яка до сьогодні принципово не змінилася.

У січні 1930 року він зареєстрував перший у світі патент Великобританії № 347206 на працездатний турбореактивний двигун (ТРД), а в 1932 році Уїттл отримав патент на запропоновану ним конструкцію, завдяки чому його іноді

називають «батьком» ТРД.

Перший англійський реактивний літак Gloster E.28/39 [en] з двигуном Уїттла JETS W.1 (Whittle № 1) піднявся в небо 15 травня 1941 року, майже на два роки пізніше першого німецького реактивного літака.

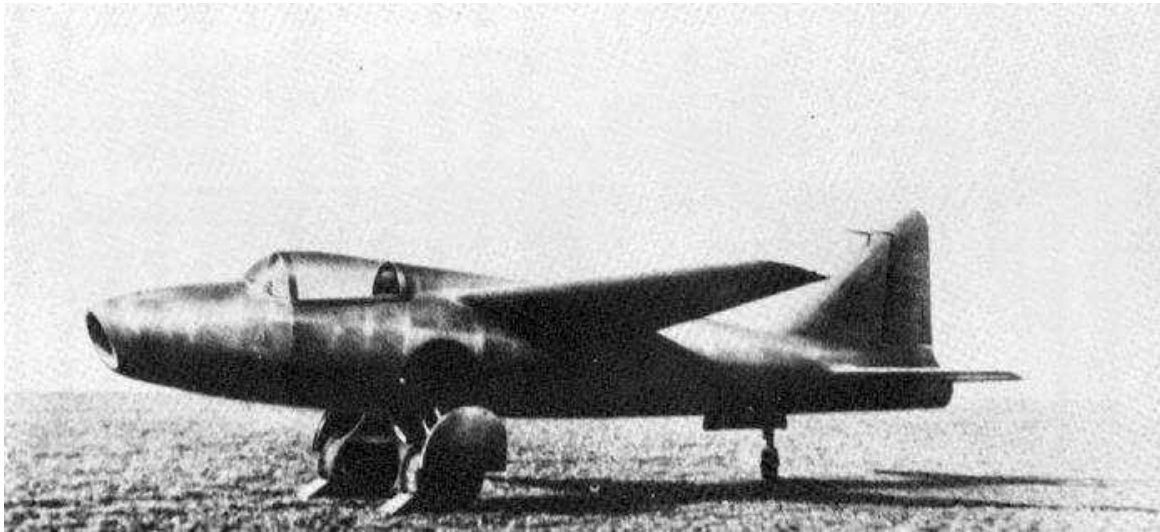


Двигун Охайна HeS-3

У 1935 році Ханс-Іоахім Пабст фон Охайн отримав патент на авіаційну силову установку, основа якої нагадувала винахід Френка Уїттла.

Конструкція двигуна Ханс-Іоахім Пабст фон Охайна складалася з відцентрового компресора і доцентрової турбіни. *Камера згоряння кільцевого типу.* Тяга двигуна

HeS-3 становила 500 кгс. *Паливом для двигуна був бензин. 27 серпня 1939 року в повітря піднявся перший у світі експериментальний літак з турбореактивним двигуном Охайна. Двигун HeS-1 працював на водні.*



Heinkel He 178 – перший у світі експериментальний літак з турбореактивним двигуном Охайна

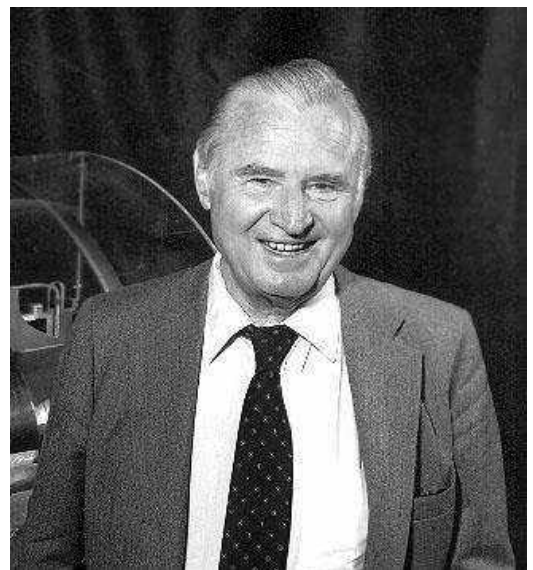
У результаті наукових суперечок Хейнкеля з авіаційним керівництвом Третього рейху фінансування розробок двигунів Охайна проводилося недостатньою мірою, хоча конструктивно вони (наприклад, ТРД HeS 011 з тягою 1300 кгс) перевершували турбореактивні двигуни фірм Юнкерса (ТРД Jumo) і БМВ (ТРД BMW), які підключилися до турбореактивного моторобудування.

У результаті серійного виробництва двигунів для німецьких винищувачів було прийнято не двигун Охайна (фірми Хейнкель), а двигун Ансельма Франца Jumo 109-004. Перший серійний літак із двигунами Jumo-004 був Me-262.

Фірмою Хенкель було виготовлено та випробувано лише два літаки з двигунами Охайна.

Після закінчення Другої світової війни Ханс-Йоахім Пабст фон Охайн був репатрійований у США, де з 1947 року став науковим співробітником на авіабазі ВПС США в Райт-Паттерсоні, а з 1963 року – головним спеціалістом дослідної лабораторії ВПС США. Знімок зроблений у 1970-х роках.

Помер і похований у США у 1988 році у віці 88 років.



Ханс-Іоахім Пабст фон Охайн



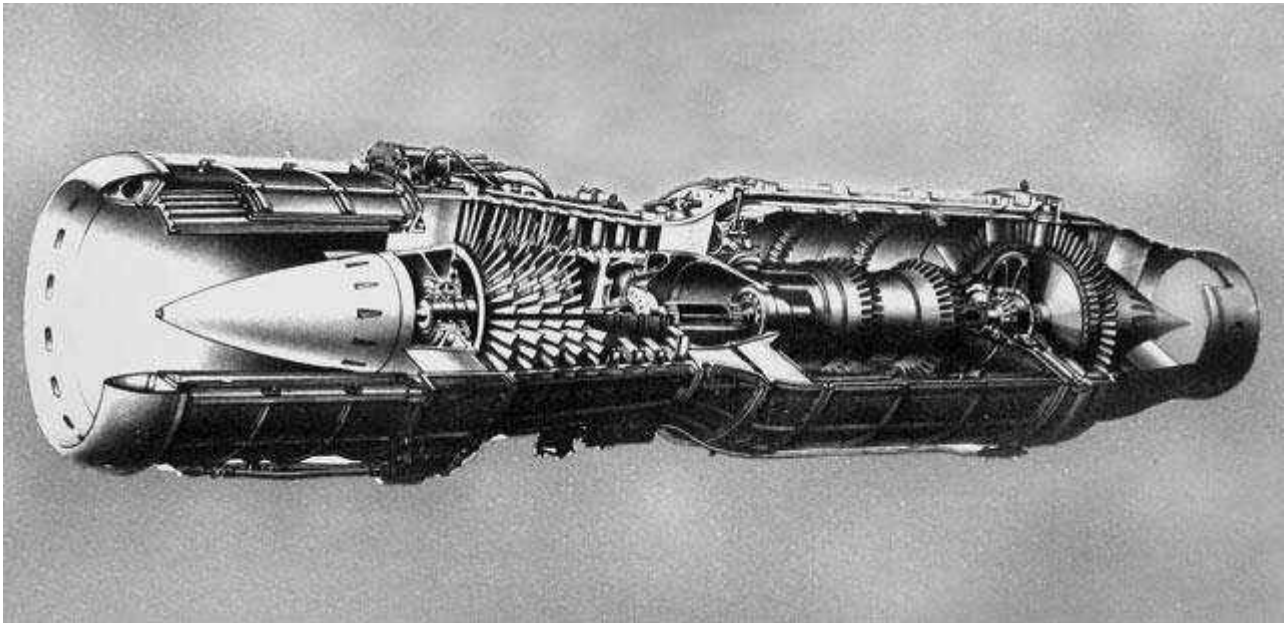
Архип Михайлович
Люлька

Значний внесок у світову історію розвитку ГТД зробив вітчизняний конструктор Архип Михайлович Люлька. У 1939 – 1941 роках він розробив конструктивну схему двоконтурного турбореактивного двигуна, яка стала прототипом існуючих схем.

Під керівництвом Люльки у лютому 1947 року було створено перший вітчизняний ГТД-ТР-1.

За роки існування дослідно-конструкторське бюро (ОКБ) розробило п'ять поколінь газотурбінних двигунів, здійснило першу в країні конверсію бойового двигуна для газоперекачувальних станцій. Двигуни марки «АЛ» («Архип Люлька») у складі бойових літаків знаходяться на озброєнні військово-повітряних сил десятків країн світу. Сьогодні в ОКБ ім. А. Люльки ведуться роботи над перспективними дви-

гунами як для винищувальної авіації, так газоенергетики.



Перший вітчизняний ГТД-ТР-1

Камери згоряння як перших так і сучасних ГТД визначають їх економічність, екологічність та надійність роботи двигуна в цілому. Знання функціонального призначення окремих елементів камер згоряння є актуальним завданням студентів за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

2 ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ

Камера згоряння – один із основних вузлів газотурбінних двигунів (ГТД), її призначення – спалювання палива та отримання високонагрітого робочого тіла. Надійність пуску та роботи камери згоряння, її економічність та довговічність визначають аналогічні показники всього двигуна.

Конструкція камери згоряння (КЗ) має забезпечувати:

1. Швидкий надійний пуск та стійку роботу КЗ на різних експлуатаційних режимах.

2. Високий коефіцієнт повноти згоряння палива $\eta_r = Q_I / Q_{II}$. Тут Q_I – кількість теплоти, що виділилася в робочому об'ємі камери при згорянні палива в одиницю часу та витрачена на нагрівання робочого тіла; Q_{II} – повна (теоретична) кількість теплоти, яка могла виділитися в одиницю часу.

У сучасних камерах згоряння на розрахунковому режимі $\eta_r = 0,98 \dots 0,99$.

3. Малі відносні гідравлічні втрати повного тиску в камері $\sigma_r^* = (P_v^* - P_r^*) / P_v^*$, де P_v^* і P_r^* – повні тиски повітря на вході в камеру згоряння і газу на виході з неї.

У камер згоряння авіаційних ГТД зазвичай $\sigma_r^* = 3 \dots 5 \%$, але може бути більше 10 %. Розглянута величина враховує втрати на тертя і турбулентні втрати (на удар у дифузори, змішання потоків та ін.) і вимірюється при холодних продуваннях камери згоряння.

В умовах горіння втрати зростають у зв'язку з розширенням газу при підведенні до нього теплоти, відповідним перерозподілом та збільшенням швидкості течії.

4. Високу теплонапруженість робочого об'єму $H = Q_I / (V_{ж} \cdot p_v)$, де $V_{ж}$ – внутрішній об'єм жарової труби. В авіаційних ГТД $H = 4000 \dots 5000$ кДж/(м³·год·Па).

5. Невелику або задану нерівномірність поля температури газу на виході з камери згоряння. Ця вимога пов'язана із забезпеченням довговічності лопаток та інших деталей проточної частини турбіни:

$$\delta = (T_{\max}^* - T_{\min}^*) / T_{\text{сер}}^* .$$

В авіаційних ГТД $\delta = 15 \dots 20 \%$ і більше.

6. Великий ресурс роботи, зручність та безпеку експлуатації камер згоряння.

7. Відсутність нагароутворення на стінках камери згоряння, димлення, токсичних речовин у продуктах згоряння.

Різноманітність та суперечливість вимог, що ставляться до камер згоряння, зазвичай задовольняються дослідним шляхом – доведенням на спеціальних стендах та під час льотних випробувань.

Удосконалення та перспективи розвитку ГТД пов'язані з підвищенням параметрів газу, зростанням теплонапруженості камер згоряння, поліпшенням їхньої аеродинаміки, зниженням токсичності. Створення конструкцій нових камер згоряння є неможливим без знання основних принципів організації робочого процесу в камері згоряння.

2.1 Основні засоби організації робочого процесу в камері згоряння ГТД

Робочий об'єм КЗ поділяється на дві зони – горіння та змішування. Принципово будь-яка камера згоряння складається з кожуха, жарової труби та фронтового пристрою з форсунками та завихрювачами (рисунок 2.1).

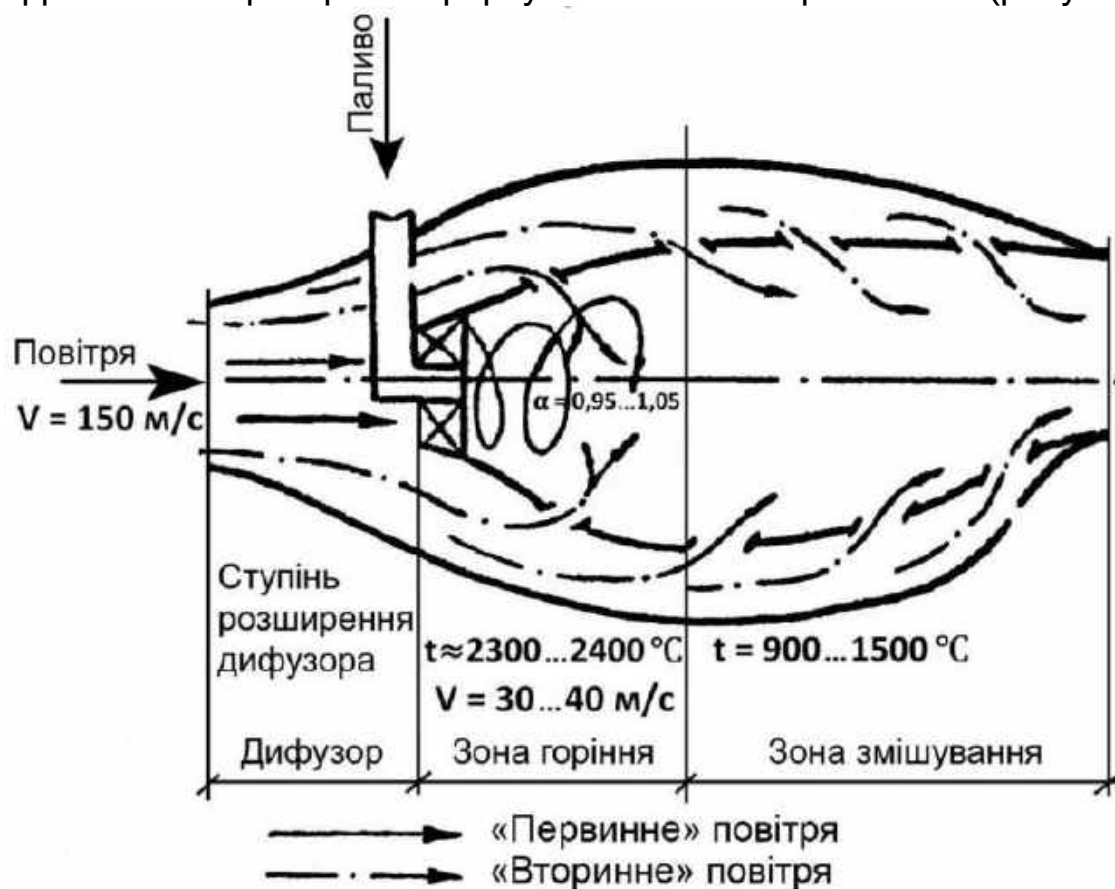


Рисунок 2.1 – Схема камери згоряння ГТД

Повітря, що надходить до камери згоряння з компресора, фронтним пристроєм поділяється на частини. Найменша частина (25...40 % від усієї кількості), або «первинне» повітря, надходить у зону горіння, де змішується з паливом і утворює потік (з $V = 30 \dots 40 \text{ м/с}$) сприятливої за складом ($\alpha = 0,95 \dots 1,05$) паливоповітряної суміші, в якому і відбувається реакція горіння.

Температура продуктів згоряння при цьому досягає 2300...2400 К. Велика частина, або «вторинне» повітря, при високих швидкостях

($V = 120 \dots 150$ м/с) обтікає жарову трубу, охолоджуючи її, надходить через спеціальні отвори та сопла в зону змішування, де, поєднуючись з продуктами згоряння палива, знижує їх температуру і утворює потік газу із заданим полем температур на вході в турбину. Чіткої межі між зонами горіння та змішування немає.

Зміни витрат зведеного повітря $G_{\text{п}}^{3\text{В}} = G_{\text{п}}/G_{\text{пр}}$, коефіцієнтів α , $\eta_{\text{г}}$ та температури T^* по довжині жарової труби подано на рисунку 2.2.

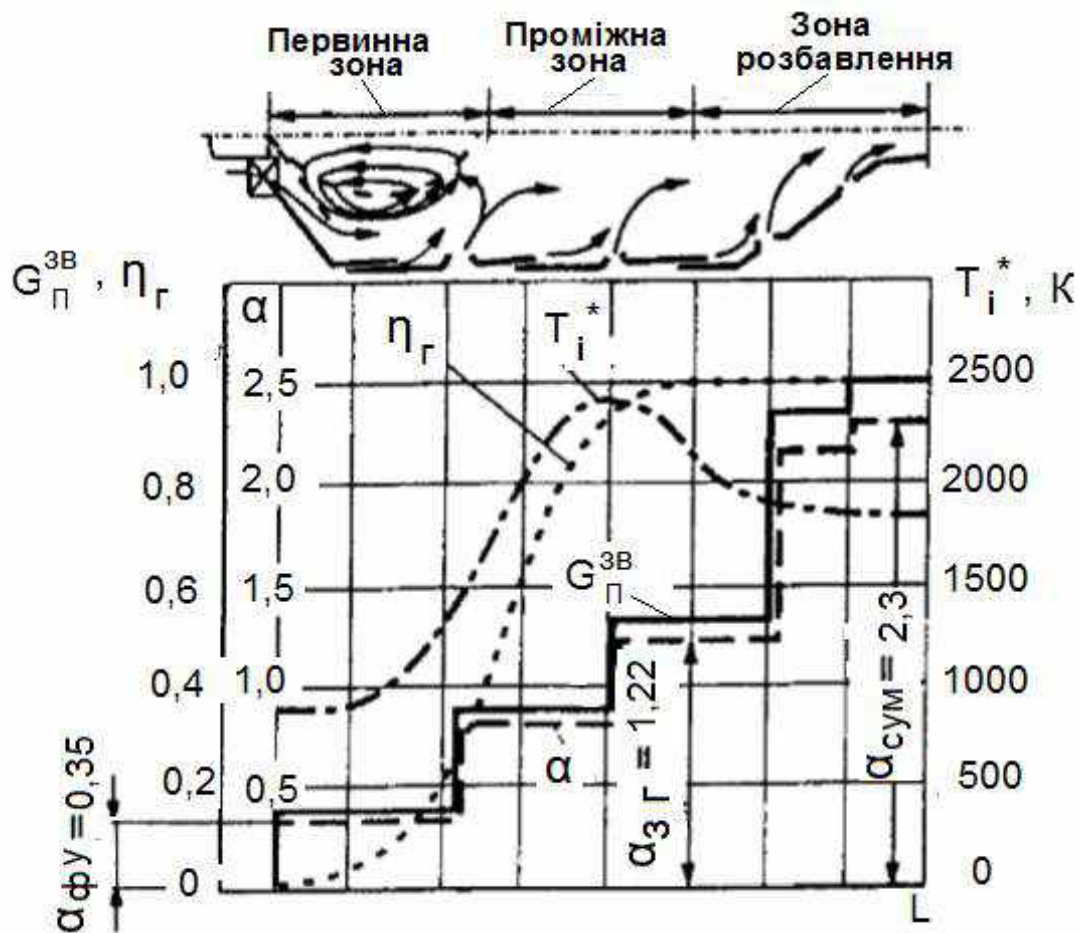


Рисунок 2.2 – Зміни витрат зведеного повітря $G_{\text{п}}^{3\text{В}} = G_{\text{п}}/G_{\text{пр}}$, коефіцієнтів α , $\eta_{\text{г}}$ та температури T^* по довжині жарової труби

Підведення «первинного» повітря по довжині зони горіння здійснюється поступово. При ступінчастому підведенні бічних струменів «первинного» повітря забезпечуються догорання дрібних і горіння середніх і великих крапель палива, що випаровуються. Крім того, додатково загальний потік інтенсифікує процес перемішування та горіння. Оптимальний розподіл подачі «первинного» повітря по довжині горіння зазвичай уточнюється при експериментальному доведенні камери на стенді.

Турбулізація потоку забезпечується в зоні горіння, яка досягається установленням у фронтальному пристрої лопаткового завихрювача повітря,

перфорованих пластин, а також організацією радіальних течій струменів повітря, що виходять через отвори в стінках по довжині жарової труби.

При розходженні через завихрювач фронтового пристрою тиск «первинного» повітря зменшується і за ним створюється область зниженого тиску, куди спрямовується «вторинне» повітря, що надходить через отвори в жаровій трубі і має більший тиск. Виникає зона зворотних струменів, яка сприяє перемішуванню палива з повітрям і, як наслідок, більш повному його згорянню (див. рисунок 2.1).

Стабілізація фронту полум'я забезпечується у зоні горіння. Для стабілізації фронту полум'я використовуються лопаткові завихрювачі або тіла, що погано обтікаються, які встановлюються у фронтовому пристрої жарової труби.

Основні деталі камери згорання охолоджуються повітрям, що надходить в камеру, іноді – паливом.

Завдання № 1. Зобразити в журналі лабораторних робіт схему камери згорання ГТД, позначивши зони горіння та змішування та шлях «первинного» та «вторинного» повітря.

2.2 Конструктивні особливості елементів КЗ

З розглянутої картини робочого процесу КЗ (див. рисунок 2.1) впливають різні умови роботи її двигунів.

У багатьох авіаційних двигунах швидкість повітря на виході з компресора може досягати 150 м/с, інколи ж і більшої величини. Спалювання палива в потоці повітря з такою швидкістю є недоцільним не тільки через великі труднощі у здійсненні процесу горіння, а й унаслідок надмірно великих утрат повного тиску. Для зменшення швидкості повітря, що надходить у КЗ, та зниження втрат тиску до прийняттого рівня застосовуються *дифузори*.

Призначення дифузора не обмежується лише зниженням швидкості, він має також забезпечити перетворення швидкісного натиску на тиск з мінімальними втратами та створити стійке рівномірне поле швидкості перед жаровою трубою. На рисунку 2.2 показано два принципово різних підходи до проектування дифузора. Нині знайшли застосування безвідривний (плавний) дифузор (рисунок 2.2, а), що забезпечує максимальний ступінь перетворення швидкісного напору на тиск, а також зривний дифузор (рисунок 2.2, б), в якому має місце різке розширення перерізу зі зривом потоку. Зривний дифузор значно коротший за безвідривний. Істотним його недоліком є підвищені втрати тиску.

Зараз широко використовуються дифузори обох типів. Однак поступово більшу перевагу конструктори починають віддавати зривним дифузорам. Це пояснюється в основному технологічними труднощами, пов'язаними з виготовленням безвідривних дифузорів.

Як перспективна нині досліджується конструкція дифузора, що керується за допомогою вихору (рисунок 2.3, в). По суті, це дифузор з раптовим розширенням, в якому для запобігання відриву потоку використовується ефективна система відсмоктування повітря. У дифузорах з кутами розкриття 15 і 30° можна вдвічі зменшити втрати тиску при відсмоктуванні через щілину на стінці від 4 до 10 % витрати маси основного потоку. При відсмоктуванні 4 % витрати повітря в дифузорі з кутом розкриття 35° втрати тиску можуть бути зменшені до такого рівня, як у звичайному дифузорі з кутом 12°. Повітря, що відсмоктується, може бути використане для охолодження лопаток турбін.

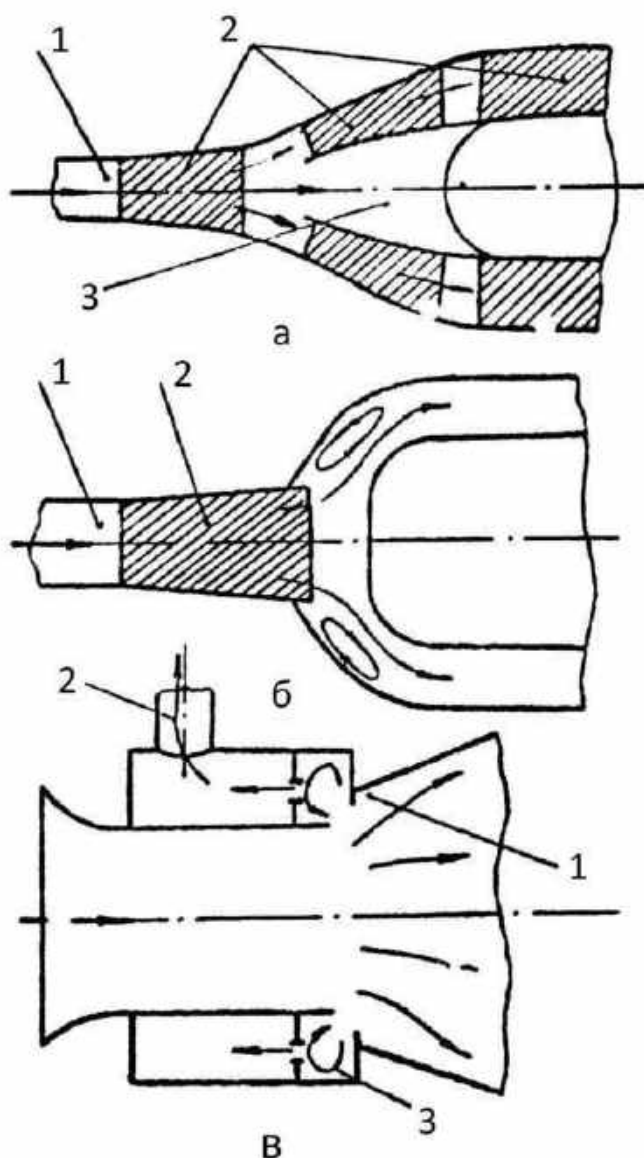


Рисунок 2.3 – Схеми дифузорів: а – кільцевий плавний дифузор: 1 – спокійна ділянка; 2 – області гальмування потоку; 3 – повітрозбірник (фронтний пристрій); б – кільцевий дифузор із раптовим розширенням: 1 – спокійна ділянка; 2 – ділянка дифузornoї течії; в – дифузор, який керується за допомогою вихору: 1 – турбулентна область; 2 – відсмоктування повітря; 3 – вихрова камера

Завдання № 2. Порівняти між собою дифузори КЗ двигунів, що вивчаються, і виконати ескіз дифузора двигуна Д-36.

