

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний університет кораблебудування
імені адмірала Макарова

**Г. Ф. РОМАНОВСЬКИЙ, С. І. СЕРБІН,
В. М. ПАТЛАЙЧУК**

ГАЗОТУРБІННІ АГРЕГАТИ

Навчальний посібник

У двох частинах

Частина 1

Загальна будова та класифікація

Рекомендовано Методичною радою НУК



Миколаїв
НУК
2016

УДК 621.438(075)

ББК 31.363.3я73

Р 69

Автори:

Г. Ф. Романовський, доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України;

С. І. Сербін, доктор технічних наук, професор;

В. М. Патлайчук, кандидат технічних наук, доцент

Рецензенти:

С. К. Чернов, доктор технічних наук, професор, директор по персоналу ДП НВКГ "Зоря"- "Машпроект";

Б. Г. Тимошевський, доктор технічних наук, професор

*Рекомендовано Методичною радою НУК
як навчальний посібник*

Романовський Г. Ф.

Р69 Газотурбінні агрегати : навчальний посібник : у 2 ч. Ч. 1. Загальна будова та класифікація / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін, В. М. Патлайчук. – Миколаїв : НУК, 2016. – 216 с.

ISBN 978-966-321-319-4

Розглянуто будову та принцип дії газотурбінного агрегату простого термодинамічного циклу, переваги та недоліки енергетичних установок з газотурбінними агрегатами, галузі застосування газотурбінних агрегатів. Наведено аналіз конструкції трьох головних частин ГТА – компресорної частини, камери згоряння, турбінної частини; подано розгорнуту класифікацію газотурбінних агрегатів.

Призначено для студентів технічних вузів, які навчаються за спеціальностями 142 "Енергетичне машинобудування", 144 "Теплоенергетика" та 271 "Річковий та морський транспорт". Навчальний посібник може бути корисним для інженерно-технічних працівників, що займаються проектуванням та створенням газотурбінних агрегатів.

УДК 621.438(075)

ББК 31.363.3я73

© Романовський Г. Ф., Сербін С. І.,
Патлайчук В. М., 2016

© Національний університет кораблебудування
імені адмірала Макарова, 2016

ISBN 978-966-321-319-4

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ВМФ	– військово-морський флот
ВОД	– високооборотний двигун
ВПГГ	– вільнопоршневий генератор газу
ГПТУ	– газопаротурбінна установка
ГТА	– газотурбінний агрегат
ГТД	– газотурбінний двигун
ГТУ	– газотурбінна установка
ЕГ	– електрогенератор
ЕУ	– енергетична установка
К	– компресор
КВТ	– компресор високого тиску
КЗ	– камера згоряння
КЗПП	– камера згоряння проміжного підігріву
ККД	– коефіцієнт корисної дії
КНТ	– компресор низького тиску
КСТ	– компресор середнього тиску
КУ	– котел-утилізатор
МОД	– малооборотний двигун
ПГУ	– парогазова установка
ПО	– повітроохолоджувач
ПГ	– парова турбіна
РГ	– регенератор
С	– споживач
СОД	– середньооборотний двигун
СПК	– судно на підводних крилах
СПП	– судно на повітряній подушці
СТ	– силова турбіна
Т	– турбіна
ТВлД	– турбовальний двигун

ТВТ	– турбіна високого тиску
ТК	– турбіна компресора
ТНТ	– турбіна низького тиску
ТРД	– турбореактивний двигун
ТРДД	– двоконтурний турбореактивний двигун
ТРДДФ	– двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння
ТРДФ	– турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння
ТСТ	– турбіна середнього тиску
ТУК	– теплоутилізаційний контур
УТГ	– утилізаційний турбогенератор

1. БУДОВА ТА ПРИНЦИП ДІЇ ГАЗОТУРБІННОГО АГРЕГАТУ ПРОСТОГО ТЕРМОДИНАМІЧНОГО ЦИКЛУ

Відмінною рисою газотурбінних агрегатів є наявність в їх складі у ролі основного джерела механічної енергії **турбіни**, яка працює на газоподібному (за винятком водяної пари¹) робочому тілі. У переважній більшості випадків таким робочим тілом виступають продукти згоряння вуглеводневого палива, хоча в агрегатах, виконаних за закритим термодинамічним циклом, можуть використовуватися також інертні гази (гелій, аргон), азот, вуглекислий газ та інші речовини.

Структурна схема найпростішого газотурбінного агрегату (ГТА) показана на рис. 1.1,*а*.

Першим за рухом робочого тіла основним елементом газотурбінного агрегату є **компресор**. Призначення компресора у складі ГТА – підвищення тиску робочого тіла (атмосферного повітря)². У сучасних агрегатах тиск повітря на виході з компресора перевищує атмосферний в 7...35 разів [35, 36].

Після компресора повітря надходить у другий основний елемент ГТА – **камеру згоряння**. Призначення камери згоряння у складі ГТА – нагрів робочого тіла. Як правило, цей процес здійснюється спалюванням вуглеводневого (рідкого або газоподібного) палива безпосередньо в потоці повітря, що проходить через камеру згоряння, при практично незмінному тиску. Температура димових газів, що утворюються, у сучасних газотурбінних агрегатах становить 1200...1770 К.

Після камери згоряння робоче тіло, яке вже має на даний момент певний запас потенціальної енергії (внаслідок зростання тиску і температури), надходить у **турбіну**. Призначення турбіни – генерація механічної енергії обертання.

¹За турбінами, що працюють на водяній парі, затвердилося найменування "парові".

²Можливим є створення газотурбінного агрегату і без компресора.

Частина потужності, що генерується турбіною, витрачається на обертання компресора самого ГТА, а частина, що залишилася (**корисна потужність**), віддається споживачу. Потужність, споживана компресором, відносно велика і в простих схемах при помірній температурі робочого середовища може в 1,5...2,0 рази перевищувати корисну потужність агрегату.

Після відпрацювання в турбіні робоче тіло викидається в навколишнє середовище (в атмосферу). Температура газів на виході з турбіни в сучасних ГТА становить 650...900 К [35, 36].