Значним елементом жарової труби КЗ є *фронтний пристрій* (ФП). Від конструкції ФП залежать температура газу на виході з камери, тепловий стан стінки жарової труби, рівень димлення і надійність роботи камери. Розрізняють ФП з форсунками, що подають паливо безпосередньо в зону зворотних струменів, і ФП, в яких паливо попередньо змішується або розпорошується в деякій кількості повітря до потрапляння суміші в порожнину жарової труби.

ФП першого типу широко застосовувалися в КЗ перших ГТД. Розрізняють ФП «терткового типу» (КЗ двигуна Д-30, АЛ-7, плакат № 3), а також із завихрювачем для повітря (КЗ двигуна АІ-20, плакат № 13), (рисунк 2.4).

Ці ФП мають низку істотних недоліків:

- підвищена схильність до короблення;
- високий рівень димлення;
- висока густина теплового випромінювання факела полум'я на стінки жарової труби.



Рисунок 2.4 – Фронтний пристрій КЗ двигуна Д-36
з внутрішньою оболонкою жарової труби

Зазначені недоліки не дозволяють застосовувати ці ФП для перспективних двигунів з великим значенням температури повітря за компресором. ФП другого типу з попередньою аерацією паливного факела «первинним» повітрям використовують кінетичну енергію повітряного потоку для розпилення палива (КЗ двигуна Д-36, плакат № 8; КЗ двигуна НК-8-2, плакат № 11). ФП з пневматичним розпиленням дозволяють знижувати тиск у системі паливоподачі.

Крім розглянутих варіантів конструкцій існують КЗ, які за типом ФП називаються випарними (КЗ двигуна РВ-199, плакат № 14). Для таких ФП характерна невисока надійність роботи труби випаровування, розташованої в зоні горіння.

Завдання № 3. Порівняти між собою ФП КЗ двигунів, що вивчаються, і виконати ескіз ФП КЗ двигуна Д-36 за плакатом № 8.

У сучасних ГТД середня швидкість потоку повітря на вході в КЗ завжди перевищує швидкість поширення полум'я, тому для забезпечення сталого процесу горіння мають бути передбачені заходи, що забезпечують стабілізацію полум'я. Стабілізація здійснюється шляхом створення в їхній головній частині (у ФП) місцевих зон з малими швидкостями паливоповітряної суміші та зворотними струменями продуктів згорання.

Рециркулюючі течії зазвичай організовуються шляхом установаження у ФП завихрювачів «первинного» потоку повітря або тіл, які погано обтікаються, створенням струминних пристінкових течій – стабілізаторів (рисунк 2.5).

Найбільш поширені конструкції стабілізаторів – це стабілізатори-лопатки, які виконують зазвичай з кількістю лопаток 10–14 (див. плакат № 1 і макет двигунів ВК-1 і РД-9Б). Також широко застосовуються конічні стабілізатори, які працюють як теплообтічні тіла і потік завихрюється за кромками конусів, унаслідок чого виникають зворотні струмені (див. плакат № 7 та макет двигуна АІ-25).

ФП «терточного типу», що мають безліч дрібних отворів або просічок в торцевій стінці КЗ, працюють як струминні стабілізатори. Малі площі отвору для підведення повітря порівняно з площею поперечного перерізу жарової труби призводять до появи в центрі зниженого тиску та зони зворотних струменів (див. плакат № 3 і макет двигуна Д-30).

Завдання № 4. Занести до звіту з лабораторної роботи типи стабілізаторів двигунів КЗ, поданих на плакатах.

Жарові труби працюють у дуже важких умовах, оскільки процес згорання відбувається при високих температурах в окисному середовищі. Наявність великих температурних градієнтів, різкі теплові удари при запуску, зупинці та зміні режиму роботи двигуна призводять до виникнення великих температурних напружень в деталях жарової труби, а наявність вільного кисню при високій температурі – до газової корозії та прогару стінок. Саме ресурс жарових труб визначає ресурс усієї КЗ.

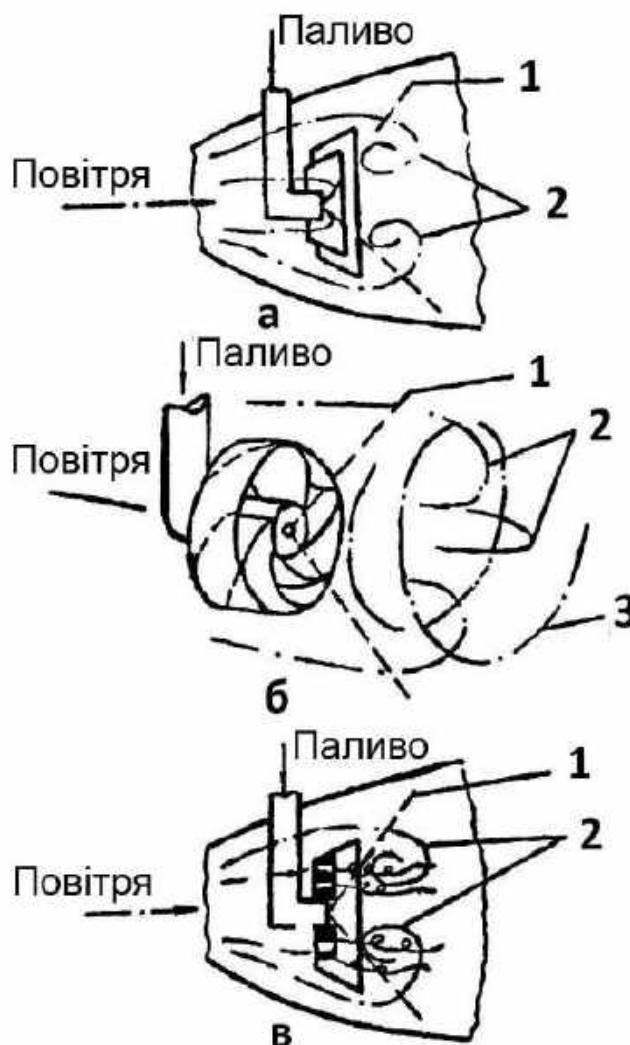


Рисунок 2.5 – Схеми конічного (а), лопаткового (б) та струминного (в) стабілізаторів:
1 – кут конуса розпилення палива; 2 – зони зворотних струменів; 3 – повітряний вихор

Для забезпечення необхідного ресурсу жарової труби передбачається низка конструктивно-технологічних заходів:

1. Жарові труби не включаються до силової схеми двигуна. Для виготовлення жарових труб застосовуються високоякісні жаростійкі та жароміцні нікельхроміст сплави Х20Н80Т, ХН75МБТЮ, ХН38ВТ, ХН60В, ХН70Ю, Х25Н16Г7АР, Х24Н25Т. Для камер згоряння, що працюють при температурі 900 °С, можна застосовувати матеріали Х20Н80Т, ХН75МБТЮ, ХН38ВТ і при температурі 950...1100 °С – ХН60В. Ці сплави мають високу міцність, стійкість до газової корозії, добре переносять вібрації, забезпечують достатню пластичність, легкість штампування, волочіння, згинання та зварювання. Механічні властивості деяких сплавів подано в Додатку В.

Завдання № 5. Зобразити схему підвіски жарової труби двигуна АІ-25 (див. плакат № 7).

2. Зв'язок між окремими елементами жарової труби виконується з малою жорсткістю («температурні шви»), щоб зменшити до можливого мінімуму температурні напруження, що спричиняються через неоднакове нагрівання цих елементів під час роботи двигуна (рисунок 2.6).

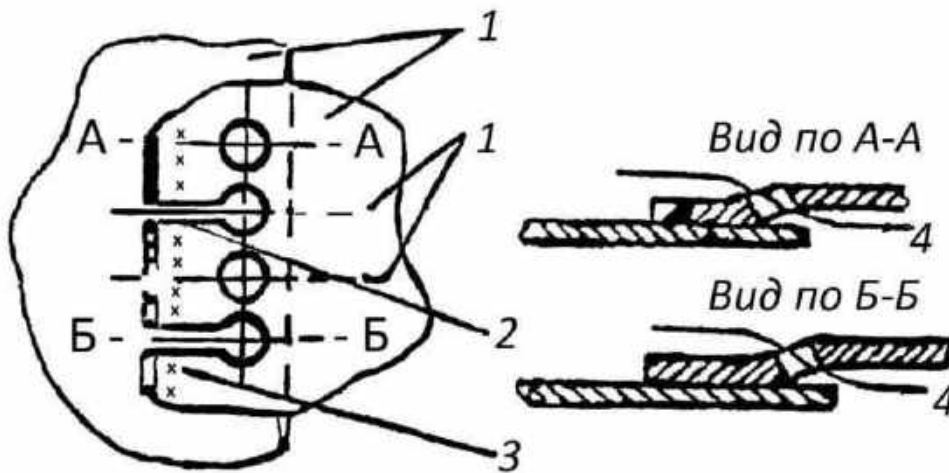


Рисунок 2.6 – Конструкція жарової труби з малою жорсткістю:
1 – секція жарової труби; 2 – деконцентратори температурних напружень;
3 – зварювальний шов; 4 – струмінь пристінкового повітряного захисту

3. На місцях можливої концентрації температурних напружень (крім отворів, просічки) проводиться відбуртування з наступним притупленням і поліруванням кромки, закручування пістонів або потовщення стінок внаслідок приварювання накладок (рисунок 2.7, а).

Завдання № 6. На двигунах АЛ-7Ф та ВК-1 ознайомитися з відбуртковою отворів та установленням пістонів.

4. Стінки жарової труби захищаються від нагрівання з боку факела полум'я шляхом створення пристінкової завіси із порівняно холодного «вторинного» повітря. Основним недоліком системи плівкового охолодження є використання в ній тільки близько 5 % холодоресурсу охолоджувального повітря, що надходить з компресора.

Удосконалення газотурбінних двигунів відбувається у напрямі зниження питомої витрати палива та рівня емісії шкідливих речовин. У свою чергу це ускладнює охолодження жарових труб камер згоряння, що обумовлено підвищенням температури та тиску повітря на вході в КЗ.

Нині проводяться дослідження нових, ефективніших систем охолодження, таких як плівкове охолодження зі зрошенням, перфороване охолодження зі зрошенням, конвективно-плівкове охолодження (рисунок 2.8, плакат № 10).

На плакаті № 9 показано деякі конструкції елементів, що забезпечують конвективне та загороджувально-плівкове охолодження зовнішньої та внутрішньої поверхонь жарових труб.

Збільшення тепловідведення за допомогою поздовжніх ребер, розташованих на зовнішній поверхні труби, застосовується дуже рідко, що пояснюється малою ефективністю конвективного охолодження порівняно з плівковим, а також збільшенням маси жарової труби. Крім того, виготовлення реброваної секції – завдання трудомістке.

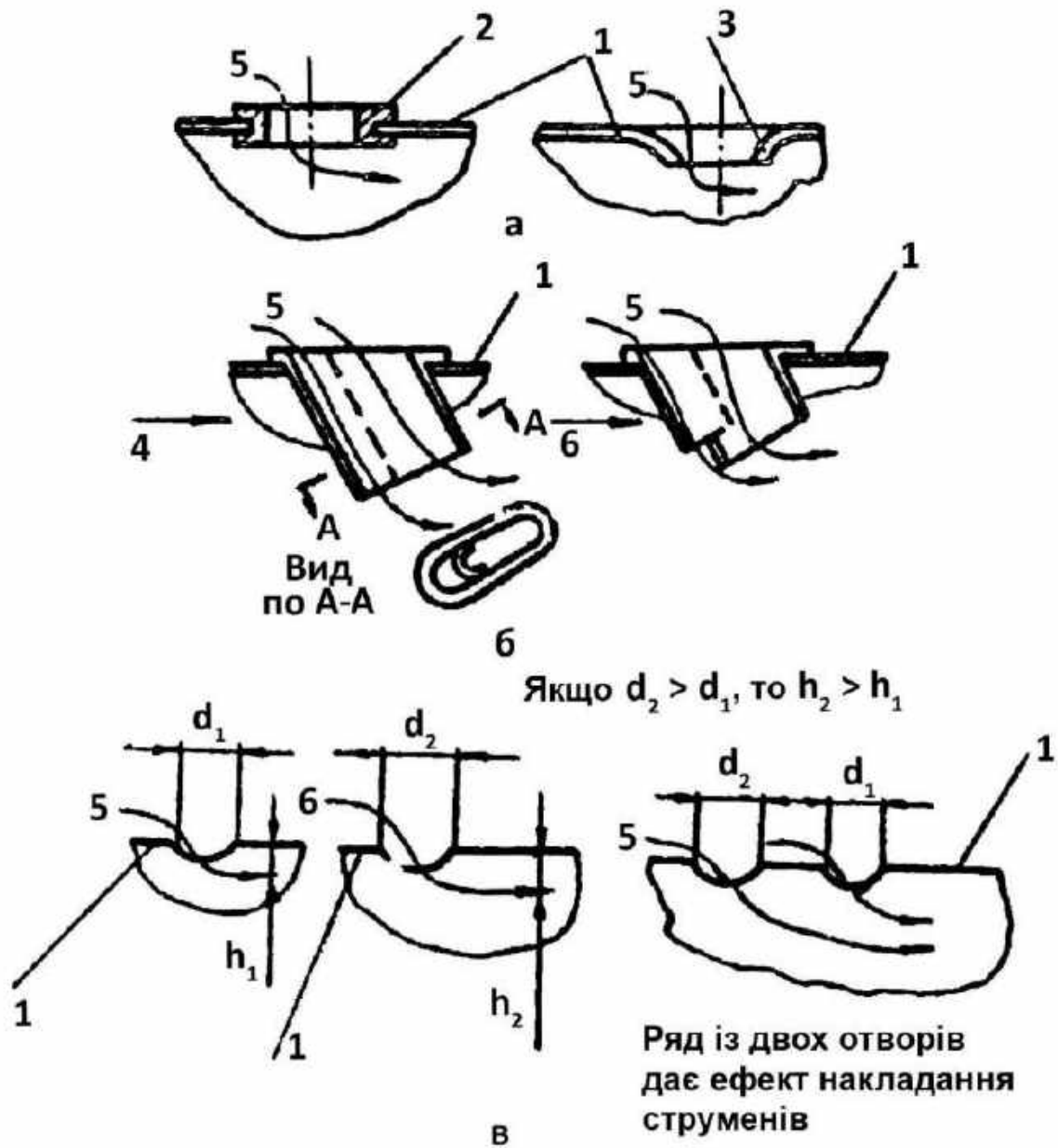


Рисунок 2.7 – Конструктивні елементи жарової труби:

а – пістон і відбуртівка; б – щілинні патрубки із захистом передніх кромek від прогару;

в – залежність глибини проникнення «вторинного» повітря від діаметра отвору;

1 – стінка жарової труби; 2 – пістон; 3 – відбуртівка;

4 – газовий потік; 5 – потік «вторинного» повітря

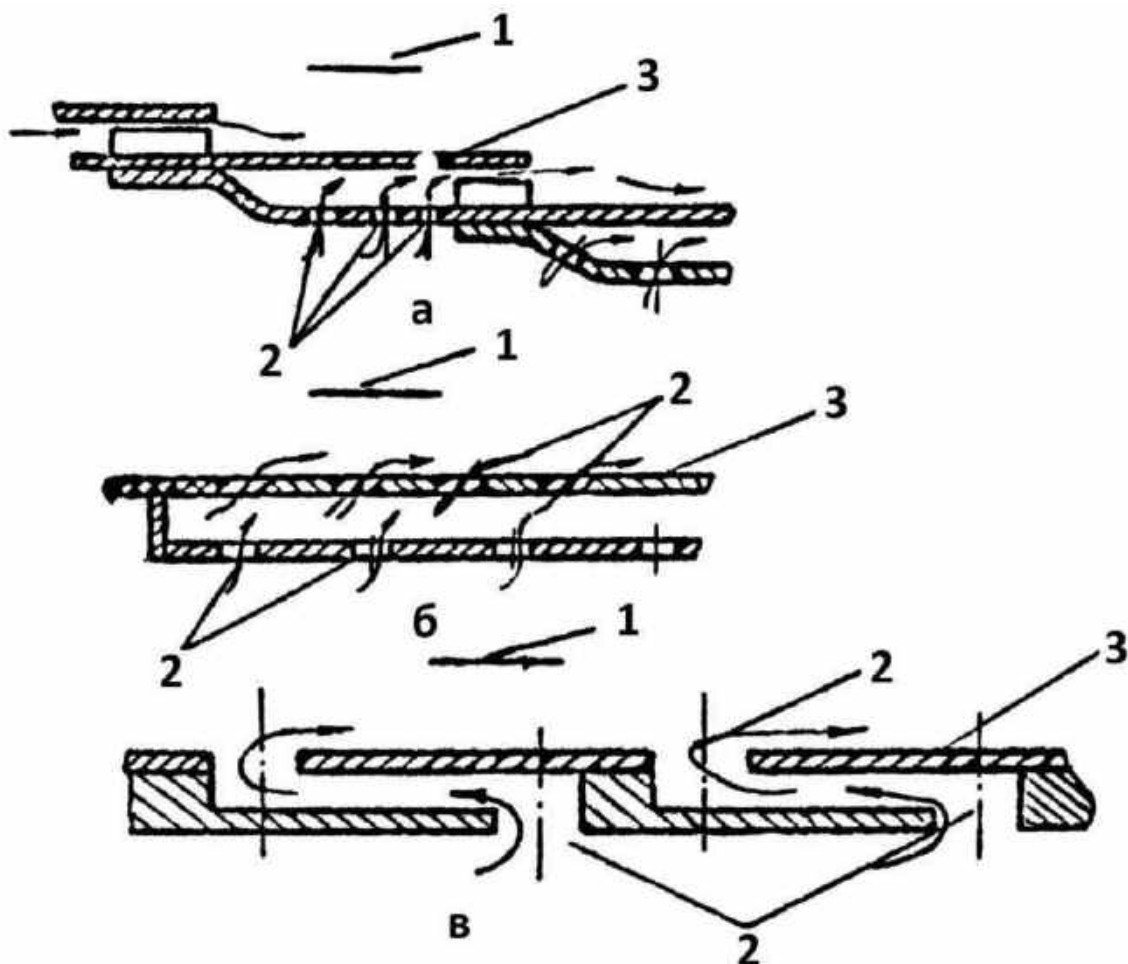


Рисунок 2.8 – Системи охолодження жарової труби камери згоряння:
а – плівкове охолодження зі зрошенням; б – перфороване охолодження зі зрошенням;
в – конвективно-плівкове охолодження; 1 – газовий потік; 2 – отвори для підведення та відведення охолоджувального повітря; 3 – внутрішня стінка жарової труби

Підведення повітря через отвори, що спрямовують його вздовж внутрішньої поверхні завдяки нахилу осей отворів та козирків, показано на плакаті № 9.

У стінці жарової труби КЗ крім отворів, що забезпечують тепловий захист конструкції, виконуються отвори для підведення «первинного» та «вторинного» повітря. Недоліком найпростішого підведення через круглий отвір є великий температурний градієнт між кромками і зоною, розташованою навколо нього. Це явище сприяє виникненню значних термічних напружень, які часто призводять до тріщин і поломок жарових труб. Глибина проникнення «вторинного» повітря у порожнину жарової труби залежить від діаметра отвору (див. рисунок 2.8, в), швидкості течії в отворі. Глибина проникнення може бути збільшена переміщенням отвору зрізу всередину труби за допомогою щільного патрубку. Недоліком такої конструкції є часте оплавлення або обгоряння патрубків. Для усунення зазначеного дефекту застосовується конструкція патрубка, що забезпечує охолодження його передньої кромки повітрям, яке спеціально підводиться (див. рисунок 2.7, б, плакат № 8).

Завдання № 7. Використовуючи плакати камер згоряння та макети двигунів, ознайомитись із системами охолодження та підведення «вторинного» повітря. На двигунах АІ-20, АІ-25 та Д-36 вивчити, як розроблялися конструктивні елементи, що створюють холодний примежовий шар на внутрішній стінці жарової труби. У журналі лабораторних робіт, використовуючи плакати № 9, 10, зобразити ескізи елементів, що утворюють холодний примежовий шар.

5. Стінки жарової труби покривають по внутрішній поверхні шаром жаростійких емалевих покриттів. Таке покриття з низькою теплопровідністю забезпечує зниження температури стінки завдяки своїм тепло ізолюючим властивостям та частковому відображенню випромінювання від продуктів згоряння. Для типових режимних умов роботи камери згоряння керамічне покриття товщиною 1 мм з коефіцієнтом теплопровідності $\alpha = 0,66 \text{ Вт/(мг} \cdot \text{К)}$ забезпечує зниження температури стінки камери на 100 К. Крім того, емалеве покриття захищає метал жарової труби від окиснення при високих температурах. Для сплаву ХН60В застосовується емаль типу ЕВ55, основними компонентами якої є діоксид кремнію та оксид хрому (завдяки останньому емаль має зелений колір). Жаростійкі емалі значно знижують швидкість окиснення металів за підвищених температур. Так, покриття ЕВ-55 зменшує швидкість окиснення сплаву Х18Н9Т у 6–8 разів. Істотними недоліками емалевих покриттів є їхня низька термостійкість і стійкість до удару.

При експлуатації камери згоряння емалеве покриття може повністю або частково зношуватися внаслідок ерозійного винесення частинок покриття газовим потоком та відновлюватися вторинним нанесенням під час ремонту двигуна.

Завдання № 8. Перелічити в журналі двигуни, що вивчаються, на яких застосовано емалеве покриття стінок жарової труби.

6. Виконується ретельний поопераційний контроль технологічного процесу виготовлення жарової труби та її елементів.

7. Для з'єднання окремих елементів жарових труб застосовується або клепання зі спеціальними проставками, або зварювання (електроконтактне, аргонодугове, атомно-водневе) за спеціальною технологією.

8. Кріплення жарової труби здійснюється зазвичай болтовою фіксацією в районі фронтового пристрою, що дозволяє розширюватись стінці жарової труби в діаметральному напрямку (рисунок 2.9). В осьовому напрямку жарова труба може розширитися внаслідок застосування цангового з'єднання з елементом соплового апарата турбіни.

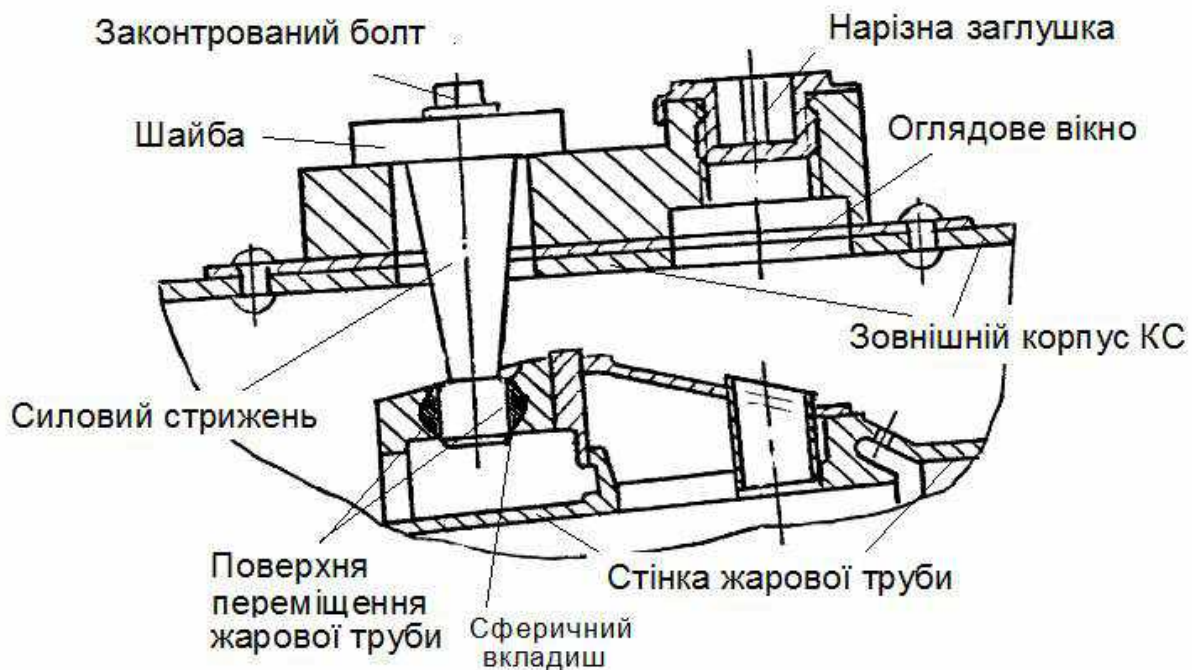


Рисунок 2.9 – Вузол кріплення жарової труби

Зовнішній корпус камери згоряння працює у легших температурних умовах. Він механічно з'єднується з корпусами компресора і турбіни та створює єдину силову схему двигуна. Крім того, на нього впливає значний перепад тиску між довкіллям і внутрішньою порожниною камери згоряння. Тому він виготовляється з дешевших матеріалів, таких як Х18Н9Т або ВЖ102, і до нього не ставляться настільки жорсткі вимоги з боку технології, як до жарових труб. Виготовляється з листового матеріалу – гнучким з наступним зварюванням.

2.3 Конструктивні схеми камер згоряння ГТД

За конструктивними схемами КЗ можна поділити за кількома ознаками, а саме:

1. У напрямку руху потоку газу: прямоструминні, протиструминні та петльові (рисунок 2.10). Оскільки протиструминні та петльові КЗ мають великий гідравлічний опір, але значно менший осьовий габарит, вони отримали широке застосування в малорозмірних ГТД, таких як газотурбінні стартери, одноразові двигуни, бортові енерговузли, допоміжні двигуни.

У потужних ГТД нині застосовуються прямоструминні КЗ.