Відповідний найпростішому ГТА **ідеальний цикл на тепловій діаграмі** наведений на рис. 1.1,**б**.

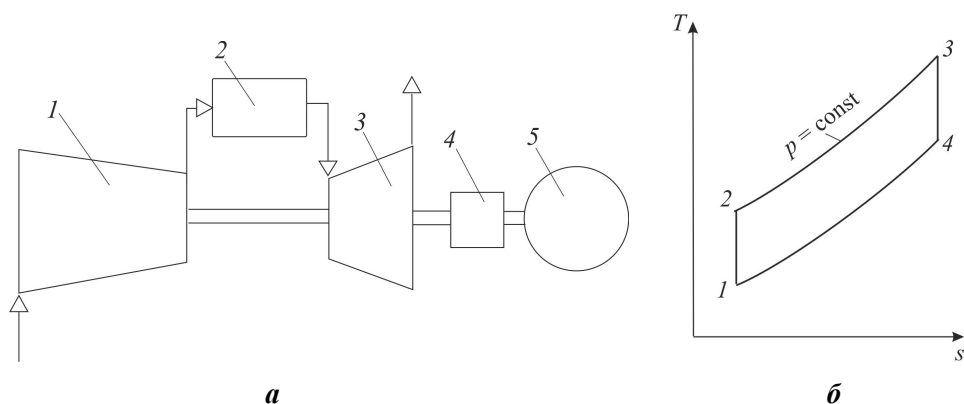


Рис. 1.1. Структурна схема найпростішого газотурбінного агрегату (**а**) та відповідний їй ідеальний цикл на тепловій діаграмі (**б**):

1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна; 4 – редуктор; 5 – споживач

Процес між точками 1 і 2 здійснюється у компресорі. В ідеальних умовах (без урахування втрат у процесі стиснення) він відбувається при незмінному значенні ентропії, тобто є **ізоентропійним**, і на тепловій діаграмі зображується у вигляді вертикального відрізка.

Процес між точками 2 і 3 проходить у камері згоряння. Для переважної більшості сучасних газотурбінних агрегатів він реалізується в камерах згоряння, постійно відкритих для потоку повітря, а отже тиск у них підтримується практично незмінним (в ідеальних умовах, які не враховують аеродинамічні втрати, – абсолютно незмінним). Такий процес у літературі називають **ізобарним**.

Розширення в турбіні (процес 3–4) в ідеальному циклі також наводиться у вигляді вертикального відрізка, тобто є **ізоентропійним**.

Процес між точками 4 і 1 називають **умовним процесом охолодження, що замикає цикл**. З термодинамічної точки зору після турбіни робоче тіло повинне бути охолоджене і тільки після цього направлене знову на вхід компресора. Однак у більшості сучасних ГТА даний процес охолодження

здійснюється шляхом масообміну з навколишнім середовищем, тобто відпрацьовані в турбіні гарячі гази викидаються в атмосферу, а з атмосфери в цей час у компресор безперервно надходить чисте холодне повітря.

За термодинамічним циклом ГТА з підведенням тепла при постійному тиску в літературі закріпилася назва **цикл Брайтона**. За даним циклом працював автомобільний двигун внутрішнього згоряння (поршневий), запатентований і побудований у 1872 р. інженером Джорджем Брайтоном (м. Бостон, США).

Для позначення сукупності компресорної частини агрегату, його камери згоряння і турбіни надалі будемо використовувати термін **газотурбінний двигун** (ГТД). Сукупність газотурбінного агрегату та його обслуговуючого повного комплексу систем, пристроїв, механізмів і машин позначимо як **газотурбінну установку** (ГТУ).

Частота обертання ротора газотурбінного двигуна становить кілька тисяч обертів на хвилину, тому передача корисної потужності споживачу може в деяких випадках здійснюватися через пристрій, який знижує частоту обертання, – **редуктор**.

На рис. 1.2 та 1.3 показаний газотурбінний двигун UGT 3000 потужністю 3 МВт, серійно виготовлюваний підприємством ДП НВКГ "Зоря" – "Машпроект" (Україна), на рис. 1.4–1.7 – найбільш поширений у світі судновий двигун LM2500 потужністю 24 МВт компанії "General Electric Co." (США), на рис. 1.8 і 1.9 – найпотужніший у світі (за станом на 2013 р.) газотурбінний двигун SGT5-8000H потужністю 375 МВт компанії "Siemens AG".

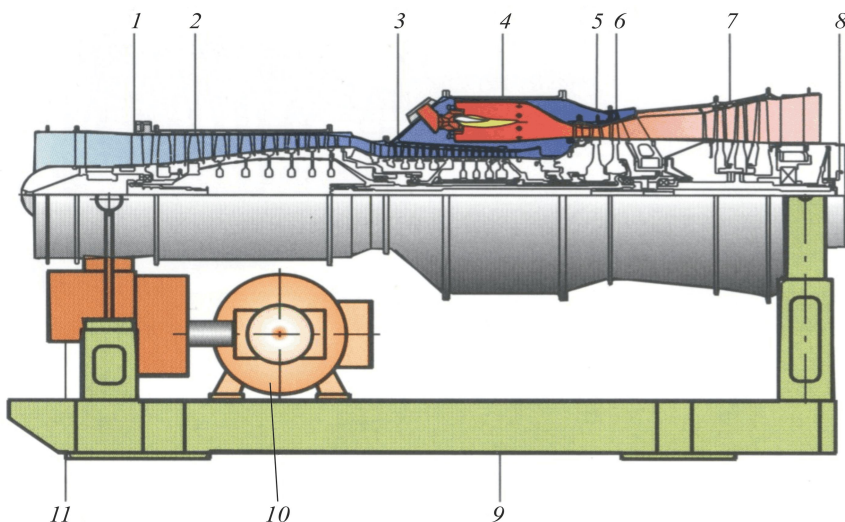


Рис. 1.2. Конструктивна схема двигуна UGT 3000 (модифікація ДЕ76) [10, с. 2]:

- 1 – вхідний напрямний апарат; 2 – компресор низького тиску; 3 – компресор високого тиску; 4 – камера згоряння; 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску; 7 – силова турбіна; 8 – фланець відбору потужності; 9 – рама; 10 – електростартер; 11 – коробка приводів

Для нормальної експлуатації газотурбінного агрегату необхідний комплекс систем. До **основних систем, що обслуговують ГТА**, належать:

- система запуску;
- паливна система;
- масляна система;
- система суфлювання і розвантаження;
- система охолодження;
- система стисненого повітря;
- повітроприймальна і газовипускна системи.

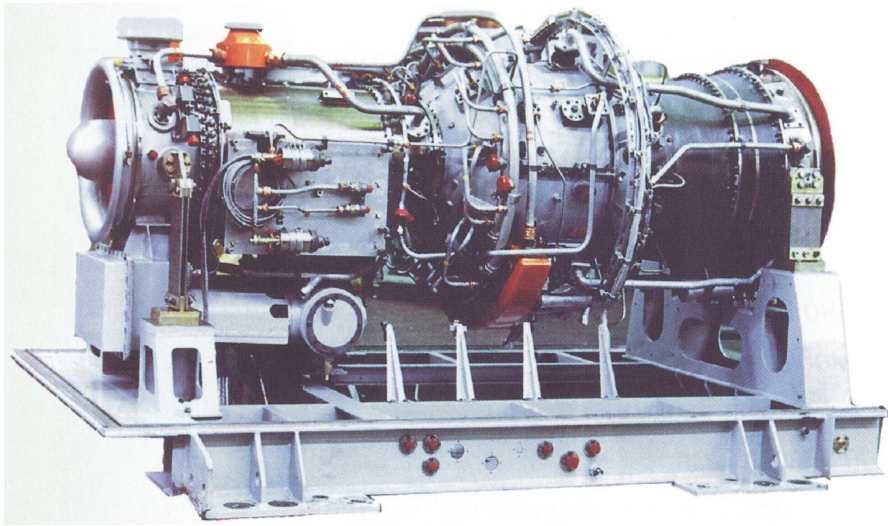


Рис. 1.3. Зовнішній вигляд двигуна UGT 3000 (модифікація ДЕ76)

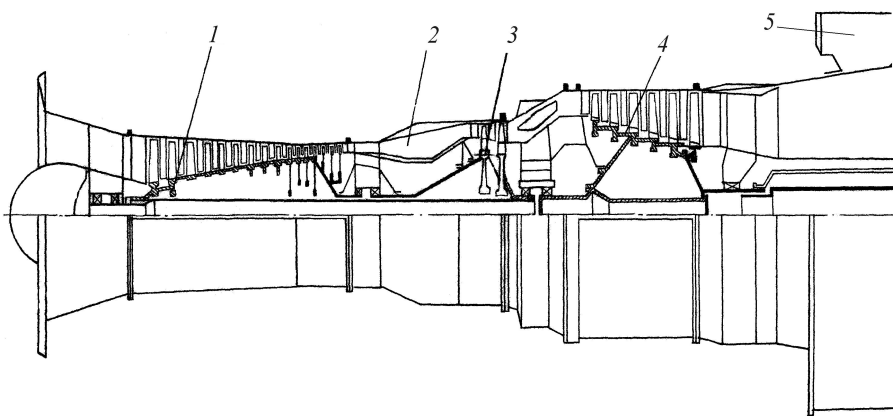


Рис. 1.4. Поздовжній переріз двигуна LM2500 [36, с. 231]:

1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна компресора; 4 – силова турбіна;
5 – газовипускний пристрій

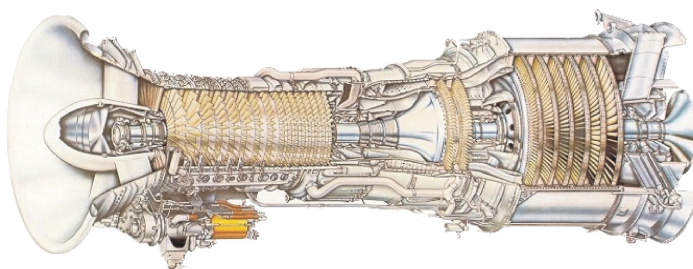


Рис. 1.5. Зовнішній вигляд двигуна LM2500



Рис. 1.6. Двигун LM2500 перед поставкою споживачу

Система запуску. Оскільки газова турбіна може працювати тільки за наявності стисненого повітря, одержуваного тільки від компресора, який приводиться в обертання цією ж турбіною, очевидно, що пуск ГТА повинен здійснюватися від стороннього джерела енергії – **пускового двигуна** (стартера), за допомогою якого компресор обертається до тих пір, поки з камери згоряння не почне надходити газ певних параметрів і в кількості, достатній для початку роботи газової турбіни. Наприклад, запуск суднового ГТА становить звичайно 80...100 с.

Пусковий двигун при запуску приєднується до ротора компресора газотурбінного агрегату. При запуску ГТА з двокаскадним компресором стартер може розкручувати ротор першого з них, або ротор другого, або обидва ротори одночасно. Як правило, прагнуть здійснювати розкручування найлегшого ротора, оскільки для цього буде потрібна менша потужність пускового двигуна.

У ролі пускових двигунів використовують електродвигуни постійного і змінного струму, газотурбінні двигуни меншої потужності і турбостартери різного принципу дії (газові, повітряні, порохові і т. п.).