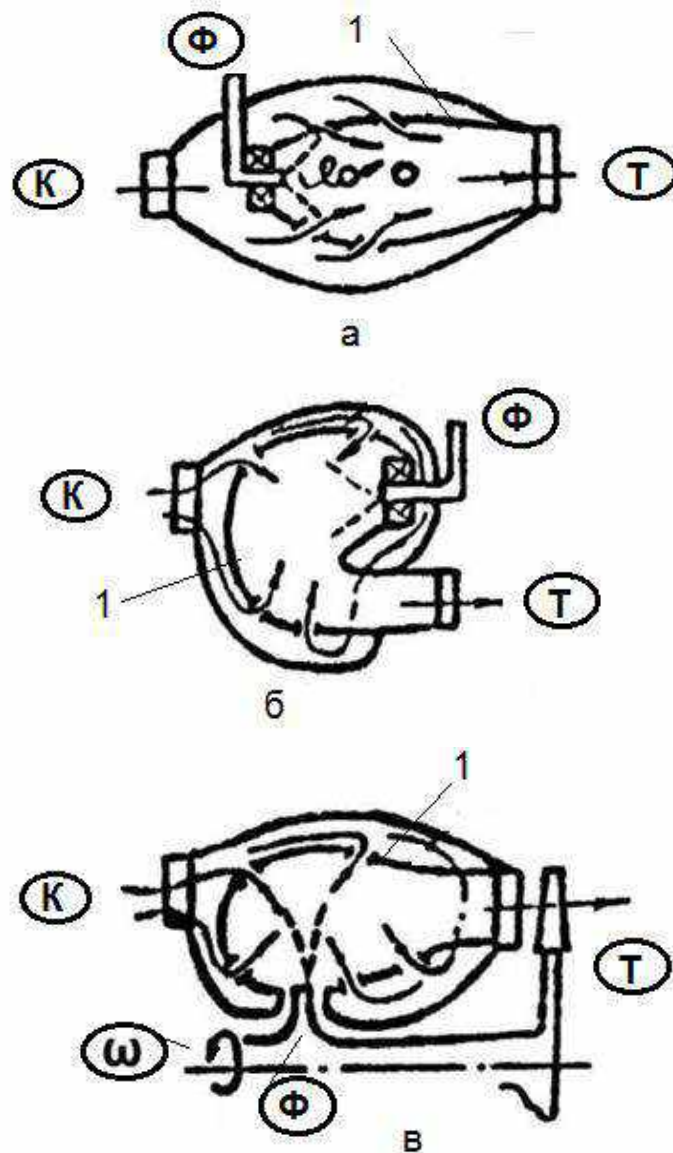


Рисунок 2.10 – Класифікація камер згоряння:

а – прямо струминна; б – протиструминна; в – напівпетльова; к – компресор;
т – турбіна; ф – форсунка; 1 – жарова труба

2. За конструктивним виконанням: кільцеві, трубчасто-кільцеві та трубчасті (індивідуальні) (рисунок 2.11).

3. За типом утворення паливоповітряної суміші:

а) із упорскуванням палива потоком газу;

б) із упорскуванням палива проти потоку газу;

в) з випарним сумішоутворенням.

Зараз у вітчизняному авіадвигунобудуванні найбільш широко застосовуються кільцеві прямоструминні КЗ з упорскуванням палива потоком газу за допомогою відцентрових форсунок.

4. За схемою спалювання палива: двозонні та двоярусні, що забезпечують низький рівень емісії окису вуглецю CO і вуглеводнів HC , що не згоріли, на режимах малої тяги і низький рівень емісії оксидів азоту на режимах великої тяги.

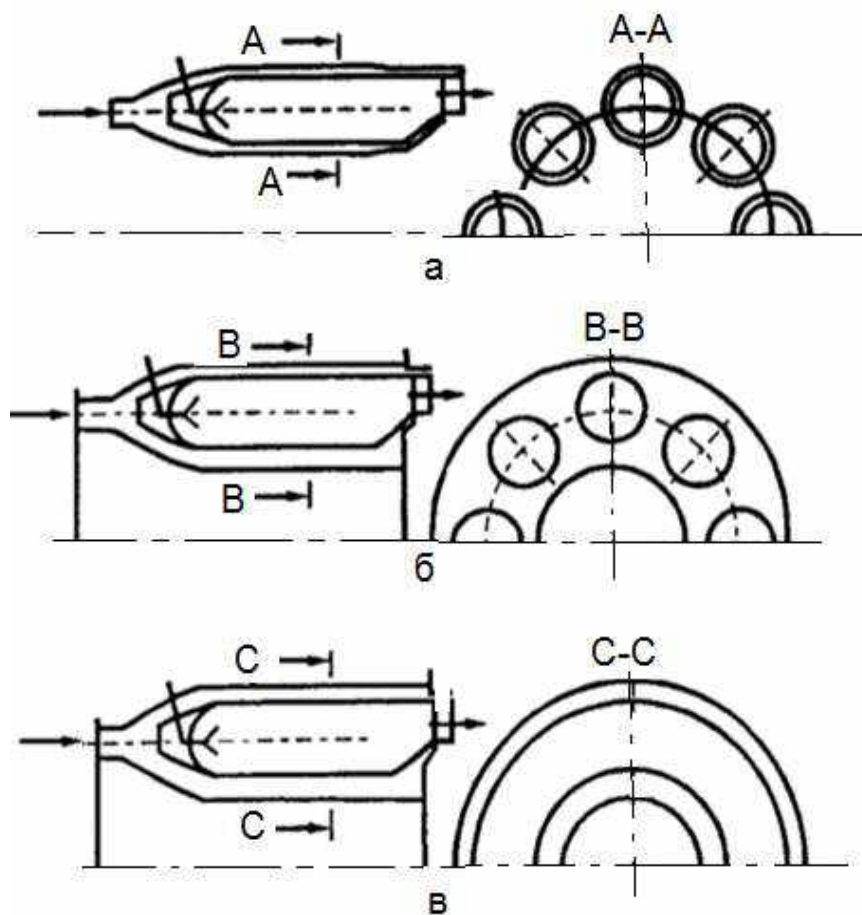


Рисунок 2.11 – Схеми конструктивного виконання КЗ:
а – індивідуальні; б – трубчасто-кільцеві; в – кільцеві

Кільцева камера згоряння складається із зовнішнього та внутрішнього кожухів, що утворюють кільцевий простір, в якому концентрично розташована кільцева жарова труба. Вона утворена зовнішнім і внутрішнім змішувачами, які об'єднані фронтовим пристроєм, що містить від 10 до 132 (у конструкціях, що використовуються) пальників з форсунками (див. макети двигунів РД-20, АЛ-7Ф, НК-12, АІ-25, НК-8-2 та ін.).

Трубчаста (індивідуальна) камера згоряння складається із зовнішнього кожуха і концентрично розташованої в ньому жарової труби з пальником (див. плакат № 1 КЗ і макет двигунів ВК-1Ф). На двигун ставиться від 7 до 16 (у виконаних конструкціях) індивідуальних КЗ, розміщених у кільцевому просторі між компресором та газовою турбіною.

Трубчасто-кільцева камера згоряння містить елементи кільцевої і трубчастої камер згоряння.

Вона є кільцевим простором, утвореним зовнішнім і внутрішнім кожухами, в якому розміщені окремі жарові труби (від 8 до 16 у виконаних конструкціях), об'єднані між собою загальним газозбірником і з'єднані патрубками (див. макети двигунів АМ-3, Р11Ф-300, Д1-30 та ін.).

Переваги та недоліки трубчастих, кільцевих та трубчасто-кільцевих КЗ вказано в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 – Переваги та недоліки трубчастих, кільцевих та трубчасто-кільцевих КЗ

Тип камери	Переваги	Недоліки
Трубчаста	Хороша механічна міцність Хороше узгодження полів течії палива та повітря Невелика витрата повітря при стендових випробуваннях	Великі габарити та маса Значні втрати повного тиску Потрібні сполучні патрубки Проблеми із здійсненням перекидання полум'я
Кільцева	Мінімальна довжина та маса Мінімальна лобова площа двигуна Мінімальні втрати повного тиску Швидке поширення полум'я	Великі напруження у зовнішній обичайці жарової труби При стендових випробуваннях КЗ потрібна витрата повітря, що дорівнює витраті в двигуні Важко узгодити поля течії палива та повітря Важко забезпечити стабільність поля температури на виході
Трубчасто-кільцева	Хороша механічна міцність Хороше узгодження полів течії палива та повітря Невелика витрата повітря при стендових випробуваннях Невеликі втрати повного тиску Менші, ніж у трубчастій камері, довжина та маса	Найменша, ніж у кільцевій, компактність камери Потрібні сполучні патрубки Проблеми перекидання полум'я

Необхідно зазначити, що поверхня охолоджуваних стінок жарових труб трубчасто-кільцевою КЗ порівняно з кільцевою (встановлюються в однаковий корпус) більше в 1,4 раза, а відношення об'ємів зон горіння становить 0,715. Це означає, що час перебування паливоповітряної суміші в зоні горіння трубчасто-кільцевої КЗ менше, ніж у кільцевій, приблизно на 30 %. І щоб мати також час перебування, довжина зони горіння трубчасто-кільцевої КЗ має бути збільшена в 1,4 раза.

Завдання № 9. Класифікувати КЗ всіх двигунів, що вивчаються. Пояснити, чому двигуни останніх випусків мають переважно кільцеву КЗ.

Для підвищення економічності і зниження рівня токсичності продуктів згоряння ГТД, що викидаються, мають високі ступені підвищення тиску повітря в компресорі, проводяться дослідження двозонних і двоярусних камер (рисунок 2.12) з послідовним і паралельним розташуванням зон горіння.

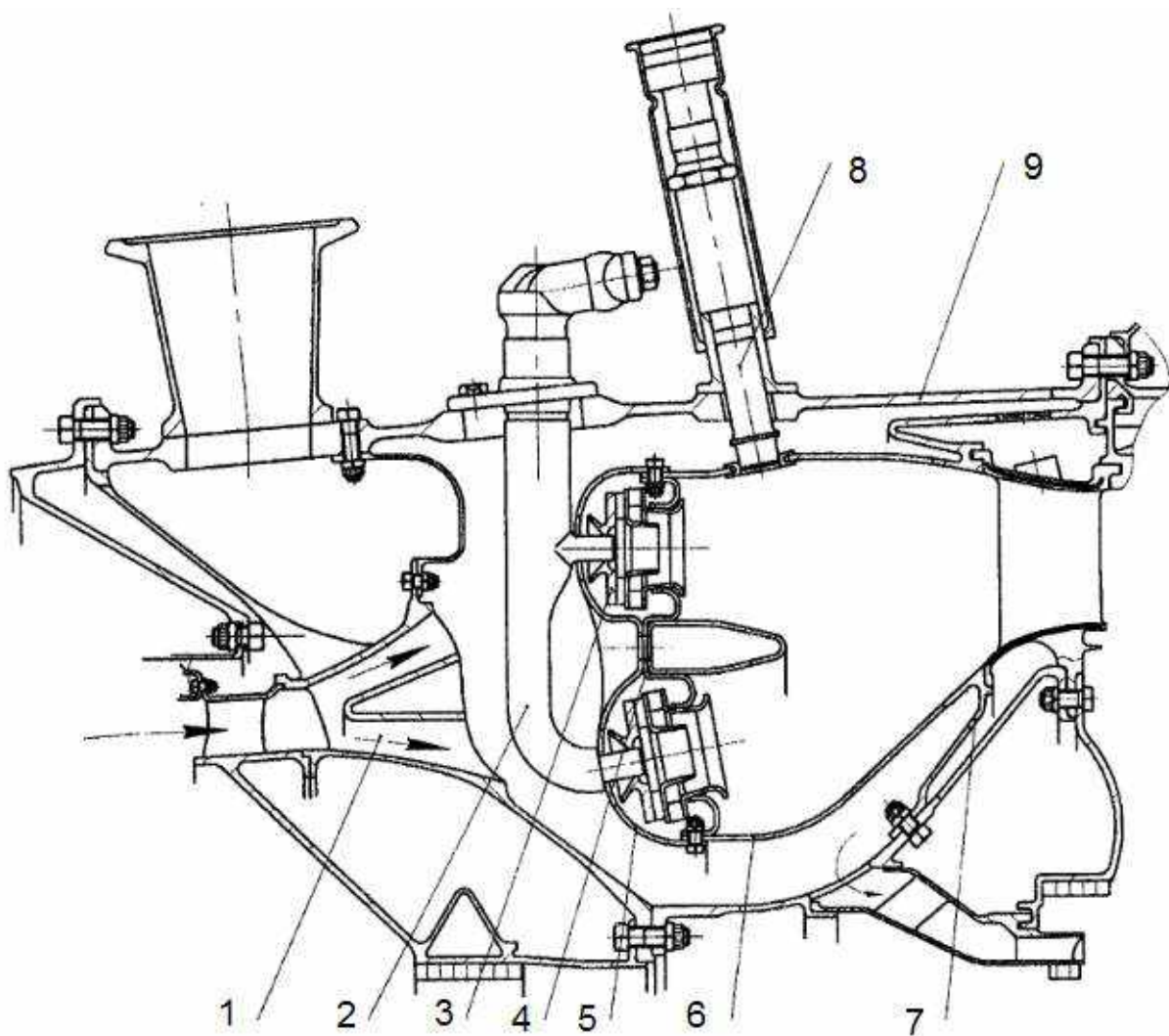


Рисунок 2.12 – Двоярусна камера згорання ТРДД GE 90:

1 – ступінчастий дифузор із роздільником; 2 – форсунка; 3 – фронтний пристрій; 4 – роз'єднувач; 5 – газоповітряний обтічник; 6 – жарова труба з двошарового матеріалу ламіллою; 7 – з'єднання жарової труби та СА турбіни; 8 – свічка; 9 – зовнішній корпус

КЗ (див. рисунок 2.12) багатофорсуночна (60 пальників) двоярусна малої довжини ($L/h_{\text{жт}} \leq 1,5$) не має першого ряду отворів, і циркуляційну зону утворюють два ряди радіальних завихрювачів з використанням зриву потоку з кромки вихідних конусів. Кільцеві вихори сприяють створенню зниженого тиску у зоні зворотних струменів. Відцентрові форсунки для зони малого газу та основної зони виконані в загальному корпусі з роздільним підведенням палива (газу) до кожної форсунки. Складність монтажу форсунок у два отвори фронтного пристрою вирішується застосуванням плаваючих приймальних кілець у пристрої, що виключають навантаження форсунок при теплових деформаціях жарової труби. Крім того, кріплення форсунок на корпусі КЗ виконується за допомогою кулькового шарніра. Подана інформація вказує на конструктивно-технологічну складність двоярусних КЗ.

У звичайних КЗ з однією зоною горіння висока ефективність робочого процесу забезпечується в області розрахункового режиму, а за малих навантажень якість горіння різко погіршується, повнота згоряння палива зменшується до 88...93 %. При форсуванні за навантаженням робочого об'єму процес горіння покращується, але істотно зростає вихід оксидів азоту у зв'язку зі зростанням температури в зоні горіння. Механізм утворення забруднювальних речовин показано у Додатку А.

У двозонних та двоярусних КЗ можна виключити зазначені недоліки. У таких камерах є чергова зона горіння, що забезпечує низький рівень емісії оксиду вуглецю CO і вуглеводнів HC , що не згоріли, на режимах малої тяги, і основна зона горіння, що дозволяє отримати низький рівень емісії оксидів азоту NO_x на режимах великої тяги. Емісія основних токсичних компонентів за результатами експериментальних досліджень становила: NO_x – 7,9 г/кг (35), CH – 0,3 г/кг (30), CO – 24 г/кг (73) у радіально-осьовій двозонній КЗ, а у двоярусній камері – NO_x – 7,2 г/кг; CH – 2 г/кг; CO – 21 г/кг. У круглих дужках наведено значення емісії токсичних компонентів серійної камери двигуна CF-50C (США), в якій не передбачені заходи щодо зниження токсичності продуктів згоряння¹.

Конструктивні схеми малотоксичних КЗ показано на плакаті № 13.

Ресурс двозонних камер згоряння при традиційній технології виготовлення значно поступається вимогам до сучасних двигунів, що пояснюється високими напруженнями в кільцевих перерізах. Звичайно, розрізавши кільцеву секцію на кілька сегментів, можна знизити термонапруження і збільшити час надійної роботи. Використання сегментної конструкції, у свою чергу, відкриває можливість застосування нових матеріалів, зокрема ливарних сплавів, що мають більш високу температуру плавлення. Перевагою сегментної конструкції, порівняно з традиційною, є також можливість використання більш ефективних методів охолодження стінок, що потребує меншої витрати охолоджувального повітря.

У камері згоряння двигуна, що виконаний за програмою E³ фірми Пратт-Уїтні, внутрішня та зовнішня обичайки жарової труби є складеними. Внутрішня обичайка містить 48 окремих сегментів, а зовнішня – 72. Типову конструкцію сегментів внутрішньої і зовнішньої обичайок зображено в аксонометричній проекції на плакаті № 13. До характерних особливостей конструкції цих сегментів належать:

а) шпонковий метод ущільнення стиків між сусідніми сегментами в коловому напрямку, що забезпечує мінімальну величину витоку повітря («шпонки» – тонкі пластинки – закладаються в пази, розташовані на бічних торцях кожного сегмента);

¹ Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) за участю радянських фахівців розробила міжнародні норми викиду забруднювальних речовин. ICAO передбачає для всіх турбореактивних двигунів (дозвокових пасажирських літаків) із злітною тягою понад 26,7 кН, виготовлених після 1 січня 1986 р., що викиди не повинні перевищувати: за CO – 118 г/кН, за HC – 19,6 г/кН, за NO_x – $(42 + 2 \text{ Пк})$ г/кН.

б) прогресивний метод охолодження – система з паралельно-протилежною течією повітря в каналах; ця система поєднує конвективне охолодження стінки з наступним загороджувальним охолодженням її поверхні.

Сегменти виготовляють методом прецизійного лиття. Торці сегментів шліфуються, пази системи ущільнення та вхідні щілини для введення охолоджувального повітря виготовляються електроерозійним методом.

При складанні внутрішньої та зовнішньої обичайок кожен із сегментів кріпиться за допомогою спеціальних гачків до ґратчастої силової рами. Таке кріплення дозволяє системі сегментів «плавати на місці» при зміні теплового навантаження.

До недоліків розглянутої конструкції КЗ належать:

- складність конструкції;
- значна маса;
- велика вартість.

Застосування сегментної конструкції жарових труб відкриває можливості застосування керамічних матеріалів. Слід зазначити, що технологія виготовлення сегментних жарових труб перебуває ще на стадії розроблення. У зв'язку з цим роботи щодо вдосконалення конструкції двозонних КЗ мають бути спрямовані на їх спрощення, зниження маси та вартості без збільшення при цьому рівня емісії шкідливих речовин.

Переваги таких камер такі:

- низька температура газу в первинній зоні гарантує мінімальне утворення NO;
- попереднє змішування палива з повітрям мінімізує вихід CO та вуглеводнів з відпрацьованими газами, забезпечуючи швидке вигорання палива.

Завдання № 10. Пояснити (відобразити у звіті) необхідність розроблення двозонних КЗ.

2.4 Організація процесу отримання паливоповітряної суміші

Подача палива в КЗ здійснюється за допомогою спеціального пристрою – форсунки, що забезпечує хороше розпилення палива в потоці повітря, що рухається.

У вітчизняному авіадвигунобудуванні найбільш широко застосовуються *відцентрові форсунки*, в яких паливо ефективно розпорошується внаслідок дії відцентрових сил. Принцип роботи такої форсунки полягає у такому (плакат № 3, рисунок 2.13).

У сопло форсунки з камери завихрення надходить паливо, що робить швидке обертання навколо осі каналу сопла. При виході із сопла струмין палива відцентровими силами розривається на дрібні краплі, що утворюють конічну поверхню (конус розпилення). Ці краплі добре перемішуються з «первинним» повітрям, що також здійснює вихровий рух, який забезпечується завихрювачем.

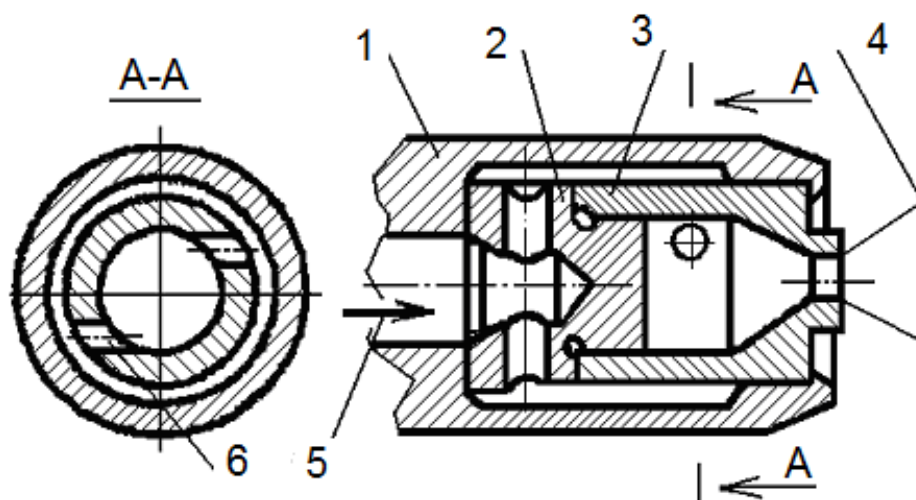


Рисунок 2.13 – Схема відцентрової форсунки:
 1 – корпус форсунки; 2 – заглушка 3 – сопло-завихрювач;
 4 – паливний конус; 5 – вхід палива; 6 – тангенціальний отвір

Залежно від кількості вихрових камер і сопел форсунки бувають одно-канальні, односоплові та двоканальні, двосоплові. У перших форсунках витрата пропорційна кореню квадратному з перепаду тисків на вході та виході, що є їх істотним недоліком і обмежує застосування. Другий недолік – практично постійний кут розпилення, тоді як при запуску його треба зменшити. Перевага одноканальних форсунок – простота конструкції, гарне розпилення, потрібен один колектор, не потрібен розподільний клапан. Тому в двигунах літаків та вертольотів, призначених для польотів на малих висотах з малим діапазоном зміни витрати палива, застосовуються одноканальні форсунки.

У двоканальній форсунці (двоступінчастій на режимах запуску і малого газу) паливо надходить у центральне сопло, що має менші розміри і забезпечує меншу витрату палива, а на режимах великих витрат працюють обидва сопла одночасно. Перевагою двоканальних форсунок є хороше розпилення палива на всіх режимах. Недоліком їх є наявність розподільного клапана, після відкриття якого потрібен час для заповнення об'єму трубопроводів, колектор форсунки другого ступеня, на що потрібен час, протягом якого можливе коливання режиму горіння.

Максимальний тиск перед форсунками для різних типів двигунів – $(40...120) \cdot 10^5$ Па.

Сумішоутворення залежить від якості роботи форсунок (дрібності та рівномірності розпилювання, форми факела та далекобійності струменя). Бажано на всіх режимах роботи двигуна отримувати дрібність розпилювання приблизно 70...100 мкм.

У сучасних конструкціях камер згоряння все більшого поширення набувають пневматичні форсунки з низьконапірною системою паливоподачі та аеродинамічним (повітряним) розпиленням палива – так звані аерофорсунки.

На рисунку 2.14 показано схему аерофорсунки з подвійним завихрювачем. У такій форсунці паливна плівка розпилюється швидкісним потоком повітря і аерозоль, що утворюється, подається на межу розділу потоків повітря, що протилежно обертаються від лопаткових завихрювачів.

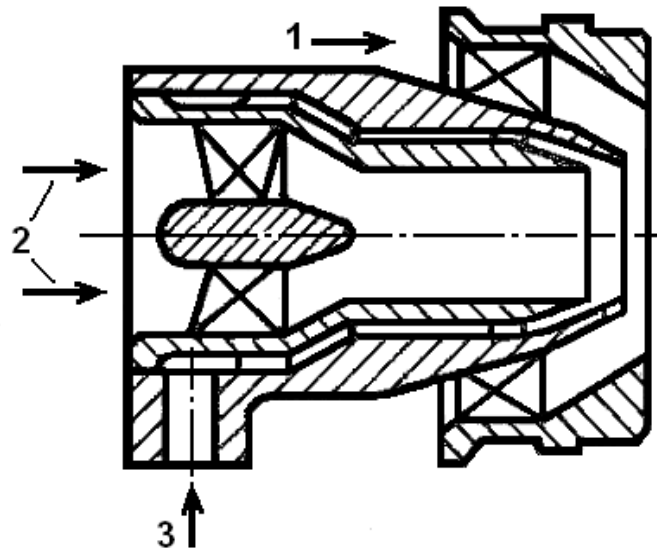


Рисунок 2.14 – Форсунка з аеродинамічним розпиленням палива:
1 – повітряний потік через зовнішній завихрювач; 2 – повітряний потік через внутрішній завихрювач; 3 – подача палива

Пневматичні форсунки мають ряд переваг порівняно з механічними форсунками, особливо в ГТД з високим ступенем підвищення тиску повітря. Вони не потребують високого тиску подачі палива та добре розпорошують його. Низьконапірні системи паливоподачі дозволяють значно підвищити ресурс і надійність паливних насосів та знизити масу агрегатів, що є особливо важливим для авіаційних двигунів.

Крім того, внаслідок ефективного перемішування палива з повітрям при його пневматичному розпилюванні вміст окисів азоту і сажі в продуктах згоряння мінімальні. Останнє знижує рівень випромінювання, що є сприятливим для охолодження стін жарової труби. Крім того, пневматичні форсунки забезпечують однаковий розподіл палива в камері згоряння за будь-якої його витрати.

Тому розподіл температури газів перед турбіною на режимах з високим тиском двигуна можна точно передбачати, визначаючи поля температур газу при низьких тисках, що полегшує доведення камери згоряння за нерівномірністю поля температури на виході.

До недоліків пневматичних форсунок слід віднести відносну складність доведення камери згоряння за пусковими та зривними характеристиками в умовах підвищення однорідності та збіднення паливоповітряної суміші.

У зв'язку із зазначеними вище перевагами пневматичний принцип розпилювання набув значного поширення в сучасних ГТД.

Випарювальна форсунка (плакат № 14, рисунок 2.15) є різновидом струминної форсунки, що є каналом (або трубкою), який закінчується каліброваним отвором або соплом з випарним патрубком.

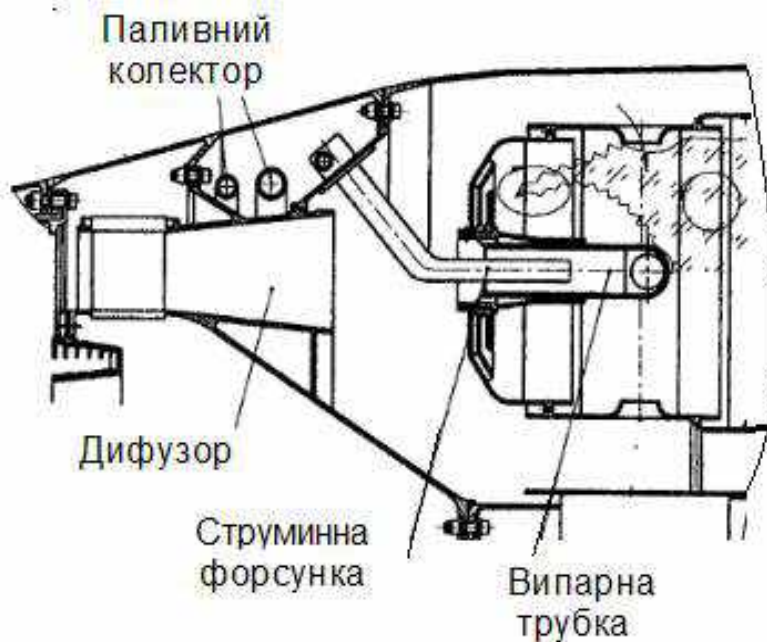


Рисунок 2.15 – Випарювальна форсунка

Паливо із струминної форсунки, що працює при відносно малих перепадах тиску, надходить у випарний патрубок (Т-подібна випарна трубка), що обігрівається гарячими газами. У патрубку паливо випаровується. При виході парів палива з патрубків утворюється паливоповітряна газова суміш.

Основним недоліком випарної форсунки є низький ресурс випарної трубки.

Основні характеристики деяких вуглеводневих палив для турбореактивних двигунів наведено у Додатку Б.

Завдання № 11. Вивчити плакати камер згоряння та макети двигунів і записати в журнал лабораторних робіт, які форсунки встановлені на двигунах АІ-25, ТВЗ-117, Д-136, Р11Ф-300, АЛ-7Ф, НК-12, НК-8-2, ГТД-3Ф. Проаналізувати, коли застосовуються одно- та багатоканальні форсунки.

2.5 Джерела запалювання, запуск камери згоряння

Для запуску ГТД необхідно підпалити паливоповітряну суміш, що утворюється в камері згоряння. У камерах згоряння авіаційних ГТД переважно застосовуються два типи джерел запалювання: *запальні свічки та пускові запальники факельного типу.*

Нині в ГТД замість високовольтих електричних іскрових свічок (подібних до свічок ДВЗ) використовуються спеціальні напівпровідникові свічки поверхневого розряду (рисунок 2.16), потужність розряду в яких практично не залежить від тиску в камері згоряння (у звичайних іскрових свічках

потужність розряду пропорційна квадрату тиску газу, що оточує електроди свічки). Для живлення свічок поверхневого розряду використовуються спеціальні порівняно низьковольтні електричні системи з накопичувальним конденсатором.

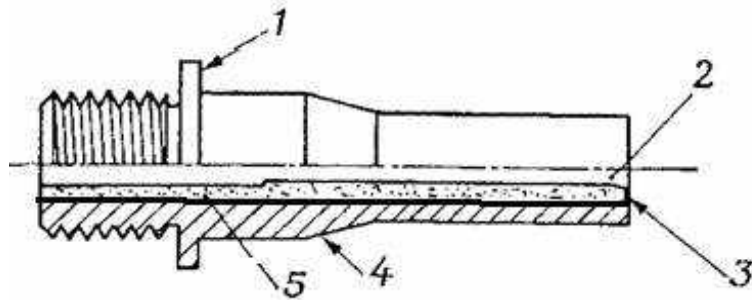


Рисунок 2.16 – Свічка поверхневого розряду:

1 – монтажний фланець; 2 – центральний електрод; 3 – напівпровідник;
4 – зовнішній електрод; 5 – ізолятор

Свічка запалювання поверхневого розряду містить центральний електрод 2 і зовнішній електрод 4. Електроди розділені керамічним ізолятором 5, що переходить на робочому («вогневому») торці свічки в тонкий шар напівпровідникового матеріалу 3. Напівпровідниковий матеріал полегшує іонізацію повітря в міжелектродному проміжку та пробую проміжку іскрою від джерела енергії з відносно низькою напругою. Важливою характеристикою напівпровідника і те, що його електричний опір зменшується зі збільшенням температури. Таким чином, коли конденсатор розряджається і струм починає проходити через напівпровідник, останній швидко розжарюється, забезпечуючи іонізацію повітряного проміжку між електродами. Як тільки відбувається іонізація, виникає основний розряд у вигляді інтенсивної дуги, схожої на полум'я. Реалізований діапазон енергій електричного розряду запальних свічок становить 1...12 Дж.

Запалення паливоповітряної суміші в камері згоряння у деяких випадках може здійснюватися безпосередньо від свічки.

Основні переваги системи безпосереднього розпалювання – простота конструкції та надійність в експлуатації. Недоліком є обмежена можливість у виборі місця розташування свічки, що значно впливає як на характеристики займання, так і довговічність свічки. Приклад – камера згоряння двигуна ТВЗ-117.

На рисунку 2.17 показано елемент конструкції кільцевої камери згоряння із встановленою в головці жарової труби свічкою безпосереднього розпалювання. Свічка 3 встановлюється в корпусі спеціальної втулки 5.

Для підвищення надійності розпалювання зазор 2 між втулкою і свічкою подається кисень, що надходить через спеціальні отвори в зону головки жарової труби 12. Паливо в зону свічки подається форсунками 7 основного паливного колектора. Для захисту свічки від перегрівання під час тривалої роботи камери згоряння забезпечується обдування корпусу та торця свічки «вторинним» повітрям через зазор 10.

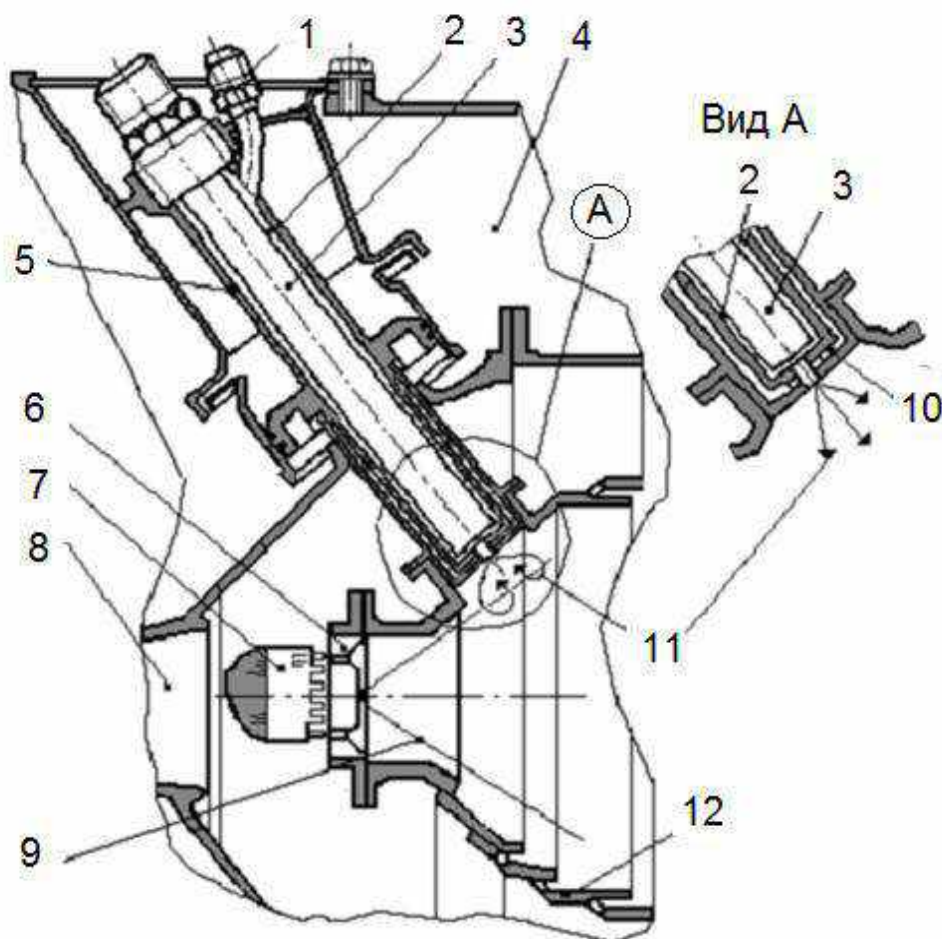


Рисунок 2.17 – Система безпосереднього розпалювання камери згоряння:
 1 – штуцер кисневого підживлення; 2 – зазор для подачі кисню до свічки;
 4 – зона зовнішнього контуру ТРДД; 5 – втулка; 6 – лопатковий завихрювач;
 7 – паливна форсунка; 8 – дифузор; 9 – конус розпилення палива; 10 – зазор
 для обдування свічки «вторинним» повітрям; 11 – зона подачі кисню та викиду
 факела електричного розряду; 12 – жарова труба

Механізм впливу кисню на процес займання зводиться до зниження енергії, необхідної для запалення паливоповітряної суміші та збільшення теплової потужності початкового вогнища горіння, внаслідок чого може бути суттєво збільшена висотність запуску. Очевидні недоліки кисневого підживлення – значна маса кисневої системи, вибухонебезпечність та необхідність її заправлення.

Головні переваги системи факельного займання (рисунок 2.18) такі:

- висока теплова потужність (на один-два порядки вище, ніж у свічки);
- високий ресурс роботи свічки запалювання та пускового запальника, оскільки весь час, крім запуску, вони стикаються з холодним повітрям, що надходить із компресора, за відсутності впливу полум'я з боку жарової труби;

- низька потрібна потужність, а отже, малі маса та вартість джерела живлення свічки, внаслідок цілеспрямованого проєктування для створення лише найсприятливіших умов для розпалювання палива свічкою;

- можливість відносної свободи у встановленні пускового запальника відносно жарової труби внаслідок його високої теплової потужності;
- можливість завдяки використанню пульсуючої подачі палива створювати оптимальний для підпалювання склад паливоповітряної суміші залежно від атмосферних умов без застосування додаткових спеціальних агрегатів;
- можливість застосування одного базового пускового запальника практично для всіх типорозмірів двигунів, що випускаються. Це суттєво скорочує витрати на доведення, закупівлю комплектувальних елементів та обслуговування.

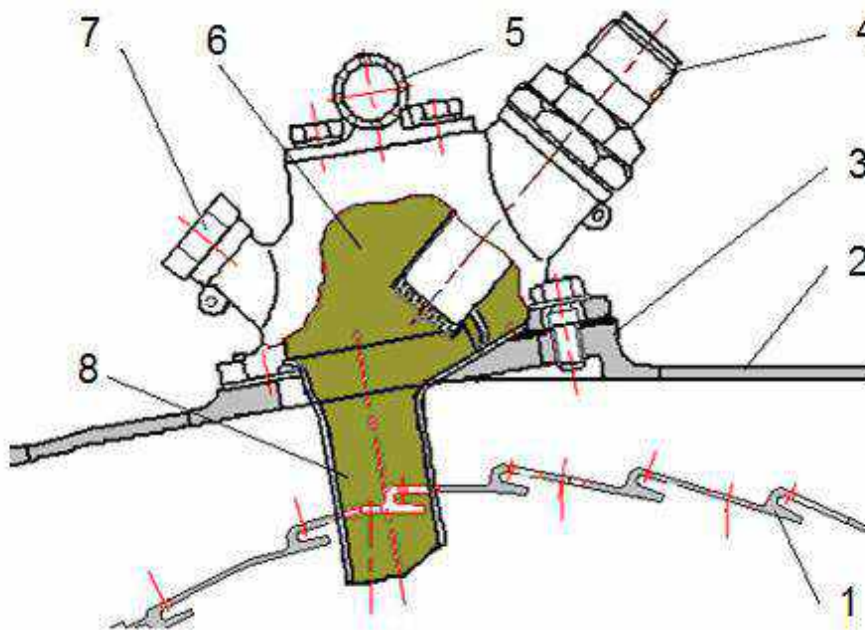


Рисунок 2.18 – Система факельного займання:

- 1 – жарова труба основної камери згоряння; 2 – зовнішній корпус основної камери згоряння; 3 – фланець для кріплення пускового запальника; 4 – свічка поверхневого розряду; 5 – колектор пускового палива; 6 – камера згоряння пускового запальника; 7 – пускова паливна форсунка; 8 – сопло пускового запальника

Для збільшення надійності запуску в камері згоряння встановлюють кілька джерел запалення, що працюють одночасно.

Якщо на двигуні використовуються трубчасті або трубчасто-кільцеві камери згоряння, то джерела запалювання забезпечують займання паливоповітряної суміші тільки у двох або трьох жарових трубах камери згоряння. Розпалювання інших труб здійснюється за допомогою факелів полум'я, що поширюються з секцій камери згоряння, що вже працюють, через спеціальні полум'я перекидних патрубків.

Для збільшення надійності запуску на камері згоряння встановлюється кілька (два-три) запальників, які працюють паралельно.

Завдання № 12. У журналі лабораторних робіт дати ескіз запальника двигуна АЛ-7Ф, вказавши на ньому схеми течії газу (повітря та кисню) та утворення пускового факела. Переглянути запальники та пускові котушки

Сферична перегородка (див. рисунок 2.19) поставлена, очевидно, для обмеження розміру сферичного простору, що забезпечує стійке займання паливоповітряної суміші в запальнику.

Ряд отворів у верхній частині перегородки сприяють завихренню паливоповітряної суміші, що забезпечить її стійке займання.

Пускові характеристики запальника перевірялися в наземних та висотних умовах, імітована задана висота досягалася в термобарокамері КС-1В за допомогою ежектора. Охолодження повітря проводилося вихровою холодильною установкою (ВХУ) № 1, встановленою в системі підведення повітря. Охолодження пускового палива проводилося в паливному радіаторі, охолоджене повітря в який подавалося від ВХУ № 2.

Проведено випробування запуску наведеного вище запальника при різних тисках і температурах палива і повітря.

Проведені дослідження дозволяють зробити такі висновки.

З результатів перевірок пускових характеристик запальника АІ-450 (модифікованого) на установці КС-1В у наземних та висотних умовах, при заданих перепадах тисків повітря на запальнику $\Delta P_{\text{запал}}$ та перепадах тиску пускового палива $\Delta P_{\text{п.п.}}$, з постійною подачею пускового палива, при додатних і від'ємних температурах повітря і палива впливає, що запальник АІ-450 з модифікованим корпусом, пусковою форсункою ($Q_{\text{п.п.}} = 0,109$ л/хв, $\Delta P_{\text{п.п.}} = 2,5$ кгс/см²), свічкою запалювання СП-70 і агрегатом запалювання ПВФ-11-1 запалює пускове паливо:

– у наземних умовах за додатних температур повітря (11...15 °С) та палива (20...30 °С) на режимах: $\Delta P_{\text{запал}} = 60...400$ мм вод. ст.; $\Delta P_{\text{п.п.}} = 3,5...5,5$ кгс/см² при постійній та імпульсних подачах пускового палива;

– у наземних умовах за від'ємних температур повітря (-4...-41 °С) та палива (-5...-37 °С) на режимах: $\Delta P_{\text{запал}} = 55...680$ мм вод. ст.; $\Delta P_{\text{п.п.}} = 3,4; 3,9$ та $5,4$ кгс/см² при постійній подачі пускового палива;

– у висотних умовах на висотах $H = 9,7...10,3$ км при від'ємних температурах повітря (-7...-23 °С) та палива (-1...14 °С) на режимах: $\Delta P_{\text{запал}} = 28...85$ мм вод. ст.; $\Delta P_{\text{п.п.}} = 3,5$ кгс/см² з імпульсною подачею пускового палива частотою $(1 \pm 0,1)$ Гц.

У малорозмірних ГТД, що мають петльову кільцеву камеру згоряння, подача палива може здійснюватися за допомогою струминної форсунки, що обертається (рисунок 2.20). Таке конструктивне рішення застосовано в камерах згоряння вертолітних двигунів ГТД-3Ф та Makila. Струминні форсунки являють собою жиклер циліндричної або конічної форми.

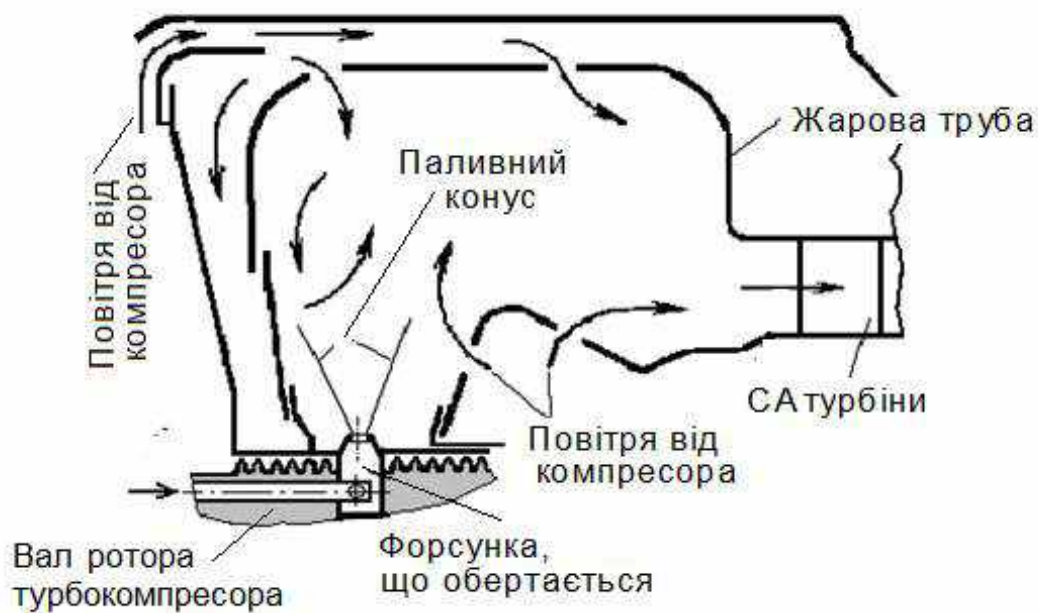


Рисунок 2.20 – Схема петльової камери згоряння з форсункою, що обертається

Вони характеризуються високою далекобійністю та малим кутом факела розпилювання. У зв'язку з цим їх незручно використовувати в основних камерах згоряння ГТД, що мають порівняно малий об'єм (струминні форсунки широко застосовуються у форсажних камерах згоряння, що мають значно більші габарити порівняно з основними). В основних камерах згоряння струминні форсунки використовують лише у складі випарних фронтних пристроїв.

Для забезпечення стабільної роботи компресора при запуску двигуна на зовнішньому кожусі камер згоряння деяких двигунів встановлюються клапани перепуску повітря.

Керування клапаном перепуску повітря на двигуні ГТД-3Ф здійснюється за допомогою електромагнітного клапана. При оборотах ротора менше 19000 об/хв клапан відкритий, і частина повітря стравлюється в атмосферу.

У двигуні Д-30 у момент його запуску клапан під дією пружини відкривається, повітря з КВТ надходить у зовнішній контур. При досягненні ротором КВТ 6000 об/хв під дією певного перепаду тиску за КВТ та на початку зовнішнього контуру перепуск повітря припиняється.

При запуску двигуна паливо зі зливної порожнини корпусу камери згоряння зливається через отвори дренажного клапана і відводиться по трубопроводу на зріз сопла двигуна. Дренажний клапан закривається при певному тиску камери згоряння, на яке відрегульована пружина клапана.

2.6 Силіві схеми камер згоряння

Навантаження, що діють на камеру згоряння, залежно від їхньої природи можна підрозділити на газодинамічні, що виникають від тиску газу на

її елементи та внаслідок зміни швидкості руху газу проточною частиною; температурні, зумовлені нерівномірним нагріванням її елементів; інерційні, що виникають при виконанні літаком еволюцій, а також при зльоті та посадці.

Осьова газодинамічна сила, що діє на весь вузол камери згоряння в цілому, може бути визначена за формулою

$$P_{\text{акз}} = p_1 F_1 - p_2 F_2 - G(c_{2a} - c_{1a}),$$

де F_1, F_2 – площі перерізу камери на вході та виході;

p_1, p_2, c_{1a}, c_{2a} – статичні тиски та осьові швидкості газу на вході та виході камери.

Осьова сила камери згоряння діє у бік компресора і сягає величин, що перевищують величину тяги двигуна (приблизно в 1,5 раза).

Для забезпечення нормальної роботи двигуна необхідна наявність у його конструкції силових деталей, які могли б сприймати діючі сили та моменти та передавати на літак ті з них, що залишилися незрівноваженими. Система силових деталей двигуна складає його силову схему. Силова схема ГТД складається із силової схеми ротора та силової схеми корпусів.

Зовнішній корпус кільцевої та трубчасто-кільцевої камер згоряння завжди включений у силову схему корпусів ГТД. Під впливом надлишкового тиску повітря в камері стінки її зовнішнього корпусу зазнають напруження розтягування. Внутрішній корпус камери згоряння зазвичай також входить до силової схеми. Внутрішній корпус навантажений стискальними зусиллями від надлишкового тиску в порожнині камери, тому, щоб уникнути втрати ним стійкості, до його внутрішньої і зовнішньої поверхонь для збільшення жорсткості приварюються ребра жорсткості (шпангоути).

Залежно від використання тих чи інших силових елементів розрізняють три різновиди силових схем корпусів камер згоряння (рисунки 2.21).

1. Силова схема із зовнішнім та внутрішнім корпусами камери згоряння, пов'язаними між собою в зоні соплового апарата турбіни та в передній частині за компресором (рисунки 2.21, а). Ця схема застосовується у разі розташування турбінного підшипника перед першим ступенем турбіни. Завдяки радіальним зв'язкам зовнішнього і внутрішнього корпусів силова система отримує жорстку і легку конструкцію. Осьове зусилля від ротора передається на зовнішній корпус апарата через силові лопатки спрямлювального апарата 1 (див. рисунок 2.21, а). Осьові та колові складові газодинамічних сил, що виникають на лопатках соплового апарата першого ступеня турбіни, розподіляються між зовнішнім 3 і внутрішнім 2 корпусами. Осьові та колові зусилля соплових апаратів усіх інших ступенів цілком сприймаються зовнішнім корпусом. Оскільки така схема силового корпусу замкнута, необхідно приділяти увагу тепловому розширенню деталей, що входять у зовнішні та внутрішні зв'язки.

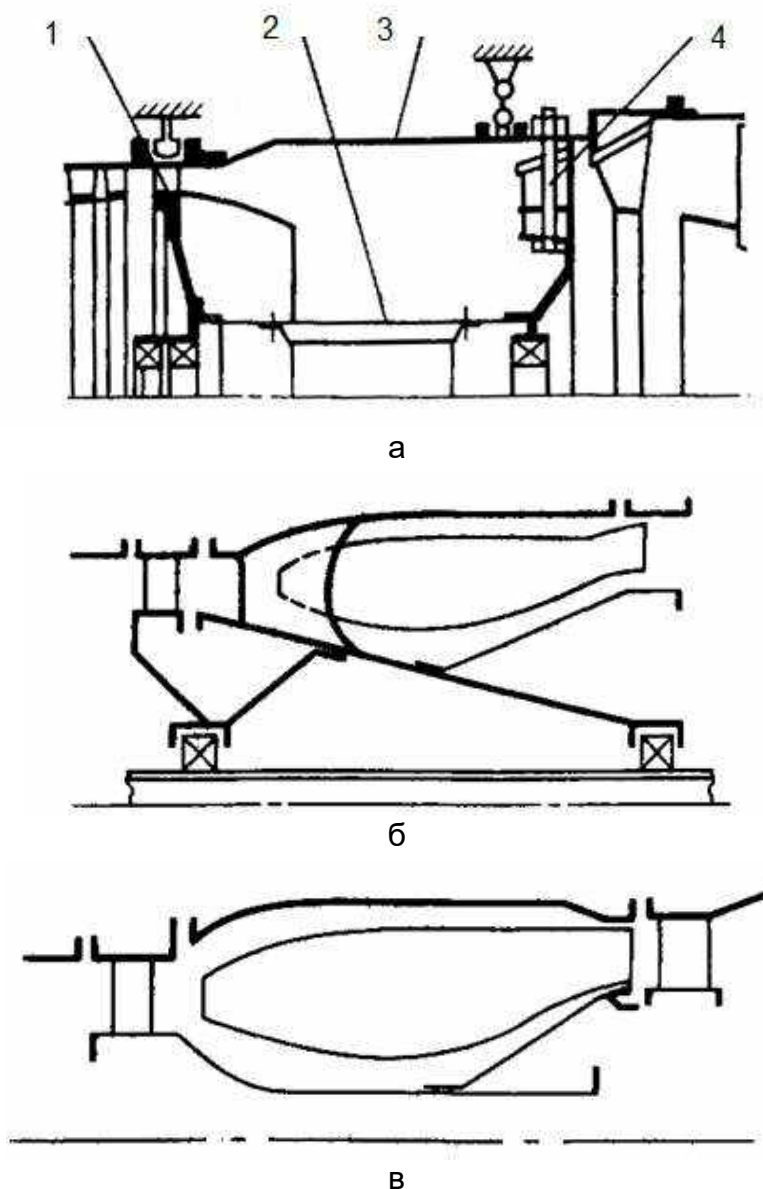


Рисунок 2.21 – Силкові схеми корпусів камер згоряння:

- а – з силовим навантаженням зовнішнього та внутрішнього корпусів камери згоряння;
- б – з консольним внутрішнім корпусом, не пов'язаним з зовнішнім корпусом у зоні соплового апарата турбіни;
- в – з несучим лише зовнішнім корпусом

2. Силова схема із зовнішнім та внутрішнім корпусами камери згоряння, не пов'язаними між собою в зоні соплового апарата першого ступеня турбіни (рисунок 2.21, б). Таку схему мають корпуси двигунів з кільцевою камерою згоряння, в яких важко забезпечити працездатність елементів силового зв'язку при розташуванні їх перед турбіною. Зовнішні навантаження розподіляються між зовнішнім та внутрішнім корпусами камери згоряння таким чином.

Осьові та колові складові газодинамічних сил, що спричиняються як на соплових лопатках першого ступеня турбіни, так і всіх інших ступенях, розподіляються між зовнішнім і внутрішнім корпусами так само, як це було показано в попередній схемі. У разі розташування турбінного підшипника перед робочим колесом першого ступеня зусилля, що діють на турбінну

опору з боку ротора, згинають внутрішню оболонку як консольну балку. У разі розташування турбінної опори за робочим колесом першого ступеня всі навантаження передаються на зовнішню оболонку.

3. Силова схема з несучим зовнішнім корпусом камери згоряння (рисунки 2.21, в). Ця схема застосовується в газогенераторах ТРДД при короткому і жорсткому двоопорному роторі, при високій температурі перед турбіною і коротких лопатках соплового апарата турбіни та останнього ступеня компресора. Зазначені особливості не дозволяють здійснити силові радіальні зв'язки між корпусами камери. Внутрішній корпус має зв'язок із зовнішнім лише у передній частині. Ці зв'язки передають на зовнішній корпус інерційні та газодинамічні сили лише внутрішнього корпусу.

Опори ротора перед першим ступенем турбіни і за компресором у цій схемі відсутні. Таким чином, всі навантаження від турбін сприймає зовнішній корпус камери згоряння (рисунки 2.22), що має велику жорсткість завдяки великому діаметру. Ця схема, зважаючи на її простоту, застосовується в короткороторних піднімальних двигунах, а також у тих випадках, коли прагнуть збільшити об'єм камери згоряння.

Жарова труба завжди виключена із силової схеми двигуна. У той же час, якщо не забезпечено свободу температурного розширення жарової труби, в ній виникають температурні деформації, що призводять до серйозних порушень конструкції двигуна. Для попередження температурного напруження при проектуванні передбачають свободу температурного розширення жарових труб усіх видів камер згоряння.