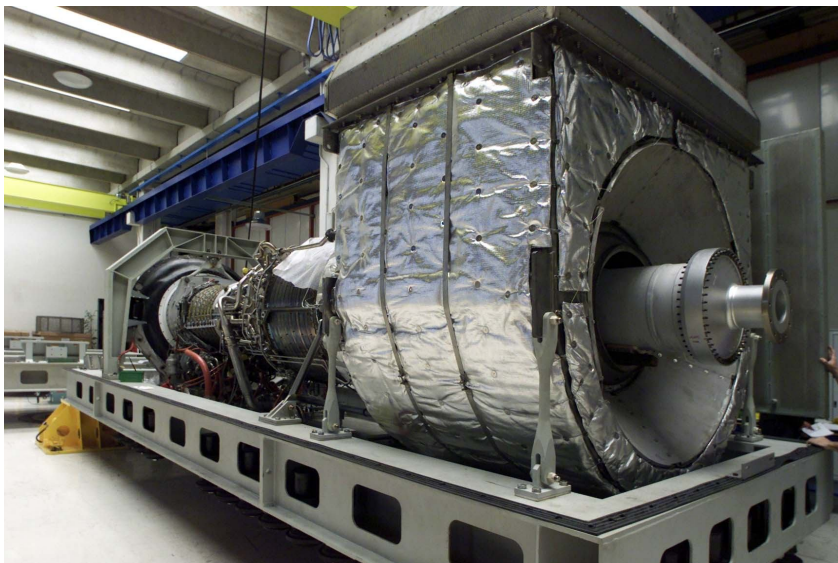


Рис. 1.7. Двигун LM2500 у складальному цеху



Рис. 1.8. Роторна частина двигуна SGT5-8000H

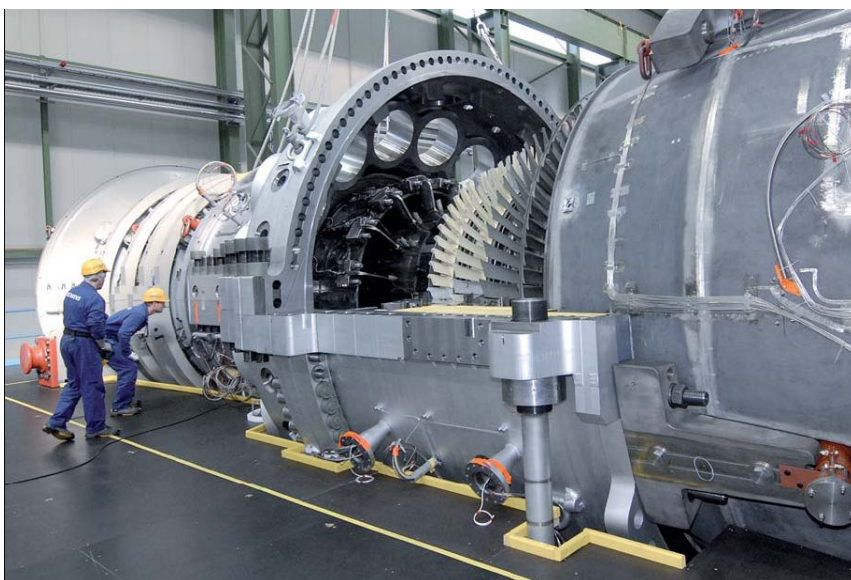


Рис. 1.9. Двигун SGT5-8000H у складальному цеху

Паливна система призначена для зберігання, підготовки і подачі палива в камеру згоряння газотурбінного агрегату.

Масляна система служить для зберігання, підготовки і подачі масла на змащення та охолодження тертьових поверхонь двигуна і редуктора. Масло використовується також як робоче тіло в деяких механізмах системи регулювання ГТА і редуктора.

У ГТА масляні порожнини відділені від проточної частини кількома рядами лабіринтових ущільнень. Для забезпечення нормальної роботи цих ущільнень та масляної системи ГТА в цілому масляні порожнини двигуна мають вихід до атмосфери. **Система суфлювання** поєднує масляні порожнини двигуна з атмосферою з метою зниження в них тиску, запобігання викиду масла в проточну частину через зазори в лабіринтових ущільненнях, а також забезпечує відділення масла від повітря, яке виходить в атмосферу.

Систему суфлювання часто розглядають як одне ціле з **системою розвантаження**, яка забезпечує підтримання необхідного тиску в деяких повітряних порожнинах ГТА, чим досягається зменшення осьових навантажень на опори двигуна.

Високий рівень температур газу перед турбінною частиною сучасних ГТА обумовлює необхідність застосування в них спеціальних **систем охолодження**. У більшості існуючих конструкцій охолодження соплових і робочих лопаток, дисків і корпусів турбін здійснюється за допомогою повітря, яке відбирається з проточної частини компресора самого ГТА. Після охолодження деталей це повітря виходить у проточну частину турбіни,

де змішується з основним потоком газу (система відкритого повітряного охолодження).

У газотурбінних установках **систему стисненого повітря** застосовують для керування редуктором і реверсом, для аварійної зупинки двигуна, роботи шинно-пневматичних і роз'єднувальних фрикційних муфт, для очищення двигуна і т. п. Крім того, на судах стиснене повітря використовується для запуску дизель-генераторів та потреб машинного відділення і судна.

До складу системи стисненого повітря звичайно входять поршневі електрокомпресори, балони для зберігання повітря, арматура, прилади, трубопроводи і т. п.

Осьові компресори, що входять до складу ГТА, досить чутливі до якості повітря, яке надходить до них. Очищення повітря перед подачею його у ГТА здійснює **повітроприймальна система**.

Газовипускна система призначена для відведення відпрацьованих продуктів згоряння від ГТА в атмосферу.

Контрольні питання і завдання

1. Поясніть будову найпростішого газотурбінного агрегату.
 2. Які процеси складають цикл Брайтона?
 3. Поясніть призначення компресора у складі газотурбінного агрегату.
 4. Поясніть призначення камери згоряння у складі газотурбінного агрегату.
 5. Поясніть призначення турбіни у складі газотурбінного агрегату.
 6. Дайте характеристику системам, які обслуговують газотурбінні агрегати.
-

2. ПЕРЕВАГИ І НЕДОЛІКИ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК З ГАЗОТУРБІННИМИ АГРЕГАТАМИ

Енергетичні установки (ЕУ) з газотурбінними агрегатами мають у порівнянні з іншими типами енергетичних установок деякі переваги і недоліки. Розглянемо їх для найбільш поширених у даний час на транспорті та в промисловості газотурбінних агрегатів простого термодинамічного циклу.