Завдання № 14. Дати класифікацію камер згоряння двигунів, розміщених в аудиторії 103 м.к., за конструктивною та силовою схемами.



Рисунок 2.22 – Зовнішній корпус камери згоряння двигуна Д-36

3 КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ

Проектування енергетичних установок має свої особливості, пов'язані з вирішенням завдань щодо загального стану екології та експлуатаційної надійності.

1. Газотурбінні установки (ГТУ) проектується з урахуванням більш високих вимог до емісії шкідливих речовин: допустимі викиди за оксидами азоту NO_x у 5 разів нижчі, ніж для авіаційних газотурбінних двигунів.

2. Потребуються заходи, що виключають віброгоріння, яке пов'язане з горінням збіднених гомогенних сумішей.

3. ГТУ мають використовувати паливо, яке транспортується по газопроводу, що обслуговується, тому при конверсії авіаційних двигунів необхідним є перехід від рідкого палива до газоподібного.

4. Потрібна надійна система запуску ГТУ в різних кліматичних умовах і при дистанційному керуванні газоперекачувальними агрегатами.

5. Експлуатаційна надійність, що визначається ресурсом та ремонтоздатністю, повинна забезпечувати експлуатацію ГТУ без зняття на капітальний ремонт протягом 30000...150000 годин.

У таблиці 3.1 наведено види та норми шкідливих домішок та їх рівень відповідно до чинних нині стандартів.

Таблиця 3.1 – Нормовані шкідливі викиди

Наземні ГТУ	Нормативний рівень, мг/нм ³ (зведений до 15 % O ₂)		Нормативний документ
	NO _x	CO	
Для газоперекачувальних агрегатів	150	300	ГОСТ-28775-90
Для приводу турбоагрегатів: – при роботі на газовому паливі; – при роботі на рідкому паливі	50 100	Регламенту- ється замов- ником	ГОСТ-29328-92

В англomовних країнах при аналізі КЗ з викидів використовується одиниця виміру «ppm V» – об'ємна концентрація речовини (газу) на мільйонну частину газової суміші, до складу якої входить цей газ (зазвичай індекс V не вказується).

Співвідношення «ppm V» і «мг/нм³»:

– за оксидами азоту

$$NO_x \text{ 1ppm} = 1,0 \cdot 10^{-4} \% = 2,054 \text{ мг/нм}^3;$$

– за моноокисом вуглецю CO

$$CO \text{ 1ppm} = 1,0 \cdot 10^{-4} \% = 1,25 \text{ мг/нм}^3;$$

– за незгорілими вуглеводнями C_nH_m

$$C_nH_m \text{ 1ppm} = 1,0 \cdot 10^{-4} \% = 0,716 \text{ мг/нм}^3.$$

Гранично допустима концентрація (ГДК) в окремих випадках при значній щільності житлової забудови, з урахуванням рельєфу місцевості, з урахуванням «рози вітрів» може бути посилена для певного регіону.

У цьому розділі для вивчення пропонуються нові тенденції в організації процесів згоряння в камерах згоряння газотурбінних двигунів, що використовуються для приводу компресорів природного газу.

При розробленні малоемісійних камер згоряння ГТД, що працюють у наземних умовах, головною проблемою є забезпечення мінімальних викидів оксидів азоту NO_x . Оксиди азоту утворюються, коли температура у зоні горіння перевищує 1800 K.

Практично всі методи боротьби з викидами NO_x пов'язані зі зниженням температури в зоні горіння, а також зменшенням об'єму зони горіння в жаровій трубі камери згоряння.

До цих методів належать такі:

- спалювання збідненої паливоповітряної суміші (ППС), попередньо ретельно перемішаної (схема спалювання – *LPP-Lean Premixed Pevaporized*);
- спалювання за схемою «багате» горіння – швидке розведення – «бідне» горіння (схема спалювання – *RQQL-Rich/Quick Quench/Lean*);
- упорскування в камеру згоряння води або пари;
- застосування генераторів синтез-газу (каталітичне горіння) [3].

Технологія горіння *LPP* дає змогу отримати рівень емісії $\leq NO_x 50 \text{ мг/м}^3$. У той же час добре перемішана ППС ($\alpha = 1,8 \dots 2,0$) має дуже вузький діапазон стійкого горіння. Тому камери згоряння з організацією горіння за схемою *LPP* потребує вирішення таких складних проблем як пульсаційне горіння «проскок» полум'я та самозаймання палива в зоні попереднього перемішування. Крім того, для забезпечення оптимального складу ППС потрібна багатоколекторна подача палива з його перерозподілом між колекторами та перепуск повітря залежно від режимів роботи двигуна, що потребує застосування дорогої системи регулювання роботи камери згоряння. Для забезпечення стійкого горіння таких камер зазвичай організовують чергову зону, де паливо згоряє в дифузійному полум'ї. Дифузійне полум'я стійке, але активно генерує NO_x . Запуск двигуна і вихід на режим, що встановився, виконується за допомогою чергової зони. А на встановлених режимах намагаються кількість палива, що спалюється в дифузійному полум'ї, знизити до меж стійкого горіння. Як приклад організації горіння за схемою *LPP* можна розглянути камеру згоряння двигуна RB-211-535G фірми Rolls-Royce (рисунок 3.1).

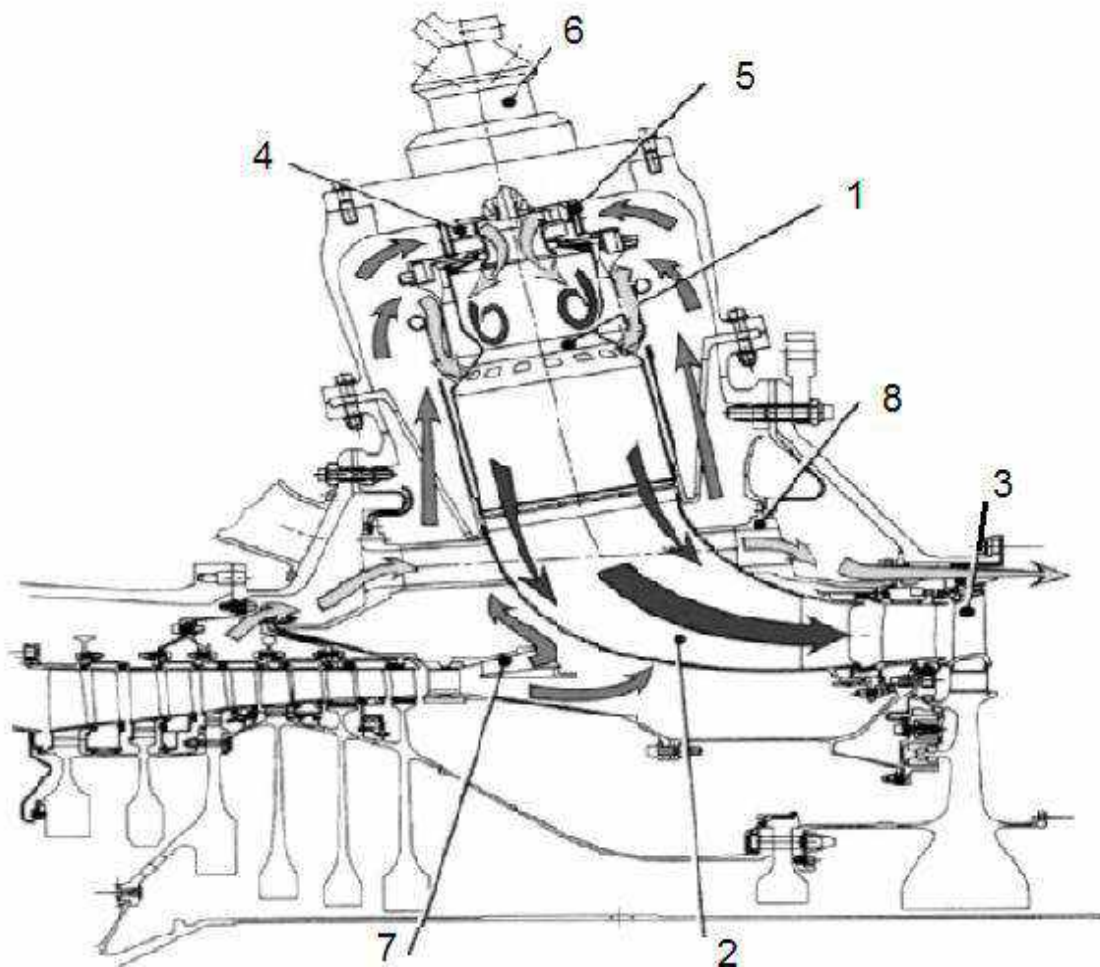


Рисунок 3.1 – Камера згоряння двигуна RB-211-535 G фірми Rolls-Royce:
 1 – жарова труба; 2 – газозбірник; 3 – турбіна високого тиску; 4 – завихрювач;
 5 – форсунка; 6 – запальник; 7 – дифузор; 8 – повітряний канал

У цьому випадку був вибраний варіант із послідовною подачею палива та повітря. Для повного вигорання CO та CH об'єм камери згоряння потрібно було збільшити приблизно в 1,8 раза порівняно з камерою авіаційного двигуна RB-211. Тому замість кільцевої камери встановили дев'ять радіально розташованих жарових труб 1 із газозбірниками 2. Останні забезпечують рівномірне підведення продуктів згоряння до турбіни високого тиску 3. Фронтний пристрій жарової труби виконано у вигляді подвійного радіального завихрювача 4 з форсункою 5. Розпалювання камери здійснюється за допомогою факельних запальювачів 6, встановлених по одному в головці кожної жарової труби. Камера має укорочений дифузор 7 з роздільною перегородкою. Через порожнини камери проходять магістралі з повітряними каналами 8. При запуску та на низьких режимах роботи ГТД паливо подається тільки в чергову зону 1 (рисунок 3.2) за допомогою форсунки 2, що створює звичайне дифузійне полум'я. Процес горіння практично закінчується в черговій зоні, що не призводить до охолодження продуктів згоряння, коли в основну зону 3 не подається паливо, і, отже, забезпечується низький рівень створення викидів CO .

З підвищенням режиму до чергової зони починає подаватися попередньо перемішана паливоповітряна суміш. Перемішування палива (природного газу) з повітрям здійснюється за допомогою двох послідовно розташованих радіально розташованих завихрювачів 4. У кожному із завихрювачів є по шість точок 5 підведення палива. Напрямки завихрювачів протилежні. При подальшому збільшенні режиму роботи двигуна починає діяти основна зона, куди також надходить підготовлена паливоповітряна суміш. Змішувальний канал 6 (див. рисунок 3.2) основної зони являє собою кільцевий тороїдальний канал, розташований навколо жарової труби.

Паливо 7 (див. рисунок 3.2) у змішувальний канал подається через безліч точок упорскування за допомогою спеціальних патрубків. Вихід паливоповітряної суміші із змішувального каналу здійснюється через прямокутні отвори під кутом до осі камери, що забезпечує активну взаємодію та перемішування палива повітряної суміші з продуктами згоряння з чергової зони.

На думку розробників двигунів наземного застосування Rolls-Royce, послідовне розташування має низку переваг порівняно з паралельним розташуванням:

- перша по потоку чергова зона забезпечує необхідну вогневу підтримку для початку реакції у другій зоні (основній);
- внаслідок підтримки постійної температури забезпечується стійке горіння в основній зоні незалежно від перехідних процесів у ГТД та умов на вході в камеру згоряння;
- процеси у другій зоні не впливають негативно на горіння у першій зоні.

Прикладом паралельного розташування зон горіння при організації схеми горіння LPP може бути камера згоряння двигуна LM-6000 фірми General Electric (рисунок 3.3).

Фронтний пристрій цієї камери складається з трьох кільцевих рядів пальників 1, розділених кільцевими перегородками 2. Зовнішня 3 і середня 4 кільцеві зони мають по 30 пальників кожна, внутрішня кінцева зона – 5 – 15 пальників. Таке розташування 75 пальників полегшує поетапну подачу палива під час роботи двигуна на режимах часткового навантаження. Велика кількість пальників сприяє утворенню рівномірного температурного поля перед сопловим апаратом турбіни. Пальники кожної зони мають власний канал підведення паливного газу 7. Камера згоряння має укорочений дифузор 8 з роздільними перегородками. Для підвищення ефективності конвективного відведення тепла зі стінки жарової труби використовують зовнішній 10 і внутрішній 11 дифлектори.

Схему паливного стояка з пальниками-перемішувачами показано на рисунку 3.4. Повітря проходить через внутрішній 1 (5 лопаток) і зовнішній 2 (10 лопаток) завихрювачі, що закручують його в протилежних напрямках. Турбулентний потік, що створюється, інтенсивно змішує паливо (природний газ) і повітря. Зворотне закручування робиться для усунення

можливості утворення зони зворотних струменів в осьовій зоні пальника. Для цього всередині пальника розміщується центральне тіло. Паливо з колектора подається в закручений повітряний потік через отвори (струминні форсунки), розташовані на стінці завихрювача.

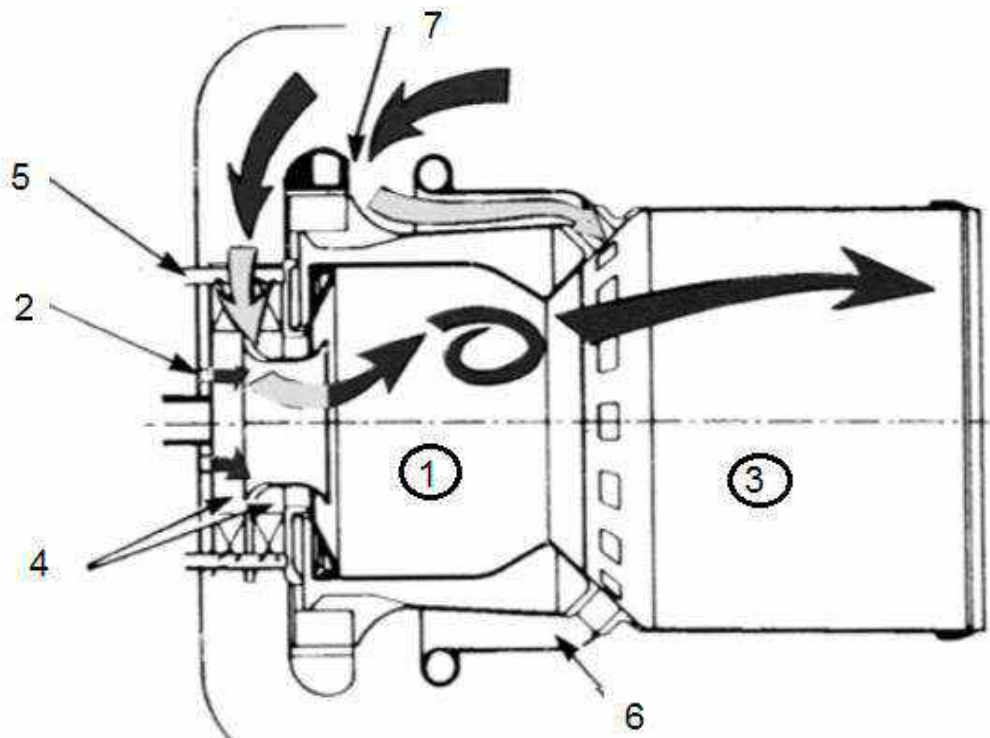


Рисунок 3.2 – Рух палива у камері згоряння двигуна RB-211-535 G

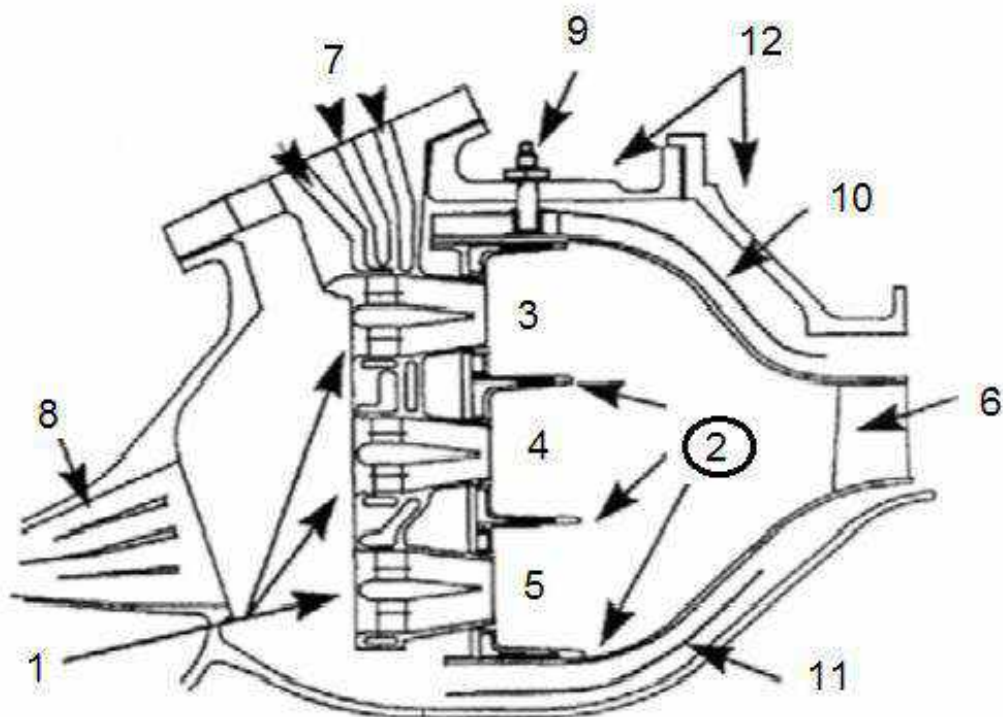


Рисунок 3.3 – Схема камери згоряння двигуна LM-6000 фірми General Electric

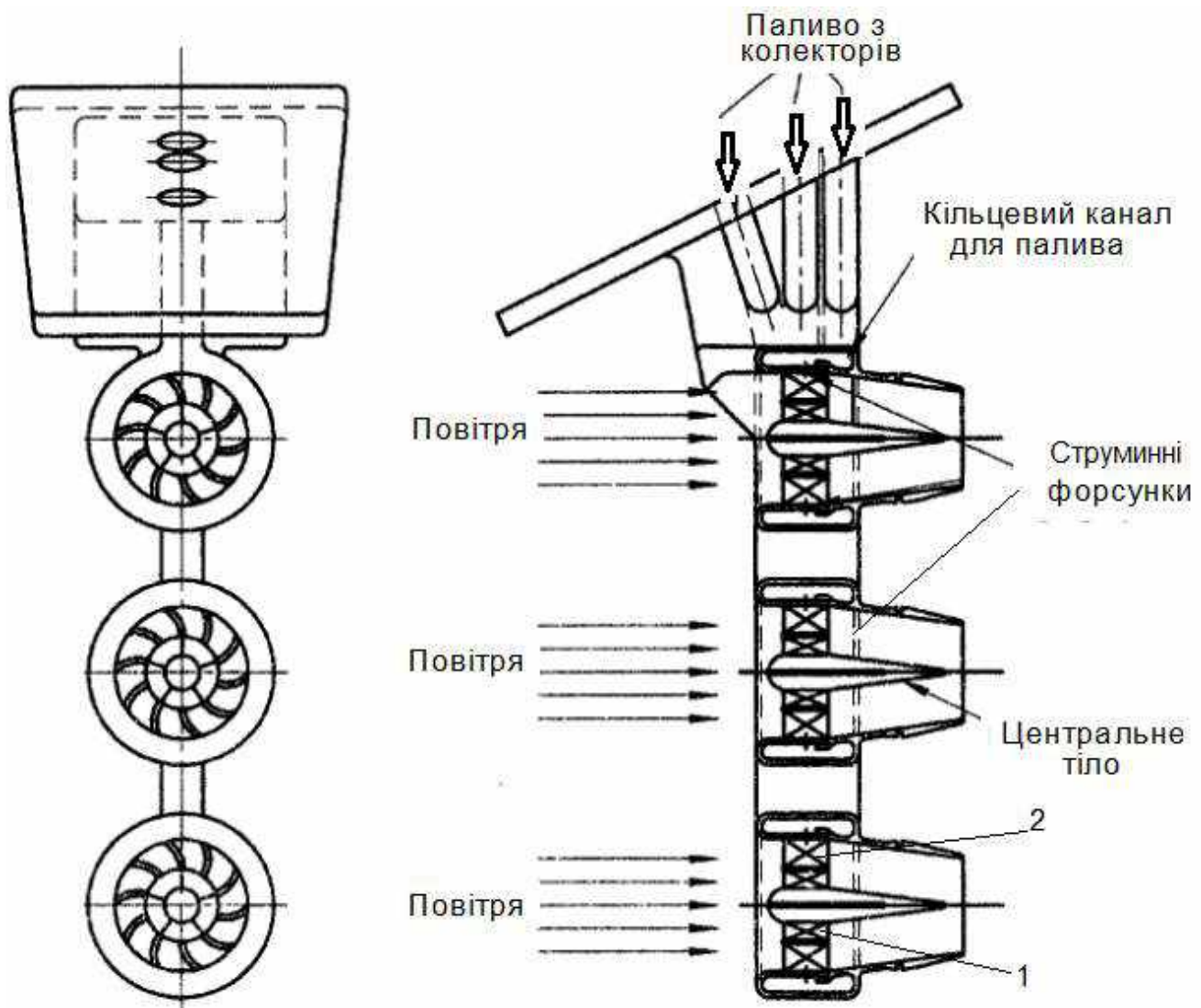


Рисунок 3.4 – Схема паливного стояка з пальниками-перемішувачами камери згоряння двигуна LM-6000

Порядок підключення пальників залежно від режимів роботи ГТД подано на рисунку 3.5. При низьких режимах роботи ГТД паливо подається тільки на пальники середнього кільця (див. рисунок 3.5, а). При роботі на повному навантаженні паливо подається через усі пальники (див. рисунок 3.5, г).

Використання такої камери згоряння потребує створення комплексної системи регулювання подачі палива, придатної для різних режимів роботи ГТД.

Технологія низькоемісійного спалювання за схемою RQQL не потребує складної системи автоматичного керування камерою згоряння, як у системі LPP. В основу схеми RQQL покладено метод двоступінчастого спалювання палива. Для цього в камері згоряння конструктивно організовують три послідовно розташовані зони (рисунок 3.6).

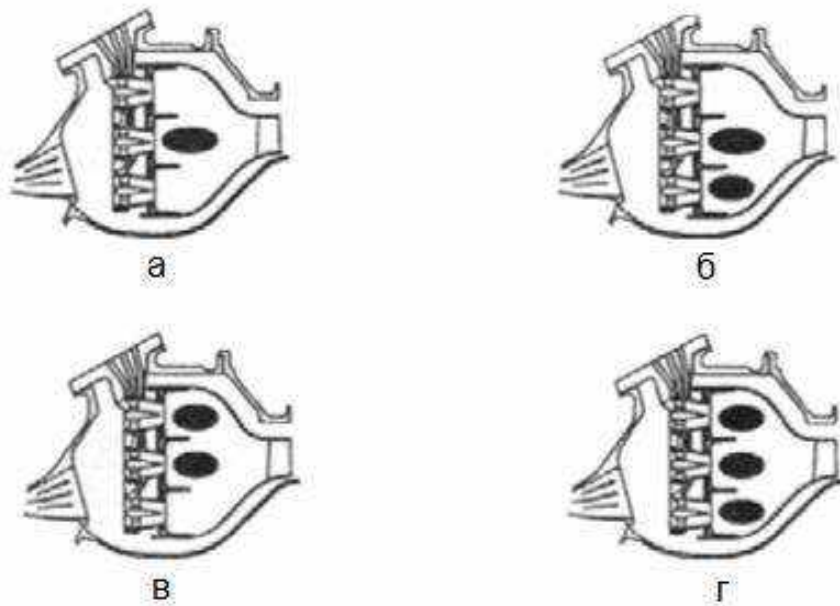


Рисунок 3.5 – Стадії підключення груп форсунок КЗ двигуна LM-6000:
а – запуск; б – режим 5...25 N_e ; в – режим 25...50 N_e ; г – режим 50...100 N_e

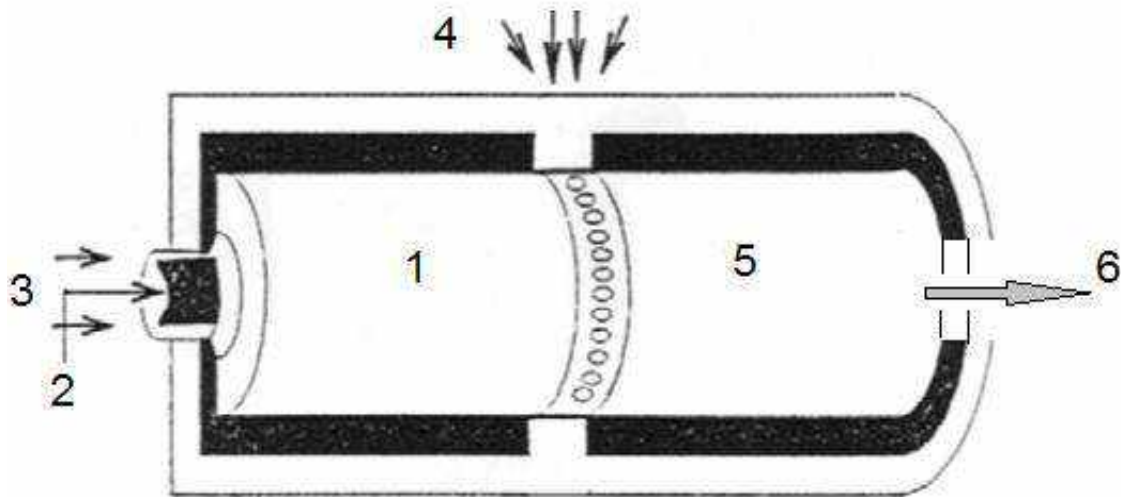


Рисунок 3.6 – Схема жарової труби, що працює за принципом RQQL

У першій зоні створюється горіння «багатої» паливоповітряної суміші з коефіцієнтом надлишку повітря $\alpha_{kc} = 0,6...0,8$. У цю зону подається все паливо 2, а необхідне співвідношення палива до повітря забезпечується подачею 3 повітря. Зважаючи на нестачу вільного кисню та низьку температуру горіння кількість оксидів азоту, що утворюються в першій зоні, невелика. У другій зоні продукти неповного згоряння палива з «багатої» зони інтенсивно перемішуються з великою кількістю повітря 4 (зона змішування). Змішування продуктів неповного згоряння з «багатої» зони з «холодним» повітрям знижує температуру і підвищує коефіцієнт надлишку повітря

в суміші, що надходить в зону 5. У цій зоні відбувається горіння паливоповітряної суміші з коефіцієнтом надлишку повітря порядку 2,0, що утворилася на виході із зони змішування. Концентрація NO_x у продуктах згоряння обмежується тут невисокою температурою полум'я та малим часом їх перебування в жаровій трубі. Основне джерело отримання NO_x у схемі RQQL – зона різкого розведення, в якій можливе утворення локальних стехіометричних вогнищ горіння. Тому дуже важливо проводити процес розведення таким чином, щоб перемішування продуктів згоряння «багатої» зони з повітрям проходив якнайшвидше і рівномірно і якомога швидше по всьому перерізу жарової труби.

Перевагою схеми RQQL є простота системи регулювання, оскільки для подачі палива використовується один колектор.

До недоліків цієї схеми можна віднести те, що на практиці вона має обмежені можливості отримання низьких викидів NO_x (менше 50 мг/нм³). Найбільш раціонально схему RQQL слід використовувати в ГТД з низькими і середніми параметрами циклу.

Схема горіння RQQL використовується у камері згоряння двигуна ПС-90 ГП-2 (рисунок 3.7) Параметри повітря на вході в камеру згоряння двигуна ПС 90-ГП 2 на номінальному режимі становлять: $P_k^* = 16,2$ кг/см², $T_k^* = 686$ К.

Фронтний пристрій жарової труби містить газовий пальник 3 з великою кількістю отворів для перемішування, радіальний завихрювач 4 для перемішування палива з повітрям. У зону «багатого» горіння 5 надходить близько 20 % повітря, а «бідну» зону 6...70 %. Повітря в зону розведення надходить через 8 великих отворів 7.

Розпалювання камери згоряння при запуску здійснюється за допомогою свічки 8. При зміні режиму роботи двигуна від холостого ходу до номінального коефіцієнт надлишку повітря в «багатій» і «бідній» зонах змінюється відповідно від 0,9 до 0,6 і від 3,1 до 2,1.

Таке змінення коефіцієнта надлишку повітря забезпечує стійку роботу камери згоряння та наявний викид шкідливих речовин. У разі застосування води або пари для зниження викидів NO_x камера згоряння повинна мати «запас» по повноті згоряння з тим, щоб у разі перевищення кількості вологи це не призвело до неприпустимого зростання викидів CO і CH або зриву полум'я. Слід зазначити, що упорскування води (пари) в камеру, що працює на «бідній» гомогенній суміші з концепцією LPP, є недоцільним.

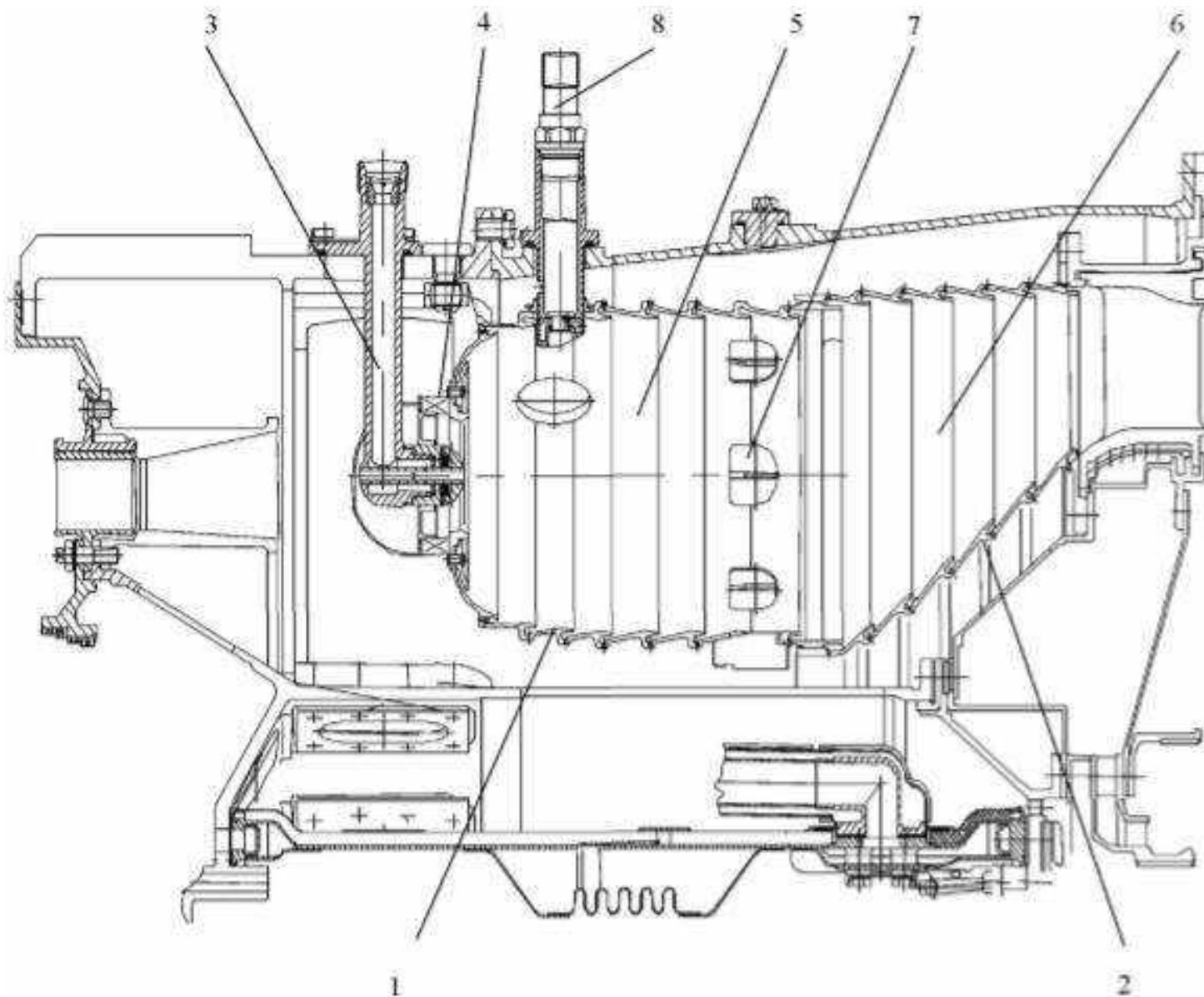


Рисунок 3.7 – Камера згоряння двигуна ПС-90 ГП-2

Упорскування застосовується при спалюванні стехіометричних паливоповітряних сумішей в дифузійному режимі. Для отримання викидів NO_x на рівні 50 мг/м^3 витрата пари має становити менше 100...150 % від витрати палива. При впорскуванні води її потрібно в 1,62 раза більше порівняно з паром – для досягнення однакових показників за викидами NO_x і вона повинна подаватися до зони високих температур жарової труби.

Недоліками способу упорскування води (пара) слід вважати:

- зниження ресурсу через виникаючі пульсації тиску в камері згоряння і високого градієнта термічних навантажень, особливо при впорскуванні води;

- ускладнення конструкції ГТД (зміна конструкції першого соплового апарата для збільшення його пропускної здатності);

- значні експлуатаційні витрати, пов'язані з якісною підготовкою води (жорсткість має перевищувати $0,005 \text{ мг/л}$).

Незважаючи на зазначені недоліки упорскування води (пара) в камеру згоряння ГТД застосовується в ряді фірм і особливо за рубежом.

Розглянемо малоемісійну камеру згоряння газотурбінного двигуна наземного застосування НК-37. Паливні пальники КЗ – патент США № 4483149, МКІ 3F02C7/00 (рисунок 3.8).

Двигун має КЗ із виносними жаровими трубами (ВЖТ) для організації процесу горіння, яка схожа з кільцевою двозонною камерою. У конструкції розглянутої КЗ виділимо кільцевий газозбірник, в якому по посадкових отворах встановлюють ВЖТ під кутом до осі двигуна. Кількість виносних труб – 9–12 залежно від розмірності двигуна. У головній частині ВЖТ розташовується чергова зона, вихід з якої закінчується звуженням площі – конфузоров, що забезпечує незалежність роботи чергової зони від основної. Після звуження за допомогою пальників карбюраторів попереднього змішування в основну зону подається збіднена ($\alpha = 2,1$) гомогенна паливоповітряна суміш. Закручений струмінь виходить із пальників під кутом 45° до потоку газу, що виходить з чергової зони, це призводить до зіткнення струменів, підвищення турбулізації потоку та збільшення швидкості горіння.

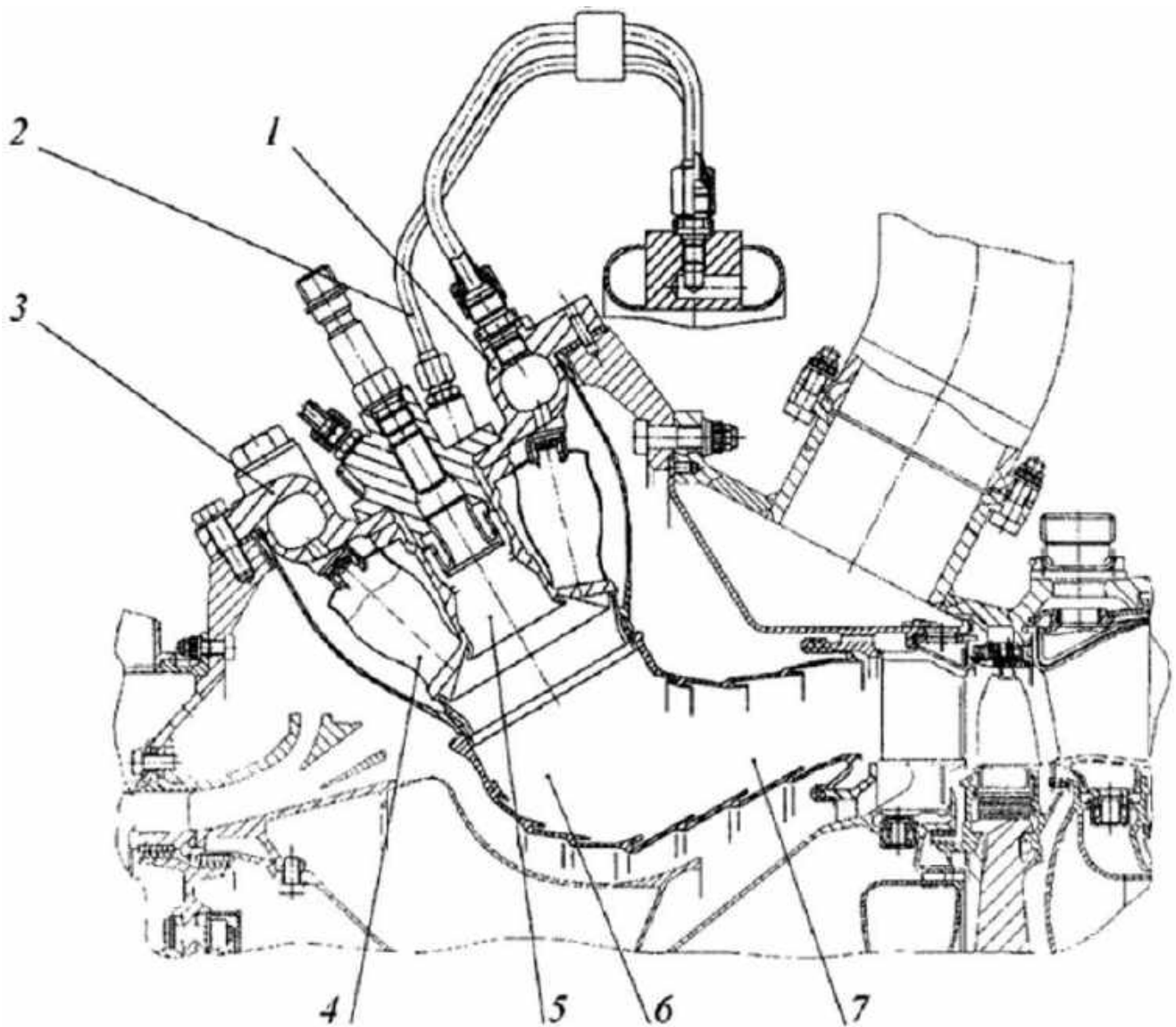


Рисунок 3.8 – Малоємистійна камера згоряння ГТД НК-37:
 1 – ВЖТ; 2 – підведення палива в чергову зону; 3 – підведення палива в основну зону; 4 – пальник попереднього змішування; 5 – чергова зона; 6 – основна зона; 7 – газозбірник

Кількість пальників карбюраторів вибирається від 4 до 8, що дозволяє збільшити кількість пальників основної зони і розташувати їх рівномірно. Це одна з переваг КЗ із ВЖТ.

Камера згоряння двигуна складається з п'яти контурів: один – для подачі палива до чергової зони всіх ВЖТ, а чотири – для подачі палива в основну зону за режимами роботи двигуна. При запуску двигуна паливо (газ) подається до кожної ВЖТ. Після завершення запуску починає працювати автоматична система керування КЗ (рисунок 3.9, де 13 – дозатор подачі палива в чергову зону всіх ВЖТ; 14–17 – дозатори палива основних контурів).

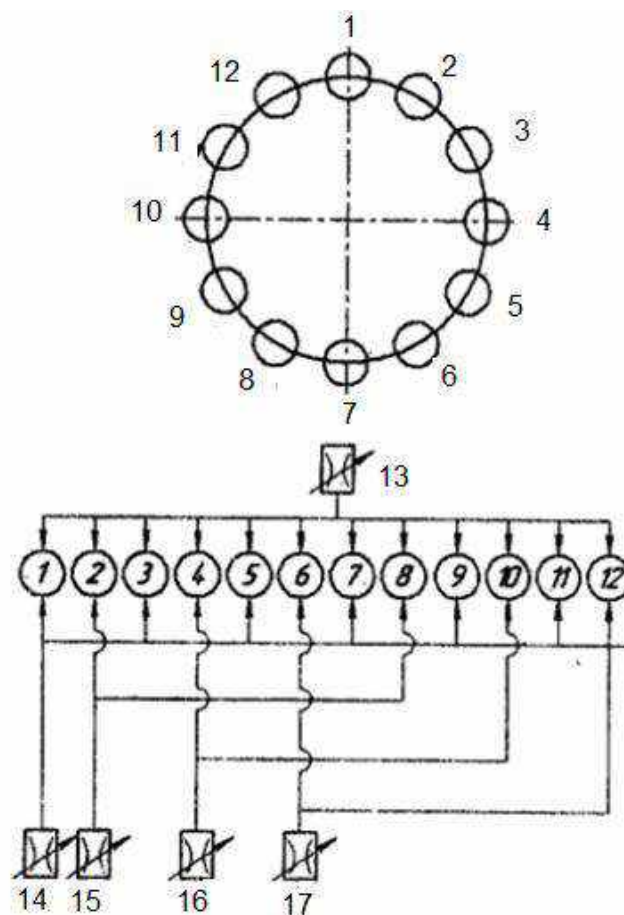


Рисунок 3.9 – Система подачі палива КЗ двигуна НК-37

Малоемісійна енергетична газотурбінна установка середнього класу потужності ГТЕ-65 призначена для електричного приводу генератора. Установка виконана у вигляді двоопорного одновального турбокомпресора з частотою обертання ротора 5441 об/хв і приводом електрогенератора через редуктор.

Камера згоряння – кільцева, вона має горизонтальний рознім для зручності демонтажу без виймання ротора. У ній реалізовано принцип спалювання «бідної» гомогенної газоповітряної суміші з *низькою емісією оксидів азоту та монооксиду вуглецю*. Камера згоряння містить 120 пальників, розташованих у два ряди. Пальники кожного ряду поділені на чотири групи, кожна з яких має окреме підведення палива з відсічним клапаном. Кожен пальник має два паливні контури. У перший контур подається паливо, яке гомогенно поєднується з повітрям до подачі в зону горіння; у другий контур подається так зване «дифузійне» паливо (без ретельного перемішування компонентів).

Для забезпечення стійкого розпалювання та розгону ротора до номінальної частоти обертання, а також для підвищення повноти згоряння палива на часткових режимах передбачено перерозподіл повітря.

На пускових та перехідних режимах певна частина повітря скидається у вторинну зону в обхід первинної зони, внаслідок чого досягається стійкість горіння. Повітряний байпас має автоматичне плавне регулювання. Зовнішній вигляд фронтового пристрою камери згоряння ГТТЕ-65 подано на рисунку 3.10.

Параметри камери згоряння:

- стійке розпалювання та робота при температурі зовнішнього повітря від $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$;

- паливо – природний газ.

Зведений до 15 % кисню вміст оксидів азоту в продуктах згоряння – менше 50 мг/м^3 .

Розробник камери згоряння – ДП «Івченко-Прогрес».

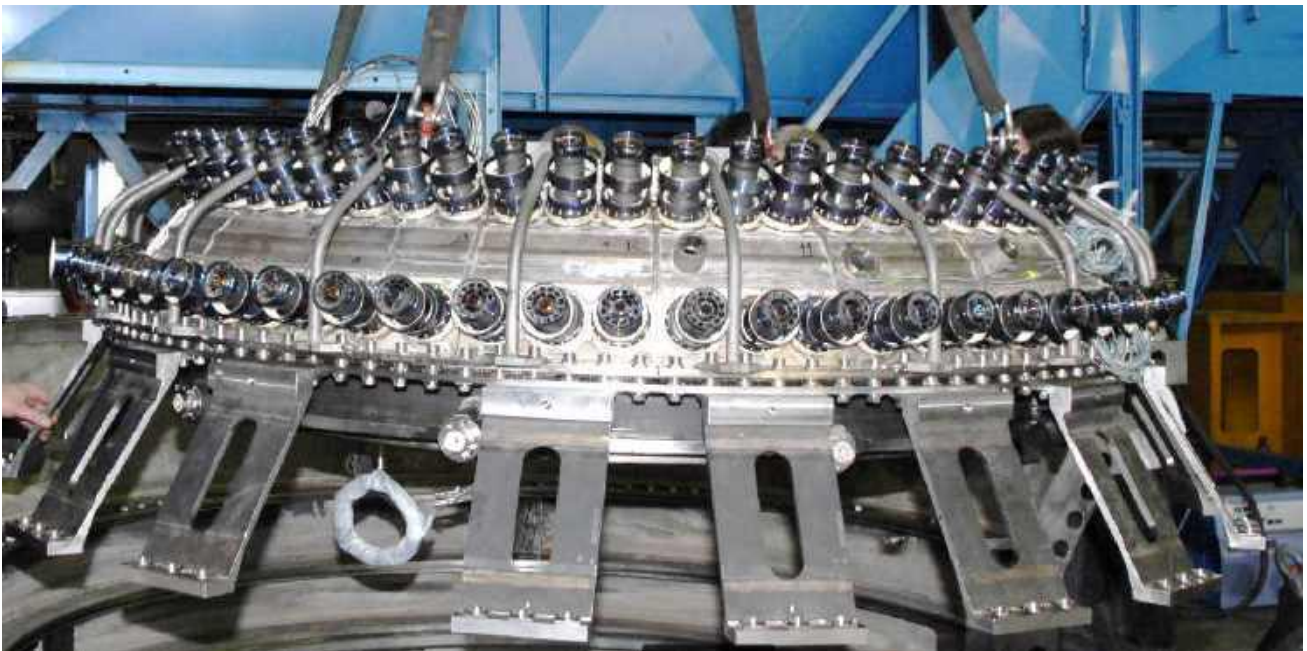


Рисунок 3.10 – Зовнішній вигляд фронтового пристрою камери згоряння ГТТЕ-65 (видно два ряди пальників)

3.1 Конструкція малоемісійної камери згоряння газотурбінного двигуна AI-336-2-8

Двигун AI-336-2-8 використовується для приводу відцентрового компресора (нагнітача) в газоперекачувальних агрегатах ГПА-Ц-8А/55-15.

Нагнітач забезпечує підвищення тиску газу у трубопроводі від 55 до 76 кг/см^2 . Потужність на вихідному валу двигуна становить 8 МВт, а частота обертання вала силової турбіни на номінальному режимі – 8200 об/хв. Двигун AI-336-2-8 має малоемісійну камеру згоряння (МЕКЗ) (рисунок 3.11). Він може працювати в діапазоні температур від -60 до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ і до висоти на рівні моря до 2000 м.

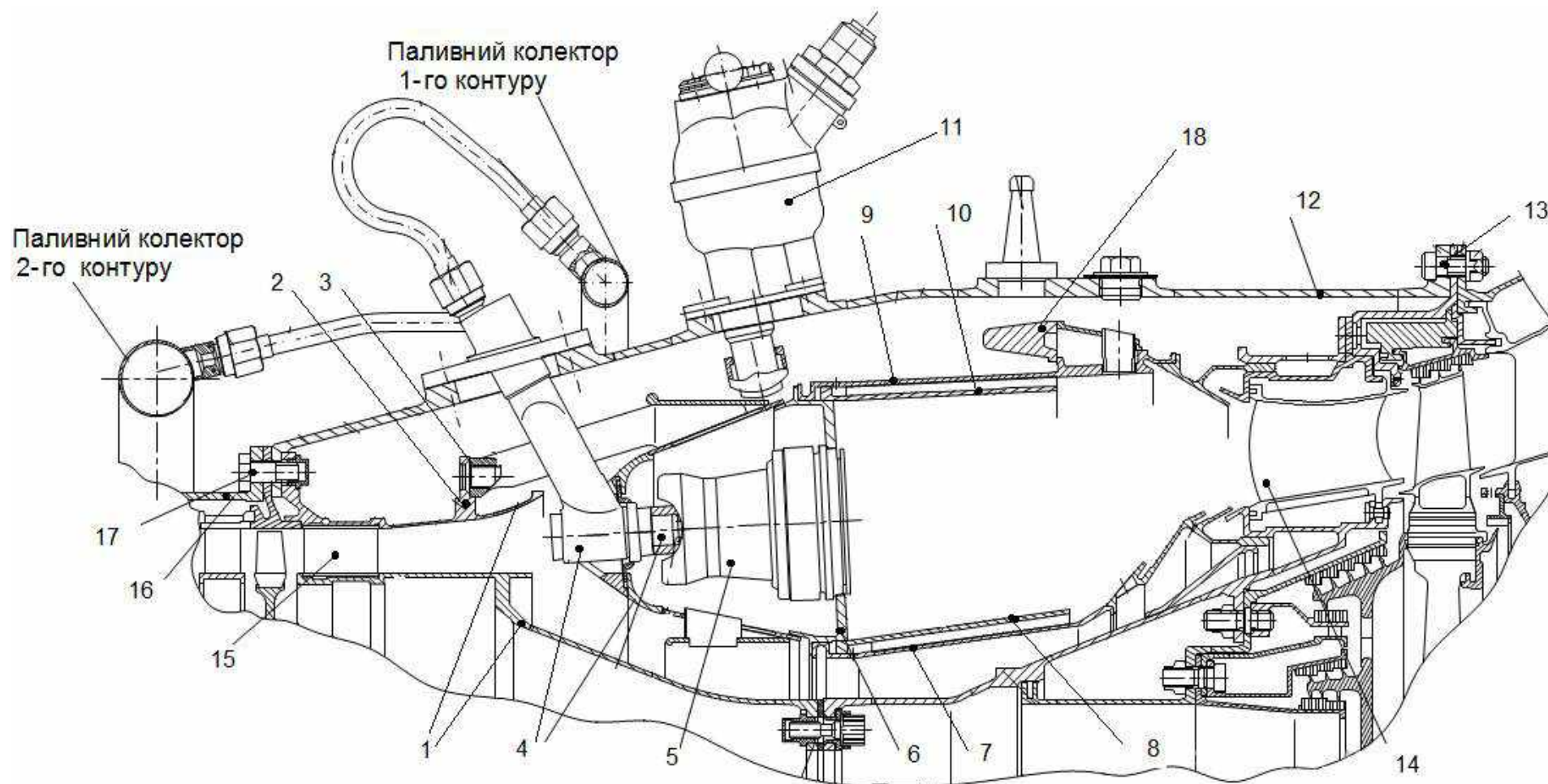


Рисунок 3.11 – Камера згоряння двигуна AI-336-2-10:

- 1 – дифузор; 2 – кронштейн дифузора; 3 – кріплення жарової труби (ЖТ); 4 – паливна форсунка; 5 – камера змішування; 6 – стінка фронтального пристрою; 7 – внутрішня оболонка ЖТ; 8 – сегмент внутрішньої оболонки ЖТ; 9 – зовнішня оболонка жарової труби; 10 – сегмент зовнішньої оболонки ЖТ; 11 – запальник; 12 – зовнішній корпус К; 13 – болтове з'єднання корпусу КС з корпусом турбіни; 14 – сопловий апарат турбіни; 15 – спрямовувальний апарат компресора; 16 – корпус компресора; 17 – болтове з'єднання корпусу КС з корпусом компресора; 18 – байпасний клапан

Камера згоряння (див. рисунок 3.11) розташована між компресором і сопловим апаратом турбіни і складається з корпусу дифузора, який з'єднується із спрямовувальним апаратом КВТ 15, зовнішнього корпусу 12 та жарової труби (ЖТ). Її жарова труба має 24 двоканальні паливні (газові) форсунки 10, два запальники 11 та два паливні (газові) колектори з паливопідвідними трубами.

До конструкції ЖТ входять (див. рисунок 3.11): фронтовий пристрій 6 з камерами змішування 5, зовнішня 9 і внутрішня 7 оболонки ЖТ. У фронтівому пристрої встановлено 24 камер змішування, що забезпечують підготовку газоповітряної суміші і створюють двоступінчасту структуру її течії.

Кріплення жарової труби до зовнішнього кільця дифузора 9 здійснюється за допомогою 24 кронштейнів і болтів. З'єднання жарової труби із сопловим апаратом турбіни – «цангове». Воно дозволяє жаровій трубі переміщуватися внаслідок температурного розширення (див. рисунок 3.11).

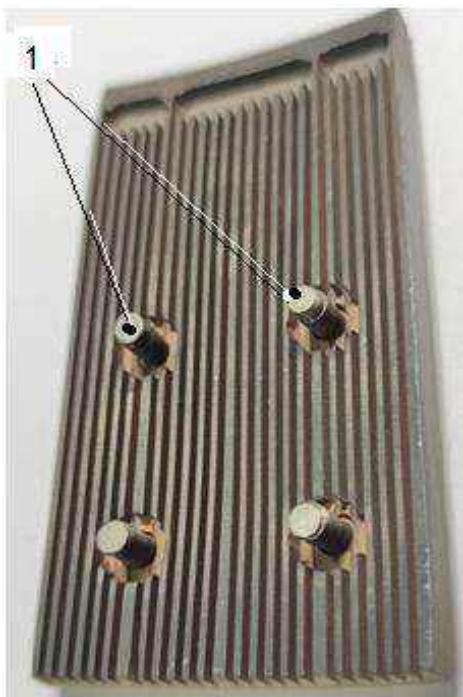
Жарова труба згоряння має теплову захисну стінку, що складається з окремих сегментів 8, 10, які закріплюються на зовнішній і внутрішній оболонках ЖТ (див. рисунок 3.11). Сегмент виконано із жаростійкого сплаву методом лиття. Поверхня сегмента, що контактує із зоною горіння, захищена жаростійким покриттям.