2.1. Переваги енергетичних установок з ГТА простого термодинамічного циклу

Невеликі маса і розміри

Порівнюємо між собою різні типи енергетичних установок суднового призначення. У ролі критерію порівняння за масою візьмемо **питому масу ЕУ** – параметр, який чисельно визначається як відношення сухої маси установки (тобто маси всіх її елементів без води, масла і палива) до ефективної потужності ЕУ.

Орієнтовні значення питомої маси $m_{\text{ЕУ}}$ для основних типів суднових енергоустановок [3, с. 17–18]

	$m_{\text{ЕУ}}$, кг/кВт
Тип суднової ЕУ:	
дизельна з малооборотним двигуном і прямою (без редуктора) передачею потужності на гвинт ¹	80...100
дизельна із середньооборотним двигуном і редуктором	60...70
дизельна з електричною передачею потужності на гвинт	90...110
паротурбінна транспортних суден	50...60

¹Нагадаємо, що за частотою обертання колінчастого вала n (об/хв) судові дизелі класифікуються на малооборотні двигуни (МОД) $50 \leq n < 250$, середньооборотні (СОД) $250 \leq n < 750$ і високооборотні (ВОД) $750 \leq n < 2500$ [3, с. 12–13].

газотурбінна водотоннажних суден з агрегатами простого циклу	5...10
газотурбінна суден на повітряній подушці (СПП) з агрегатами простого циклу	2...3
газотурбінна суден на підводних крилах (СПК) з агрегатами простого циклу	1,2...1,5

Як видно з наведених цифр, для водотоннажних суден при однаковій потужності маса енергетичної установки з ГТА простого циклу в 10...16 разів менша від маси ЕУ з МОД (домінуючий в даний час тип енергоустановки для комерційного флоту).

Порівнюємо основні типи суднових енергетичних установок за габаритами. У ролі критерію порівняння візьмемо **енергонасиченість машинного відділення за площею** n_F – параметр, що визначається як відношення сумарної потужності головної установки і суднової електростанції до площі машинного відділення [3, с. 18–19].

Значення енергонасиченості машинного відділення за площею для різних типів суднових ЕУ

n_F , кВт/м²

Тип суднової ЕУ:

дизельна з малооборотним двигуном і прямою (без редуктора) передачею потужності на гвинт	15...30
паротурбінна транспортних суден	22...37
газотурбінна водотоннажних суден з агрегатами простого циклу	185...370

З наведених цифр випливає, що при однаковій генерованій потужності суднова енергоустановка з ГТА простого циклу займає площу, приблизно в 12 разів меншу, ніж енергетична установка з дизельним МОД (рис. 2.1).

Чим пояснюються невеликі масогабаритні характеристики ЕУ з ГТА? **У порівнянні з паротурбінною енергетичною установкою** до її складу не входить ряд елементів, які мають значні розміри і масу. У першу чергу, відсутній парогенератор (котел) – споруда, яка досягає значної висоти

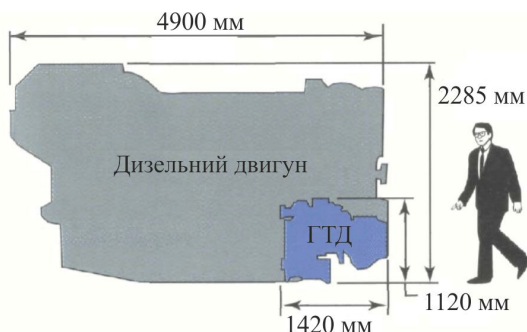


Рис. 2.1. Порівняння розмірів дизельного МОД і ГТД потужністю 3 МВт

і потребує для встановлення окремого приміщення. Якщо в камері згоряння ГТА процес спалювання палива здійснюється при тиску 0,7...3,5 МПа (див. розд. 1), то в котлі горіння відбувається при атмосферному тиску і відповідно об'єм утворюваних гарячих газів виявляється в 7...35 разів більшим.

Невід'ємними елементами паротурбінної енергетичної установки є також конденсатор з циркуляційними і конденсатними насосами, система регенерації з 3...11 підігрівачами (менші значення для суднових ЕУ, більші – для стаціонарних), живильні турбонасоси (від одного до трьох), деаератор. Як наслідок, якщо ЕУ з ГТА простого циклу може бути встановлена на нульовій позначці машинного відділення судна (машинного залу електростанції тощо), то паротурбінна установка звичайно потребує рамного фундаменту значної висоти (для стаціонарних ЕУ – 9...16 м) з розміщенням парової турбіни на верхній фундаментній плиті і допоміжного устаткування – у нижньому конденсаційному приміщенні.

Необхідно також урахувати, що в ГТА процес розширення газів відбувається в турбіні, яка складається всього з 3...7 ступенів, у той час як парова турбіна такої ж потужності складається з 2...4 циліндрів, які містять у сумі 20...35 ступенів. У результаті навіть з урахуванням довжини компресора і камери згоряння сумарна довжина газотурбінного агрегату виявляється істотно меншою, ніж довжина парової турбіни тієї ж потужності (згідно з [28], для агрегатів потужністю 150 МВт – у 1,5 разу).

Значні розміри і маса **енергетичних установок з дизельними двигунами** пояснюються визначальним впливом на них параметрів самого двигуна (МОД або СОД). У зв'язку із специфікою перетворення енергії, зменшення частоти обертання колінчастого вала даних двигунів супроводжується значним збільшенням їх розмірів і маси.

Слід зауважити, що наведені вище дані характерні для енергетичних установок з ГТА простого термодинамічного циклу. Ускладнення циклу газотурбінного агрегату, здійснюване з метою підвищення ККД, призводить до істотного збільшення його розмірів і маси.

Висока маневреність

Під маневреністю енергетичної установки розуміють її здатність у процесі експлуатації виконувати різні маневри. До показників маневреності ЕУ відносять:

- тривалість підготовки до пуску;
- час від пуску до набору повної потужності;
- час переходу з одного режиму роботи на інший;
- діапазони можливих режимів роботи;
- тривалість реверса та ін.

Цілком очевидно, що дана якість має цінність головним чином для транспортних енергетичних установок.

Тривалість підготовки ЕУ до пуску переважно визначається часом, необхідним для рівномірного прогрівання двигунів (агрегатів), а у випадку з паротурбінною установкою також часом для підняття тиску пари в котлах. Сюди також входить час на прокручування механізмів, підготовку до роботи систем і т. п.

Тривалість підготовки до пуску паротурбінних установок транспортних суден становить не менше 4 год. Прогрівання перед пуском важких дизельних МОД потребує 2,0...2,5 год. Пуск ГТА простого циклу виконують без попереднього прогрівання. Час підготовки до пуску в цьому випадку становить 5...10 хв [3, с. 20–21].

Слід зазначити, що пуск ГТА при низькій температурі повітря практично не відрізняється від нормального, оскільки в агрегаті відсутні тертьові деталі (як у дизелях) і немає необхідності в розігріві масла.

Час, необхідний для набору повної потужності з режиму холостого ходу, орієнтовно становить 1,0...1,5 год для паротурбінних установок і МОД, близько 30 хв для СОД, 3...5 хв для ГТА простого циклу і ВОД [3, с. 21].

Необхідність попереднього (передпускового) прогрівання деяких двигунів, як і поступовість подальшого набору потужності, обумовлена прагненням уникнути значних термічних напружень і деформацій деталей, що може спричинити їх руйнування. Чим більша маса і теплова інерція двигуна, тим більше потрібно часу для прогрівання і тим гіршими є маневрені якості енергетичної установки. У даному випадку високі маневрені характеристики газотурбінних агрегатів пояснюються саме їх невеликими розмірами і масою.

Слід зауважити, що хоча час від пуску до набору повної потужності допускається для ГТА досить невеликим, проте сам процес неминуче супроводжується швидкою і значною зміною температури його елементів та крутного моменту, що негативно позначається на напруженому стані багатьох деталей. За шкідливим впливом на метал кожен запуск є еквівалентним 5...25 год роботи ГТА [40, с. 244–245].

Невеликі витрати на монтаж та обслуговування

Компактність і невелика маса газотурбінних агрегатів простого термодинамічного циклу дозволяють здійснювати їх повне збирання і випробовування на турбінному заводі з наступною доставкою у вигляді єдиного модуля до місця призначення залізничним, автодорожнім або повітряним транспортом. Так, зокрема, транспортуються ГТА з вбудованими камерами згоряння. При транспортуванні газотурбінних агрегатів з виносними камерами останні транспортуються окремо, але легко і швидко приєднуються за допомогою фланців до модуля "компресор – газова турбіна".

Парова турбіна поставляється численними вузлами і деталями. Монтаж як її самої, так і численного допоміжного обладнання та зв'язків між ними займає в кілька разів більше часу, ніж для ГТА.

Монтаж енергетичної установки з ГТА простого циклу проводиться, як правило, на простому фундаменті на нульовій позначці машинного відділення судна або машинного залу електростанції. Паротурбінна установка потребує в більшості випадків рамного фундаменту значної висоти з розміщенням обладнання на різних ярусах.

Перевагу з точки зору монтажу має ЕУ з ГТА і в порівнянні з громіздкими й важкими дизельними МОД і СОД. Згідно з [2, с. 20], вартість монтажу суднової установки з ГТА є в п'ять разів меншою, ніж вартість монтажу дизельної установки.

Обслуговування газотурбінних агрегатів є істотно простішим, ніж поршневих двигунів та особливо паротурбінних установок. В енергетичній установці з ГТА відсутній або спрощений ряд систем, що потребують постійного спостереження. Деякі елементи (наприклад, паливна апаратура, форсунки, органи керування тощо) хоча і є складнішими, але потребують меншого догляду.

Газотурбінні агрегати добре пристосовані до дистанційного керування. Споживачі прагнуть зменшити витрати на експлуатацію, широко використовуючи для цього автоматизацію обладнання. Чимало енергетичних установок розробляються в цей час для дистанційного керування, без присутності обслуговуючого персоналу безпосередньо на станції. Робота ГТА добре контролюється автоматично; системи, що їх обслуговують, не є складними; водяне охолодження не потрібне (охолодження масла можна здійснювати повітрям); пускові двигуни не споживають багато потужності і є надійними у виконанні.

Обслуговуючий персонал у даному випадку виконує деяке початкове налаштування обладнання, після чого газотурбінний агрегат працює без інспекцій до тих пір, поки дистанційний моніторинг не покаже відхилення параметрів від установлених значень. На місце експлуатації прибуває бригада робітників і виконує заміну двигуна (або тільки його газогенератора). Виведений з роботи двигун (газогенератор) відсилається для ремонту на завод-виробник. Згідно з [49, с. 20], процес заміни газогенератора ГТА авіаційного типу, який має вільну силову турбіну, становить близько 8 год.

Невеликі витрати на змащення (порівняно з поршневими двигунами)

У системах змащення теплових двигунів використовують переважно мінеральні масла, які виготовляються з нафтопродуктів. У процесі експлуатації під дією високих температур з масел випаровуються легкі фракції, внаслідок чого їх фізичні властивості погіршуються. Зокрема, збільшення в'язкості призводить до зростання опору в масляному шарі у вузлах тертя.

Ще більше погіршуються в'язкість і мастильні властивості через забруднення масла (наприклад, паливом). Допустимі навантаження у вузлах тертя зменшуються, посилюються окиснювальні процеси. Погіршення в'язкості

на 20...25 % в порівнянні з початковим значенням вважається граничним, і в такому випадку масло, що використовується в системі, замінюють [3, с. 227].

Витрата масла в газотурбінних агрегатах є в кілька разів меншою, ніж у будь-якій конструкції поршневого двигуна. Це пояснюється тим, що в ГТА менше підшипників, відсутні тертьові деталі і виключений безпосередній контакт між маслом і гарячими димовими газами. Завдяки останньому масло в процесі роботи не окиснюється і не забруднюється.