Охолоджувальне «вторинне» повітря надходить у спеціальні порожнини сегмента (див. рисунок 3.11) і далі розподіляється по зазору між сегментом і оболонкою жарової труби. Поверхня сегмента, виконана у вигляді оребреної стінки для інтенсивного відбору тепла, омивається «вторинним» повітрям (рисунок 3.12). На сегменті виконано три порожнини для надходження охолоджувального повітря, що дозволяє отримати рівномірний тиск його по каналах охолоджувальної поверхні і, як наслідок, рівномірне охолодження сегмента.

Повітря, що бере участь в охолодженні стінки жарової труби, надходить в зону змішування жарової труби та бере участь у процесі горіння.

Кожен сегмент закріплюється на зовнішній та внутрішній оболонках жарової труби за допомогою чотирьох болтів (див. рисунок 3.12).

Прийнято екологічну безпеку ГТД оцінювати за їх емісійними характеристиками та шумом. Емісійну характеристику двигуна визначає переважно робочий процес камери згоряння. Посилення вимог до викидів шкідливих речовин і зростання параметрів циклу новостворених ГТД значно ускладнює завдання проектування камер згоряння, що задовольняють вимогам технічного завдання не тільки з викидів шкідливих речовин, але й з працездатності та надійності.



а



б

Рисунок 3.12 – Загальний вигляд оребреної поверхні сегмента з болтами кріплення:
а – фрагменти оребреної поверхні; б – зони входу та виходу охолоджувального повітря

Однією із суттєвих проблем забезпечення екологічної безпеки ГТД є значна залежність швидкості окиснення азоту від робочих параметрів у камері згоряння та P_k^* . Цю проблему вирішують переважно шляхом спалювання заздалегідь перемішаної збідненої паливоповітряної суміші (ППС) [1].

Загалом МЕКЗ, сконструйована та виготовлена згідно з розробленим способом організації малоемісійного горіння у складі ГТД – AI-336-2-8, дозволяє задовольнити вимоги перспективних норм щодо викидів шкідливих речовин: $NO_x < 50 \text{ мг/м}^3$, $CO < 50 \text{ мг/м}^3$.

Відмінною особливістю МЕКЗ є наявність у її конструкції спеціального пристрою, що забезпечує змішування газоподібного палива, що надходить з форсунки, з повітрям від компресора та подачу організованої паливоповітряної суміші в зону горіння жарової труби. Розроблений пристрій називається карбюратором. За аналогією з відомими авіаційними термінами автором роботи [8] запропоновано назву поданого способу малоемісійного горіння: «LPS» – Lean Premixed – Stabilized (збіднена – попередньо перемішана – стабілізована).

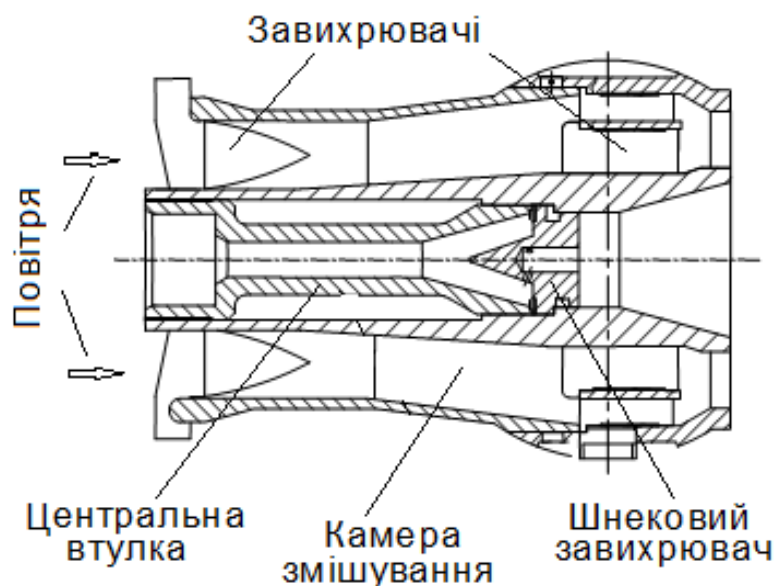
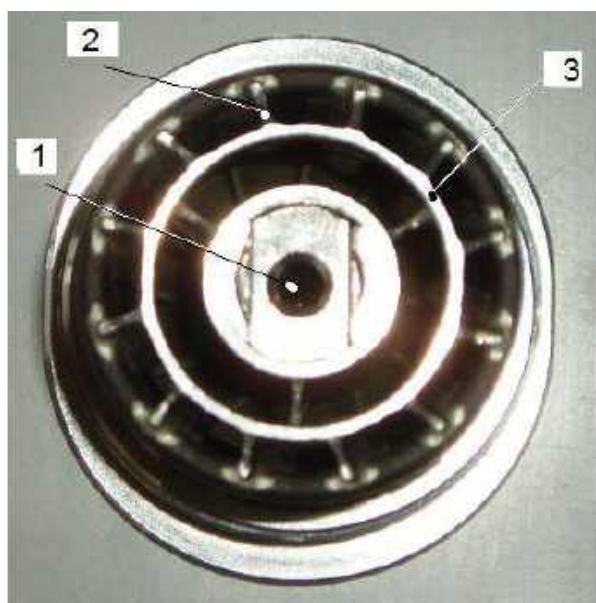


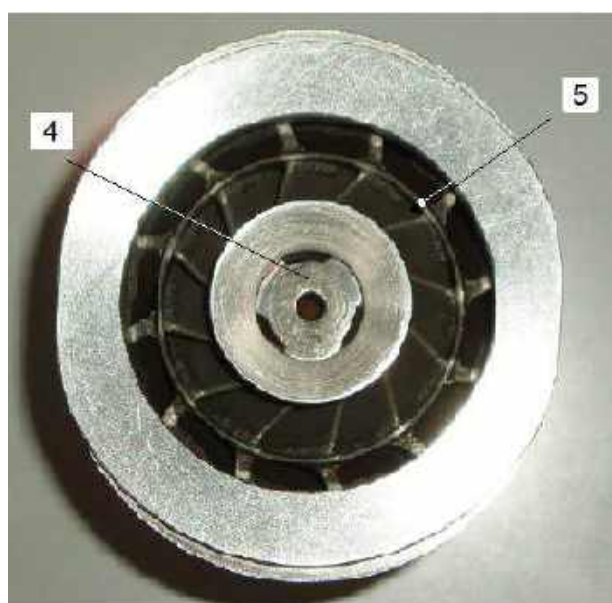
Рисунок 3.13 – Камера змішування шнекова

Основою МЕКЗ є розроблений в ГП «Івченко-Прогрес» паликовий пристрій, особливості конструкції якого подано нижче. Відповідно до запропонованого способу організації мало-емісійного горіння конструктивна схема паликового пристрою має вигляд, показаний на рисунку 3.13.

Зовнішній вигляд вхідного та вихідного перерізів камери змішування подано на рисунку 3.14.



а



б

Рисунок 3.14 – Зовнішній вигляд вхідного (а) та вихідного (б) перерізів камери змішування: 1 – отвір подачі палива в черговий контур камери змішування; 2 – вхідний завихрювач другого контуру; 3 – отвір установки двоканальної форсунки; 4 – вихід шнекового розпилювача; 5 – завихрювач другого контуру камери змішування

Камеру змішування з вбудованою в неї двоканальною форсункою подано на рисунку 3.15. Тут другий контур – це контур подачі основного палива. Перший контур – подача чергового палива, що забезпечує стабільний запуск КС та підтримує стійкий режим її роботи при пульсації тиску в камері, що може призводити до небажаного вібраційного горіння. Шнековий завихрювач забезпечує розпилення палива чергового контуру, а також його подачу в жарову трубу до зони змішування. Запалення та горіння палива чергової зони забезпечує повітря основного – другого контуру.

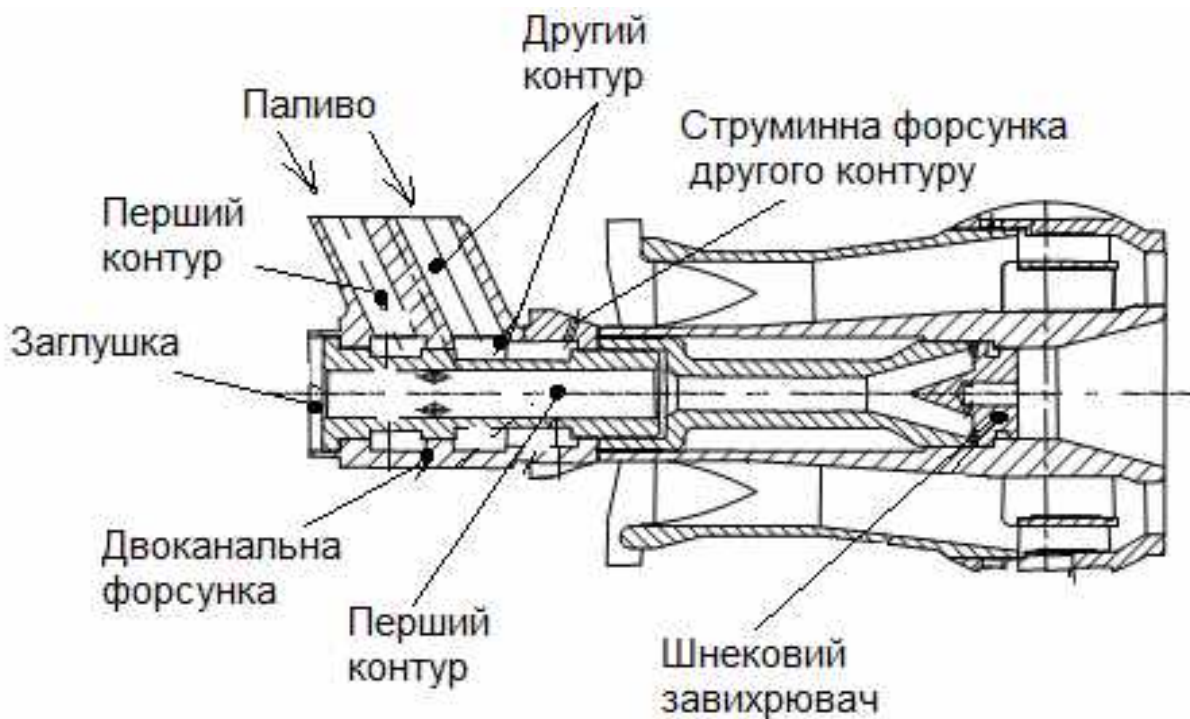


Рисунок 3.15 – Камера змішування із двоконтурною форсункою

Камера змішування із двоконтурною форсункою закріплюється на стіnce 6 фронтального пристрою (див. рисунок 3.11).

Повітря, стиснене в КВТ, надходить у канал дифузора 12 (рисунок 3.16), в якому відбувається зниження швидкості повітря та збільшення його статичного тиску. З каналу дифузора повітря потрапляє у зовнішній канал, де змішується з паливом.

Паливо з колекторів подається в перший і другий канали форсунки 3. З першого каналу воно надходить у канал центральної втулки і через шнековий розпилювач 6 – у зону горіння жарової труби. Таку систему подачі палива до жарової труби називають черговим контуром, а деякі автори – «черговою зоною».

Паливо з другого каналу через струминні форсунки 4 надходить у камеру змішування 8, де змішується з повітрям 7, і паливоповітряна суміш потрапляє в зону горіння 9, де вона займається. Частина «вторинного» повітря 10 надходить у зону змішування 13 через отвори 11 і регульований байпасом 14 прохідний переріз 15. Величиною прохідного перерізу 15 здійснюється регулювання подачі повітря від компресора в зону горіння 9 і зону змішування 13.

У зоні змішування відбувається досягнення необхідної температури газу перед турбіною.

Частина повітря використовується для охолодження елементів жарової труби, а частина повітря, що залишилася, – на охолодження турбіни.

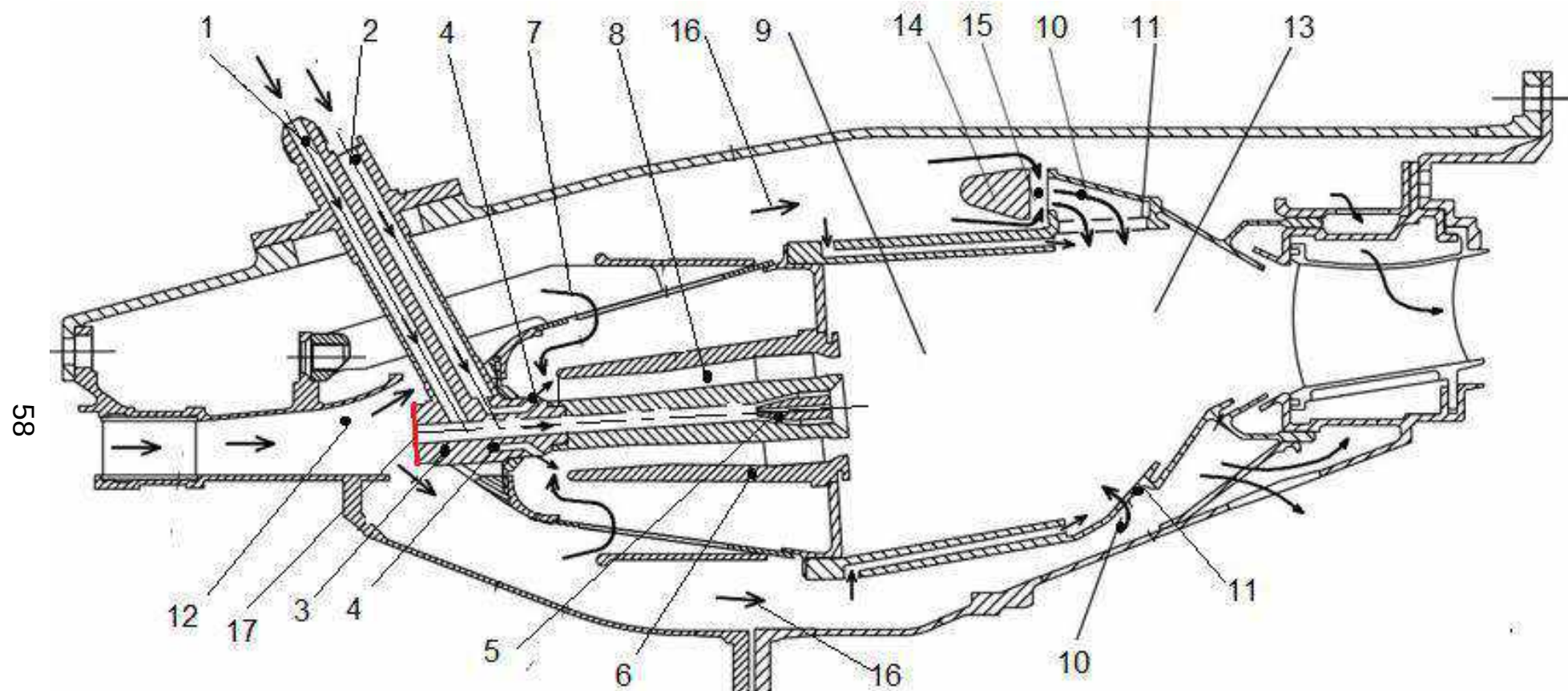


Рисунок 3.16 – Схема руху палива та повітря в жаровій трубі КЗ двигуна AI-336-2-8

Під час запуску для створення оптимальних умов розпалювання байпас 14 повністю відкритий (прохідний переріз 15 відкрито максимально), і в перший канал подається більше палива, ніж на експлуатаційних режимах. Далі, зі зростанням режиму роботи двигуна частка витрати палива в першому каналі знижується, байпас прикривається. У зону змішування надходить менше повітря і, відповідно, витрата повітря 7 через камеру змішування 13 збільшується. В зоні горіння для отримання мінімального рівня шкідливих емісій азоту оксидів NO_x і окису вуглецю CO підтримується оптимальна температура.

Керування процесом розподілу палива та повітря здійснює САУД відповідно до заданого алгоритму.

Загальний вигляд жарової труби у тривимірному моделюванні подано на рисунку 3.17.

Декілька конструктивних варіантів камери змішування були випробувані на утворення шкідливих викидів. Результати випробувань показано на рисунку 3.18.

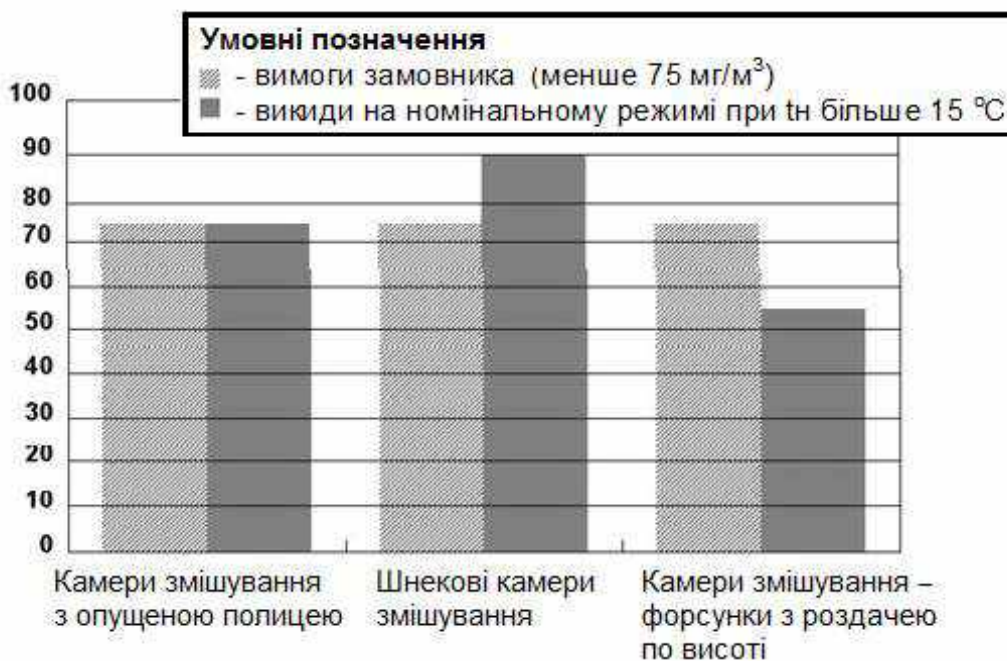


Рисунок 3.18 – Порівняння емісійних характеристик різних МЕКЗ АІ-336-2-8 за NO_x

Частину форсунок другого контуру виконано у вигляді отворів (див. рисунок 3.15), інші – у вигляді трубочок. Вони розташовуються послідовно по колу входу другого контуру змішувальної камери.

МЕКС зі шнековою камерою змішування дають змогу збільшити стабільність пускових характеристик шляхом доведення дозувальних отворів струминних форсунок та змінення відношення витрати палива через черговий контур до сумарного.

Результати експлуатації двигуна АІ-336-2-8 з малоемісійною камерою згоряння свідчать про можливість її тривалого міжкапітального застосування.

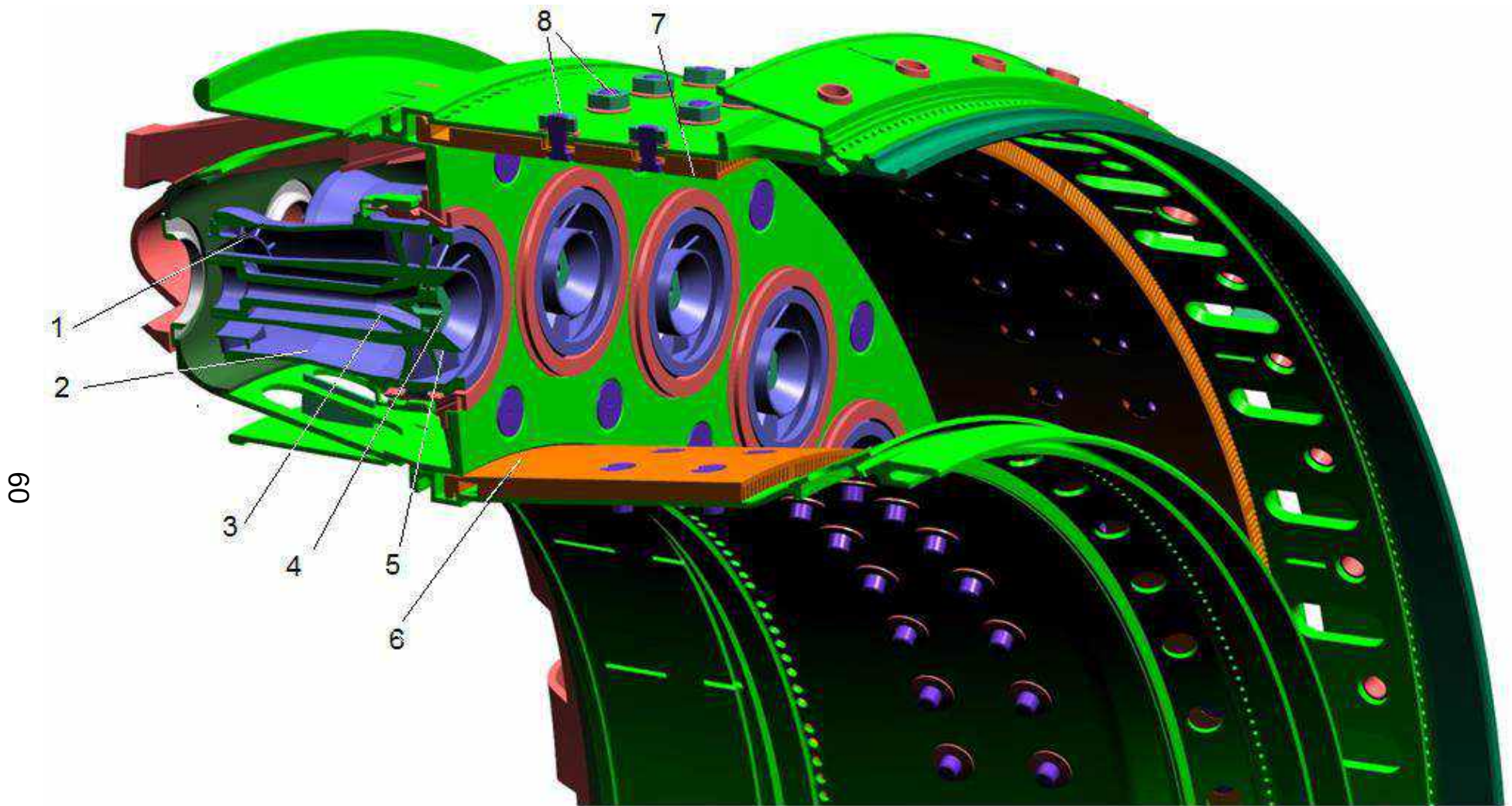


Рисунок 3.17 – Фрагмент фронтового пристрою жарової труби
з камерами змішування без двоканальної форсунки:

1 – завихрювач задній; 2 – корпус камери змішування; 3 – центральна втулка; 4 – шнекова форсунка; 5 – завихрювач передній; 6 – сегмент на внутрішній оболонці ЖТ; 7 – сегмент на зовнішній оболонці ЖТ; 8 – кріплення болтове сегментів

3.2 Конструкція камери згоряння газотурбінного двигуна UGT 25000E (ДГ80Л)

Двигун газотурбінний типу UGT 25000 E призначено для приводу турбогенератора потужністю 25 МВт. Його основні параметри:

- коефіцієнт корисної дії ГТЕ-25НГ80 на режимі номінальної потужності 25,0 МВт – не менше 34,5 %;
- розрахунковий ступінь підвищення тиску повітря в компресорі ГТД – 21,2;
- витрата газу на зрізі газовідведення ГТД – $87,7 \pm 0,5$ кг/с;
- температура газу на зрізі газовідведення ГТД, К (°С) – 766 ± 20 (493 ± 20);
- номінальна частота обертання ротора турбіни генератора – 3000 об/хв;
- напрямок обертання ротора ТГ (за ДСТ 22378) – проти годинникової стрілки.

Камера згоряння призначена для одержання перед турбіною газу необхідної температури завдяки теплу, що виділяється при спалюванні в ній безупинно підвідного природного газу в потоці повітря, яке надходить із КВТ. За конструкцією камера згоряння (рисунок 3.19) буває протиструминного, трубчасто-кільцевого типів.

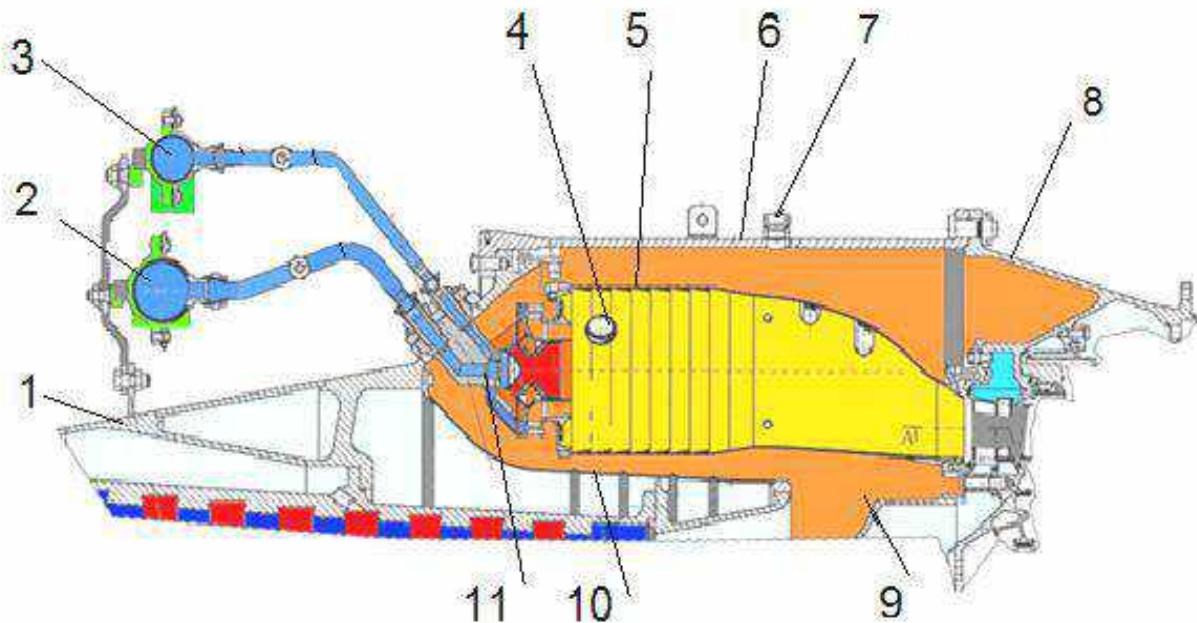


Рисунок 3.19 – Камера згоряння двигуна UGT 25000E (ДГ80Л)

Вона складається з шістнадцяти жарових труб 5, розташованих паралельно осі двигуна в кільцевому просторі між кожухом камери згоряння 6 (зовнішній корпус) і кожухом 10 (внутрішній корпус). КЗ містить паливні колектори другого каналу 3, першого каналу 2; отвір (патрубок) для перекидання полум'я між жаровими трубами 4; два запалювачі; шістнадцять двоканалних пальникових пристроїв 11, які кріпляться на силовому корпусі КВТ 1; оглядове вікно 12 (див. рисунок 3.19).