Питома витрата масла¹ G для різних типів теплових двигунів суднового призначення [3, с. 237]

	G , г/(кВт·год)
Об'єкт змащення:	
дизельний МОД	0,4...1,1
дизельний СОД	1,0...2,5
дизельний ВОД	3,0...5,0
паротурбінний агрегат	0,06
газотурбінний агрегат	0,14...0,16

Як видно з наведених цифр, за однакової потужності і часу роботи витрати на змащення в газотурбінному агрегаті є в 3...7 разів меншими, ніж у дизельному малооборотному двигуні, і в 20...30 разів меншими, ніж у високооборотному.

Також очевидно, що витрата масла в ГТА більша, ніж у паротурбінних агрегатах.

Менша концентрація шкідливих речовин у випускних газах

В основі робочого процесу переважної більшості сучасних теплових двигунів лежить спалювання вуглеводневого палива. Димові гази, що утворилися в результаті горіння, після здійснення роботи викидаються в атмосферу. До їх складу входить досить велика кількість речовин, шкідливих для організму людини і навколишнього природного світу. До таких можна віднести: оксид вуглецю CO , оксиди сірки SO_2 і SO_3 , незгорілі вуглеводні C_xH_y , оксиди азоту NO і NO_2 , сажисті і зольні частинки, альдегіди, формальдегіди, акролеїн, бенз- α -пірен та ін. [33, с. 7–8].

У порівнянні з іншими типами енергетичних установок, концентрація шкідливих речовин у випускних газах газотурбінних агрегатів є істотно меншою. Це пояснюється наступними чинниками.

По-перше, концентрація шкідливих речовин у димових газах залежить від виду використовуваного палива. Чим важчий сорт рідкого палива, тим більше цих речовин у газовипуску. З цієї точки зору найбільш екологічно чистим видом вуглеводневого палива є природний газ, найменш – тверді

¹Даний параметр ураховує втрати масла через витоки, вигорання і в процесі сепарації.

сортів палива (вугілля, торф тощо). Газотурбінні агрегати, які знаходяться в даний час в експлуатації, використовують або природний газ (стаціонарні установки), або гас і солярове масло (авіаційні ГТД), або легкі сорти дизельного палива (суднові ГТА). Усі ці палива належать до таких, що найменше забруднюють навколишнє середовище.

Слід зазначити, що більшість поршневих двигунів працюють також на легких сортах палива; паротурбінні установки, як правило, використовують важкі палива (флотські і котельні мазути тощо).

По-друге, робочий процес у камерах згоряння переважної більшості сучасних газотурбінних агрегатів є безперервним у часі: потік робочого тіла безперервно йде крізь жарові труби, в цей потік безперервно вводиться паливо і т. д. Поршневі двигуни відрізняються дискретністю процесів, які проходять у робочих циліндрах, що негативно позначається на їх екологічній чистоті.

По-третє, особливістю газотурбінних агрегатів є те, що крізь них прокачується повітря в кілька разів (2,5...4,0) більше, ніж цього потрібно для спалювання палива. У результаті випускні гази виявляються сильно розведеними і, отже, питомий вміст шкідливих речовин у них пропорційно скорочується. Для порівняння: коефіцієнт надлишку повітря в котлах лише трохи перевищує 1,0 (для головних судових котлів він становить 1,03...1,08 [14, с. 238]); аналогічний коефіцієнт для судових МОД – 1,8...2,2; для СОД – 1,6...2,0; для ВОД – 1,5...1,8 [14, с. 45].

Великий надлишок повітря (і, отже, кисню) в ГТА виявляється корисним ще з ряду причин:

1) Наслідком його є бездимність випуску. Як зазначено в [13, с. 51–52], у поршневих двигунах, які працюють з коефіцієнтами надлишку повітря, близькими до оптимальних, особливо в двигунах, що знаходяться вже тривалий час в експлуатації, важко уникнути бездимного, а іноді і їдкого вихлопу.

2) У газах, що викидаються в атмосферу, повністю відсутній отруйний оксид вуглецю, який міститься у вихлопних газах поршневих двигунів при роботі їх на збагаченій суміші (у зв'язку з цим, у роботі [45, с. 107] навіть рекомендується використовувати випускні гази автомобільного ГТА для обігріву кузова в зимовий час).

3) Ефективним є використання каталітичного доокиснення оксидів азоту у випускних газах, що абсолютно неможливо реалізувати в поршневих двигунах [61, с. 10].

Концентрація значних потужностей в одному агрегаті

Ця перевага багато в чому зумовлена малими масогабаритними характеристиками газотурбінних агрегатів. Багато дослідників відзначають, що потужність в одному ГТА може бути піднята практично до будь-якої необхідної для транспортних енергетичних установок величини при збереженні цілком прийнятних значень розмірів і маси [45, с. 106]. При цьому агрегат komponується у вигляді єдиного модуля, що істотно полегшує його транспортування і монтаж.

Потужність стаціонарних газотурбінних агрегатів простого циклу, які працюють на електростанціях, у даний час досягла 375 МВт; потужність ГТА, які використовуються для приводу різних механізмів (компресорів, насосів тощо), досягла 50 МВт; суднові газотурбінні агрегати мають потужність від 0,5 до 40 МВт [35, 36].

Як перевагу слід відзначити також притаманне газотурбінним агрегатам збільшення потужності при зниженні температури атмосферного повітря, що позитивно позначається на роботі енергетичної установки в холодну пору року.

Менший рівень вібрації (у порівнянні з поршневими двигунами)

Сучасні газотурбінні агрегати характеризуються постійним у часі режимом горіння, в них відсутні зворотно-поступальні рухомі маси, що забезпечує спокійну роботу ГТА на будь-яких режимах.