3.3 Жарова труба

Жарові труби (рисунок 3.20) є основним елементом камери згоряння та призначені для спалювання перемішаної газоповітряної суміші (підготовки робочого тіла). Вона складається з вхідного конуса 1, втулки фіксатора 2, конусів 3, конуса 4, змішувача 5, вставок 6 охолодження верхньої стінки змішувача, обойми 7, патрубків перекидального полум'я 8, втулок 9, патрубків підвідного полум'я 10. На вхідному конусі 1 зовнішньої поверхні жарової труби приварені втулки фіксаторів 2 зі сферичними кільцями, в які вставляються фіксатори для кріплення жарової труби до корпусу КВТ.

Змішувач 5 має складну форму і забезпечує плавний перехід від циліндричного перерізу жарової труби до кільцевого перерізу соплового апарату ТВТ.

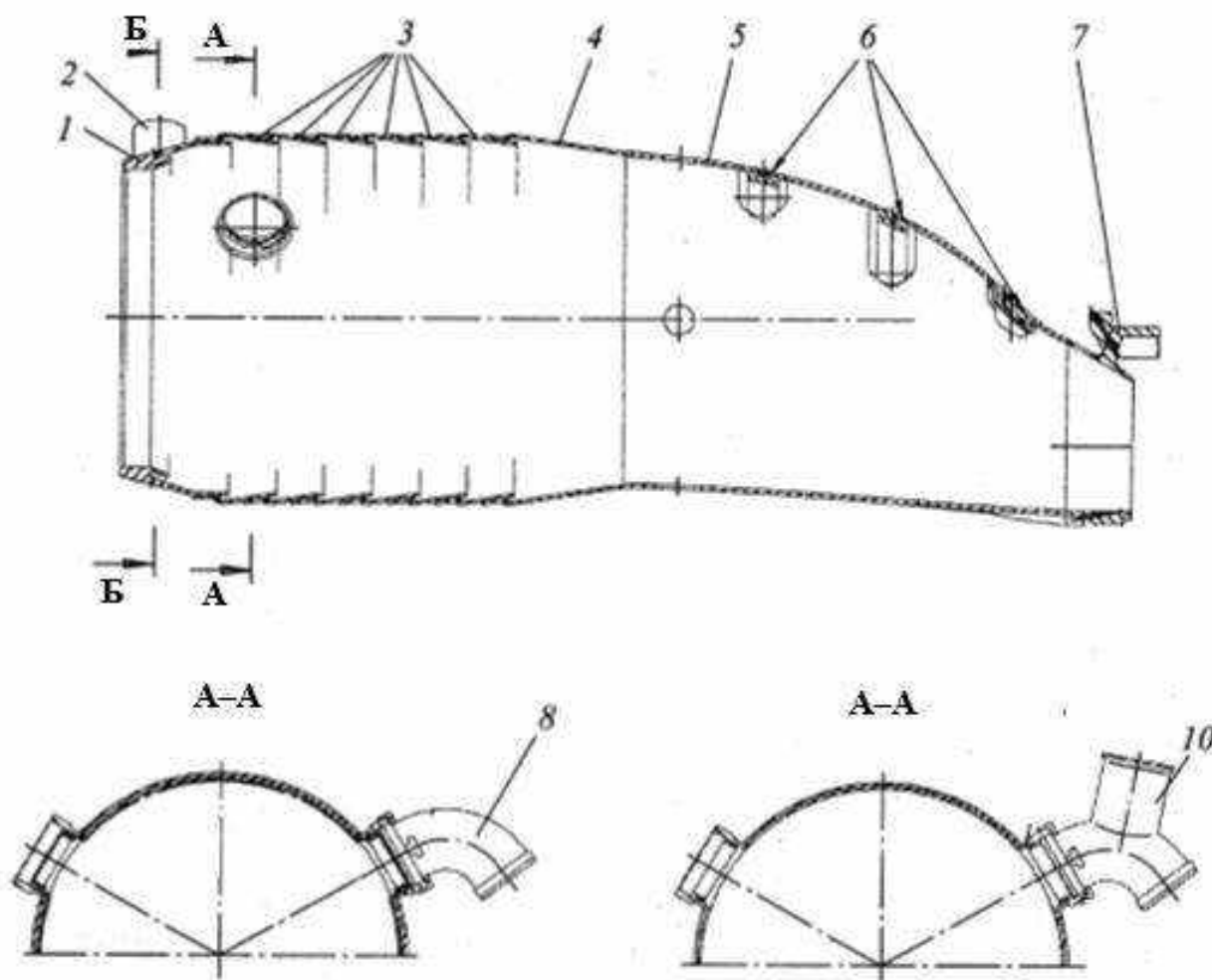


Рисунок 3.20 – Труба жарова:

1 – конус вхідний; 2 – втулка фіксатора; 3, 4 – конуси; 5 – змішувач; 6 – вставка;
7 – обойма; 8, 10 – патрубки полум'я (перекидальне і підвідне полум'я відповідно)

На верхній полиці обойми 7 є зуб, що входить у проріз накладки соплового апарата ТВТ. Зуб фіксує обойму 7 жарової труби від зміщень у коловому напрямку. Зовні жарова труба охолоджується повітрям, що рухається у міжтрубному просторі.

Внутрішнє охолодження стінок жарових труб – плівкове. Повітря для створення плівки надходить у жарову трубу з міжтрубного простору через ряд отворів на початку кожного конуса. Потрапляючи в порожнину, утворену козирком попереднього і наступного конусів, окремі струмки розмиваються й загальним шаром рухаються вздовж внутрішньої поверхні жарової труби, охолоджуючи стінку.

Продукти згоряння в змішувачі 5 перемішуються з повітрям, що надходить через ряд отворів у змішувачі, до необхідної температури. Дві пари жарових труб з'єднані між собою підвідними патрубками полум'я 10, через які від запальників подається полум'я в жарові труби для розпалювання паливоповітряної суміші, що надходить із завихрювача першого каналу пальникового пристрою 16 (див. рисунок 3.19). В інших жарових трубах займання палива здійснюється через перекидальні патрубки полум'я. Для збільшення ресурсу жарової труби її внутрішня поверхня покрита високо-температурною жаростійкою емаллю.

Горіння відбувається в головній частині жарової труби в потоці паливоповітряної суміші, що надходить з першого і другого каналів завихрювачів пальникового пристрою.

Пальниковий пристрій (рисунок 3.21) призначено для підготовки і подачі гомогенної паливоповітряної суміші в зону горіння жарової труби та складається з корпусу 1, завихрювача першого і другого каналів 6, витискувача 7, скоби 12, фланця 2, штуцера першого каналу 4, штуцера другого каналу 3, гвинтів 5, обойми 8, перетискачів 9, 11, стакану 10.

Паливний газ через штуцер першого каналу подається в порожнину А, виходячи через ряд отворів В на кожній лопатці завихрювача 6, і, змішуючись із повітрям у міжлопатковому каналі, утворює паливоповітряну суміш, що подається в зону горіння жарової труби по радіально-осьовому кільцевому каналу. Через штуцер другого каналу паливний газ подається у порожнину Б, з якої перетікає в порожнину Д, виходячи через ряд отворів Г на кожній лопатці завихрювача 6, і, змішуючись із повітрям у міжлопатковому каналі, утворює паливоповітряну суміш, що подається в зону горіння жарової труби по радіально-осьовому кільцевому каналу. Пальниковий пристрій кріпиться до фланця заднього корпусу КВТ.

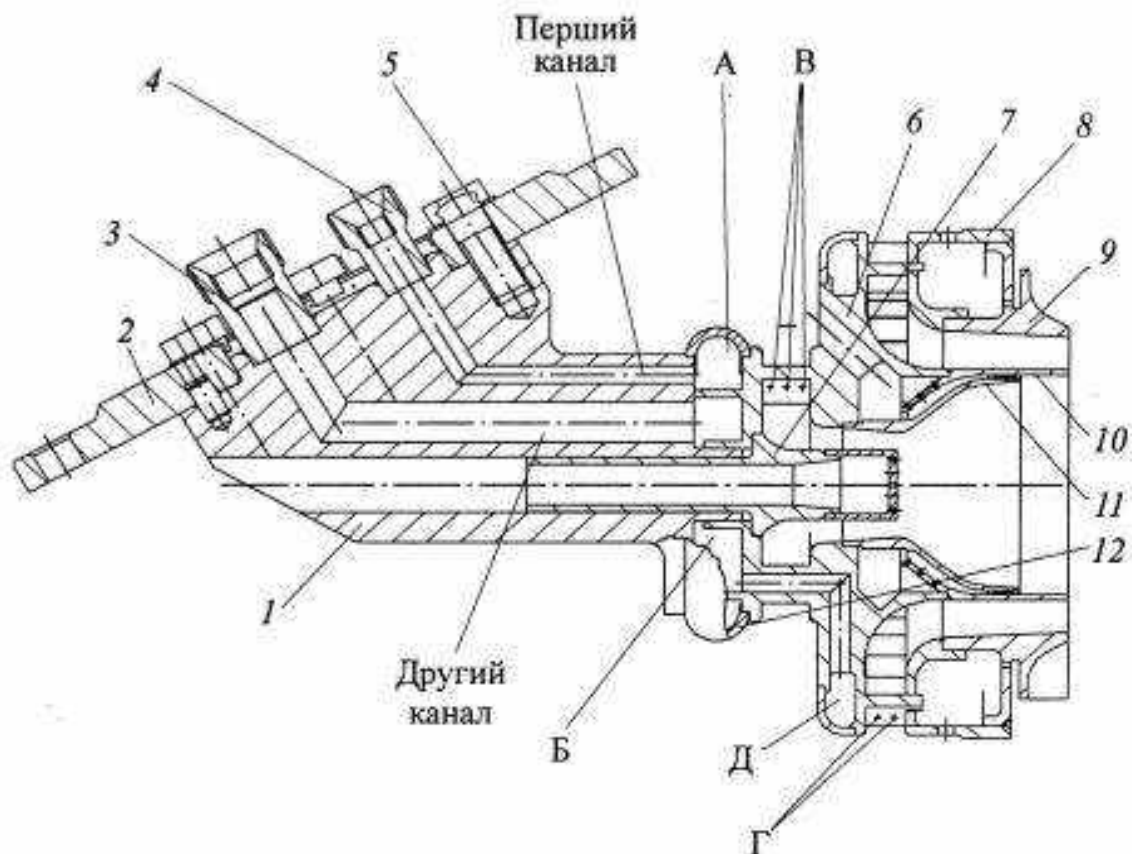


Рисунок 3.21 – Пристрій пальниковий:

А, Б, Д – порожнини; В, Г – отвори; 1 – корпус; 2 – фланець;
3, 4 – штуцери другого й першого каналів відповідно; 5 – гвинти; 6 – завихрювач;
7 – витискувач; 8 – обойма; 9, 11 – перетискач; 10 – стакан; 12 – скоба

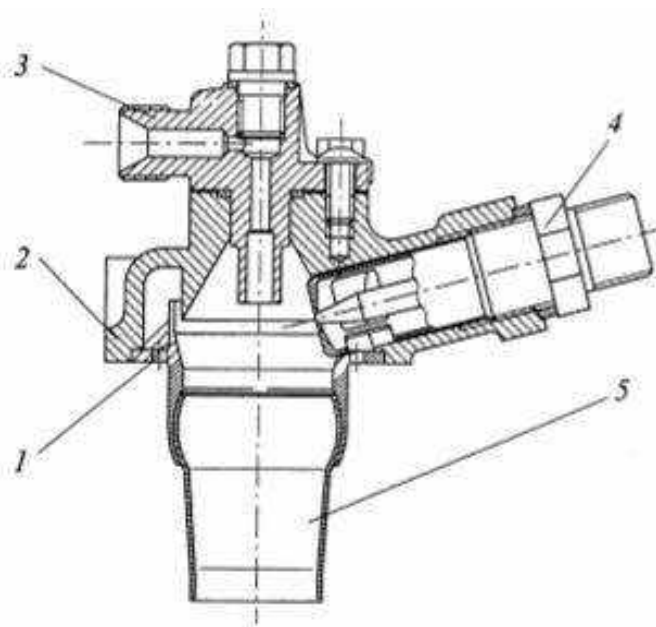


Рисунок 3.22 – Запальник

Запальник (рисунок 3.22) призначено для утворення первісного факела, що запалює паливоповітряну суміш у камері згоряння, та складається з корпусу 2, форсунки 3, плазмоструминної свічки 4, втулки 5.

Форсунка 3 розташована в центральній частині запальника і призначена для подачі палива в порожнину запальника під час запуску. У корпусі 2 запальника встановлена плазмоструминна свічка 4, що працює від імпульсного блока постачання. На торці свічки, заглибленому в порожнину запальника, підтримуються періодичні електричні розряди, що приводять до утворення плазмових струменів, які використовуються для займання пускового палива.

періодичні електричні розряди, що приводять до утворення плазмових струменів, які використовуються для займання пускового палива.

Запальник циліндричною частиною втулки 5 вставляється в підвідний патрубок жарової труби КЗ. Повітря в порожнину запальника надходить через отвори 1 у нижній частині корпусу 2. При цьому частина повітря підводиться через вікна в зовнішньому електроді свічки на міжелектродний зазор для одержання плазмових струменів.

Клапан перепуску повітря (рисунк 3.23) призначено для стравлювання повітря з камери згоряння в атмосферу при запуску двигуна і спрацьовуванні датчика обмеження частоти обертання силової турбіни.

Він складається з кришки 6, до якої гвинтами кріпиться «захисний» стакан 4, поршня 7, пружини 10, корпусу 5, клапана 2, деталей кріплення. На двигуні встановлено чотири клапани перепуску за допомогою стаканів 1. При непрацюючому двигуні та його роботі клапани перепуску повітря закриті. Пружиною 10 і тиском повітря в камері згоряння клапан 2 притискається до корпусу 5, забезпечуючи герметичність.

При спрацьовуванні датчика обмеження частоти обертання ТС через штуцер у кришці 6 у повітряну порожнину над поршнем подається повітря з повітряного балона. Під дією сили тиску повітря поршень 7 переміщується в крайнє нижнє положення. Відбувається відкриття клапанів перепуску, і порожнина камери згоряння з'єднується з атмосферою.

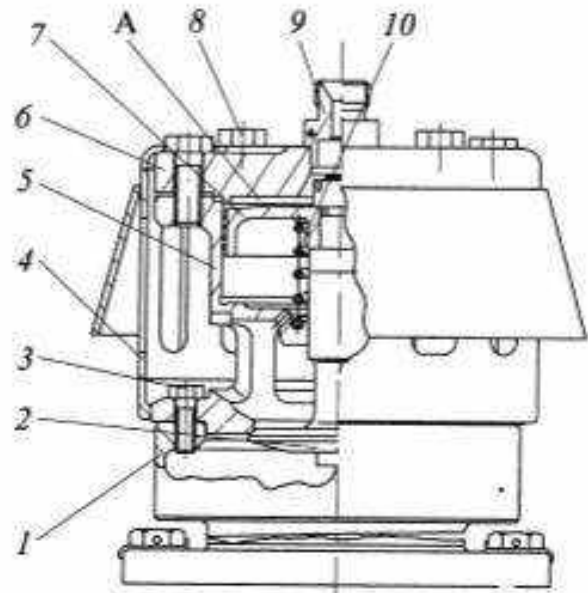


Рисунок 3.23 – Клапан перепуску повітря:
А – порожнина повітряна; 1, 4 – стакани;
2 – клапан; 3, 8 – болти; 5 – корпус;
6 – кришка; 7 – поршень; 9 – штуцер
підведення повітря; 10 – пружина

3.4 Експлуатаційна надійність ГТД наземного застосування

ГТД як привід-нагнітач або електрогенератор наземної стаціонарної установки має працювати на природному газі і мати ресурс, який у кілька разів перевершує ресурс конверсійного авіаційного двигуна (93000–300000 годин). Його конструкція повинна забезпечувати цілодобову безвідмовну роботу без постійної присутності обслуговуючого персоналу з міжрегламентними напрацюваннями 1000–1500 годин.

ГТУ має працювати в широкому діапазоні кліматичних зон (північні райони та південні пустелі) при значній природній запиленості атмосфери та можливому попаданні на вхід продуктів згоряння з вихлопного пристрою при несприятливому напрямку вітру.

Пилові складові повітря за характером впливу на конструкцію можуть бути корозійно- і ерозійнонебезпечними (розчини солей і кислот,

кварцовий шпат) через утворення нальоту, плівки на поверхні елементів камери згоряння (дрібний пил, мошка та ін.) і термонебезпечними (торф'яний пил, масла, сажа та ін.). У зв'язку з цим ставляться обмеження щодо кількості домішок – $0,3 \text{ мг/м}^3$. При розмірі частинок понад 20 мкм – трохи більше $0,03 \text{ мг/м}^3$. Для захисту жарових труб використовуються покриття спеціальними емалями, тобто термобар'єрне покриття.

Система автоматичного керування двигуна має забезпечити автоматичну перевірку готовності двигуна до запуску і сам запуск і зупинку.

Паливний та пусковий газ має бути очищений від механічних домішок, олії та вологи. Вміст твердих частинок у газі має бути не більше 4 мг/м^3 , а частка частинок понад 100 мкм – не більше 3 мг/м^3 . Вміст корозійно-небезпечних складових: сірководню, сірки, натрію, калію – від $0,02 \dots 0,001 \text{ мг/м}^3$. Присутність цих домішок має враховуватися при виборі матеріалів для трубопроводів та елементів фронтового пристрою.

Камера згоряння повинна відповідати вимогам контролепридатності та ремонтно-придатності (як при регламентних перевірках, так і при ремонтах).

Контрольні запитання

1. Які вимоги ставляться до камер згоряння ГТД наземного застосування?
2. Які норми існують за такими шкідливими викидами як CO , CH і NO_x ?
3. Опишіть особливості згоряння палива при створенні малоемісійної камери за схемами LPP та RQQL.
4. Опишіть конструкційні особливості камери згоряння двигуна RB 211-535G, згоряння палива в якій відбувається за схемою LPP.
5. На прикладі камери згоряння ПС90-ГП2 зобразіть схему згоряння палива за схемою RQQL.
6. Особливості процесу горіння в камері двигуна фірми Gentral Electric LM6000.
7. Відобразіть у звіті позитивні та негативні особливості КЗ з ВЖТ.
8. Відобразіть у звіті позитивні та негативні особливості дворядного розташування газових пальників змішувачів ГТЕ-65.
9. Особливості конструкції малоемісійної камери згоряння двигуна AI-336-2-8.
10. Особливості охолодження жарової труби камери згоряння двигуна AI-336-2-8.
11. Назвіть відсотковий вміст шкідливих викидів камери згоряння двигуна AI-336-2-8.
12. Які конструктивні особливості можна виділити в камері згоряння двигуна ДГ80Л?
13. Охарактеризуйте пальниковий пристрій двигуна ДГ80Л, виділіть його конструктивні особливості.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Беляев, В. В. Повышение экологической безопасности ГТУ путем организации малоэмиссионного горения в камерах сгорания ГТД : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / В. В. Беляев. – Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева, 2006. – 24 с.
2. Гусев, Ю. А. Камеры сгорания : учеб. пособие / Ю. А. Гусев. – Харьков : ХАИ, 1985. – 28 с.
3. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь : ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1204 с.
4. Лефевр, А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М. : Мир, 1986. – 566 с.
5. Пчелкин, Ю. М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей / Ю. М. Пчелкин. – М. : Машиностроение, 1984. – 280 с.
6. Романовський, Г. Ф. Будова, правила технічної експлуатації та обслуговування газотурбінних двигунів : навч. посіб. / Г. Ф. Романовський, Ю. О. Султанський, В. І. Харченко. – Миколаїв : Вид-во Нац. ун-та кораблебудування ім. адмірала Макарова, 2011. – 154 с.
7. Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели / Г. С. Скубачевский. – М. : Машиностроение, 1981. – 520 с.
8. Старцев, Н. И. Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД : учеб. пособие / Н. И. Старцев. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ин-та, 2007. – 120 с.

ДОДАТОК А

Механізми утворення забруднювальних речовин у продуктах згоряння газотурбінних двигунів

Оксид вуглецю

Якщо паливоповітряна суміш у первинній зоні КЗ ГТД багата, то СО утворюється у великій кількості внаслідок нестачі кисню для завершення реакції окиснення вуглецю до CO_2 . Якщо ж суміш у первинній зоні стехіометрична або помірно збіднена, то значна кількість СО утворюється внаслідок дисоціації CO_2 . Можна знизити концентрацію СО за допомогою ретельно збалансованого підведення додаткового повітря за первинною зоною для того, щоб забезпечити поступове зниження температури продуктів згоряння.

Утворення СО у КЗ може бути спричинене такими причинами:

1. Низька швидкість горіння в первинній зоні внаслідок нестачі палива та (або) часу перебування.
2. Недостатнє перемішування палива та повітря, внаслідок чого утворюються зони, в яких суміш надто збіднена, щоб у них підтримувалося горіння.
3. «Заморожування» продуктів горіння, що залучаються до шарів повітря, що охолоджують стінки жарової труби (кільцеві КЗ, в яких відношення поверхні жарової труби до об'єму менше, викидають СО менше, ніж трубчасті камери).

Незгорілі вуглеводні

До незгорілих вуглеводнів належать як паливо, що викидається з камери у вигляді крапель або пари, так і продукти розкладання вихідного палива на вуглеводні меншої молекулярної маси.

Наявність CH на виході з КЗ зазвичай пов'язують з поганим розпиленням палива, недостатньо високою швидкістю горіння та «заморожуванням» продуктів неповного згоряння в охолодженому повітрі поблизу стінок жарової труби. Змінення режиму роботи двигуна у бік збільшення тяги (потужності) призводить до зменшення викиду CH .

Оксиди азоту

Оксид азоту (NO) утворюється внаслідок окиснення азоту, що є в атмосферному повітрі у високотемпературних зонах КЗ. Цей процес ендотермічний і проходить з помітною швидкістю тільки при температурах вище 1800 К. Тому на відміну від CO та CH оксид азоту утворюється тільки в гарячих центральних зонах камери, і максимум концентрації досягається на режимі найбільшої тяги. Викид залежить від температури повітря у камері. Зі збільшенням температури викид збільшується.

Оксид азоту окиснюється до діоксиду (NO_2), як тільки досягається необхідна при цьому низька температура у вихлопних газах двигуна. На режимі великої тяги частка NO_2 , що утворюється в камері, дуже мала, але на режимах малого газу вміст NO_2 в оксидах азоту ($NO + NO_2$) може досягати 50 %.

Дим

Димність вихлопних газів пов'язана з утворенням частинок сажі в багатих паливом ділянках полум'я. У разі відцентрових форсунок основна сажоутворювальна область розташовується всередині факела розпилювання палива в центрі камери.

Хімічний аналіз сажі з вихлопних газів показує, що вона складається в основному з вуглецю (96 %) та суміші сполук, що містять водень і кисень.

Утворення сажі та димлення посилюються при високих тисках та підвищенні температури в камерах.

ДОДАТОК Б
Основні характеристики деяких палив
для турбореактивного двигуна

Характеристика палива	ГОСТ 10227-62			ТУ 38-1-257-69 Т-8	ГОСТ 6564-71 РТ	ГОСТ 12308-80 Т-6
	Т-1	ТС-1	Т-2			
Густина, не більше, г/см ³	0,8	0,775	0,775	0,8	0,775	0,84
Температура кипіння, К	423	–	333	438	408	471
Кінематична в'язкість, не більше, м ³ /с						
при 293 К	1,5	1,25	1,05	1,5	1,25	4,5
при 313 К	16	8	8	16	16	60
Температура запалювання в закритому тиглі, не нижче, К	303	301	–	313	301	–
Масова частка, не більше, %						
сірки	0,1	0,25	0,25	0,05	0,10	0,05
золи	0,005	0,005	0,003	0,003	0,003	0,003
Q _н , МДж/кг	42,9	42,9	43,1	43,1	43,12	42,914

ДОДАТОК В
Характеристики матеріалів, що застосовуються
для виготовлення жарових труб

Марка матеріалів	ХН60ВТ ВЖ105 (ЭИ-868)	ХН60ВТ ВЖ98 (ЭП-718)
Хімічний склад, %	$C \leq 0,10$ $Si \leq 0,4$ $Mn \leq 0,8$ $Cr = 14...16,5$ $Ni = 43...47$ $Ti = 1,9...2,4$ $Mo = 4...5,2$ $Al = 0,9...1,4$ $W = 2...3,5$ $Nb = 0,8...1,5$ $B \leq 0,008$ $Zr \leq 0,02$ $Cl \leq 0,1$ $S \leq 0,01$ $P \leq 0,015$	$C \leq 0,10$ $Si \leq 0,8$ $Mn \leq 0,5$ $Cr = 23,5...26,5$ $Ni = \text{основа}$ $Ti = 0,3...0,7$ $Al \leq 0,5$ $W = 13,0...16,0$ $Fe \leq 4,0$ $S \leq 0,013$ $P \leq 0,013$
$t_{\text{роб}}, ^\circ\text{C}$	До 700	До 900...1000
$\alpha, 1/^\circ\text{C}$	$14,5 \cdot 10^{-6}$ (20...600 $^\circ\text{C}$)	$16,2 \cdot 10^{-6}$ (20...900 $^\circ\text{C}$)
$\sigma_B, \text{кгс/мм}^2$ (20 $^\circ\text{C}$)	115	75–90
$\sigma_0, \text{кгс/мм}^2$ (20 $^\circ\text{C}$)	70	Немає даних

Навчальне видання

**Гусєв Юрій Олексійович
Кравченко Ігор Федорович
Євсєєв Сергій Анатолійович
Бондаренко Олексій Васильович**

**КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО
ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ**

Редактор Н. М. Сікульська

Зв. план, 2023

Підписано до видання 09.06.2023

Ум. друк. арк. 4. Обл.-вид. арк. 4,5. Електронний ресурс

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