Ротор турбокомпресора ГТА може бути дуже точно відбалансований як статично, так і динамічно за допомогою сучасних методів балансування. У поршневих двигунах зміни крутного моменту, зумовлені змінними навантаженнями і впливом сил інерції, приводять до появи крутильних коливань, які стають особливо значними при певних резонансних числах обертів. Як зазначається в роботі [13, с. 47–48], за винятком деяких 8-, 12- і 16-циліндрових двигунів, неможливо забезпечити плавну роботу поршневого двигуна у всьому діапазоні швидкостей.

2.2. Недоліки енергетичних установок з ГТА простого термодинамічного циклу

Невисока економічність, особливо на часткових режимах роботи

Головним недоліком газотурбінних агрегатів простого циклу є менший, порівняно з іншими типами енергоустановок, коефіцієнт корисної дії (ККД) або, іншими словами, більша питома витрата палива. Так, наприклад, ефективний ККД сучасних газотурбінних агрегатів потужністю від 3 МВт і вище становить 28...42 % [36, с. 13–25], дизельних ЕУ з МОД і СОД – 46...54 % [6, с. 23]¹, паротурбінних енергоблоків – 30...43 % [3, с. 16; 28]².

Невисока економічність ГТА простого циклу обумовлена недосконалістю самого термодинамічного циклу перетворення енергії в даному агрегаті (цикл Брайтона), внаслідок чого димові гази залишають ГТА хоч і при майже атмосферному тиску, але з досить високою температурою – 650...900 К [35, 36] (для прикладу: температура вихлопних газів сучасних суднових дизельних МОД – 530...650 К [3, с. 38; 25, с. 389]).

¹Менші значення – для СОД, більші – для МОД.

²Менші значення – для суднових паротурбінних установок, більші – для стаціонарних.

Крім того, в сучасних ГТА максимальний тиск робочого тіла становить 0,7...3,5 МПа (див. розд. 1), що значно менше, ніж у циклах поршневих двигунів (у дизельних МОД і СОД він досяг 14...18 МПа [6, с. 23]). Наслідком цього є і менший термічний ККД газотурбінних агрегатів.

У ГТА процеси підвищення тиску повітря, його подальшого нагрівання та отримання механічної енергії відбуваються у трьох різних частинах (компресорі, камері згоряння і турбіні), в кожній з деякими втратами. У поршневих двигунах ці процеси проходять в одному місці (в робочих циліндрах), тому сумарні втрати цих процесів виявляються суттєво меншими.

Ускладнення термодинамічного циклу газотурбінного агрегату, зокрема застосування теплоутилізаційного контуру, дозволяє підвищити його економічність (до 50...60 %), але одночасно з цим збільшує його вартість, розміри, масу, погіршує маневрені якості, ускладнює експлуатацію, тобто значною мірою нівелює ті позитивні якості ГТА, які були розглянуті раніше.

Серйозним недоліком газотурбінних агрегатів простого циклу є більш низький, ніж в інших типів теплових двигунів, ККД при експлуатації на режимах неповної потужності (при часткових навантаженнях). Будь-який двигун проектується (розраховується) на один режим роботи. На даному режимі, що називається **номінальним**, двигун генерує 100 % запланованої потужності. Всі інші режими роботи для нього є **нерозрахунковими**. Проте в процесі експлуатації енергетичні установки часто змушені працювати на режимах неповної потужності, тобто генерувати потужність менше ніж 100 %. Експлуатація на нерозрахункових режимах для всіх типів теплових двигунів супроводжується погіршенням ККД, у порівнянні з номінальним (розрахунковим) режимом. Неприємною особливістю ГТА простого циклу є те, що погіршення ККД для них проявляється найбільш інтенсивно.

Залежність ефективного ККД газотурбінних двигунів виробництва ДП НВКГ "Зоря" – "Машпроект" від навантаження показана на рис. 2.2. Очевидно, що для ГТА з вільною силовою турбіною (графіки 2, 3, 4 і 5) ККД на режимі 20%-ої потужності в 1,5...2,0 рази гірший, ніж ККД на номінальному режимі. Для одновального UGT 2500 зниження ще більше – в 2,8 разу.

На рис. 2.3 зображена залежність приведеної питомої витрати палива від навантаження, складена для трьох типів двигунів – дизельного, карбюраторного і газотурбінного, які

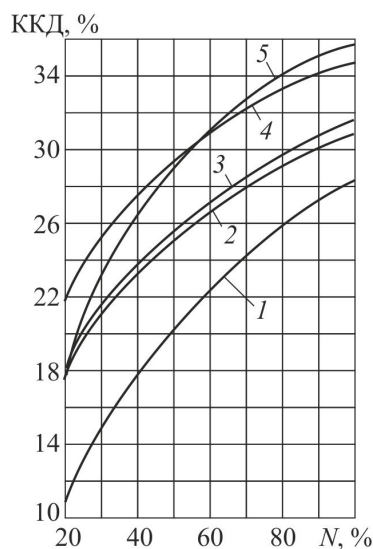


Рис. 2.2. Залежність ефективного ККД суднових ГТД від навантаження [3, с. 88]:

1 – UGT 2500; 2 – UGT 3000;
3 – UGT 6000; 4 – UGT 15000;
5 – UGT 25000

мають однакову номінальну потужність 375 кВт (500 к. с.). Ця потужність характерна, наприклад, для приводу великого вантажного автомобіля. Температура газів перед турбіною ГТА взята 1350 К, міра підвищення тиску – 12. Параметри поршневих двигунів взято типовими для даної потужності [61, с. 9–50].

Основною причиною зниження ефективного ККД газотурбінних агрегатів на часткових режимах є те, що зменшення потужності забезпечується скороченням кількості палива, яке подається в камеру згоряння, внаслідок чого знижується температура робочого тіла перед турбіною і зменшується термічний ККД циклу. Витрата робочого тіла через ГТА (від неї прямо пропорційно залежить генерована потужність) при зменшенні навантаження (тобто при зменшенні числа обертів ротора) звичайно також знижується, однак меншою мірою, ніж температура газів перед турбіною.

Крім того, на частковому режимі роботи погіршуються значення ККД компресора і турбіни, що є наслідком порушення обтікання профілів лопаткових апаратів даних вузлів¹.

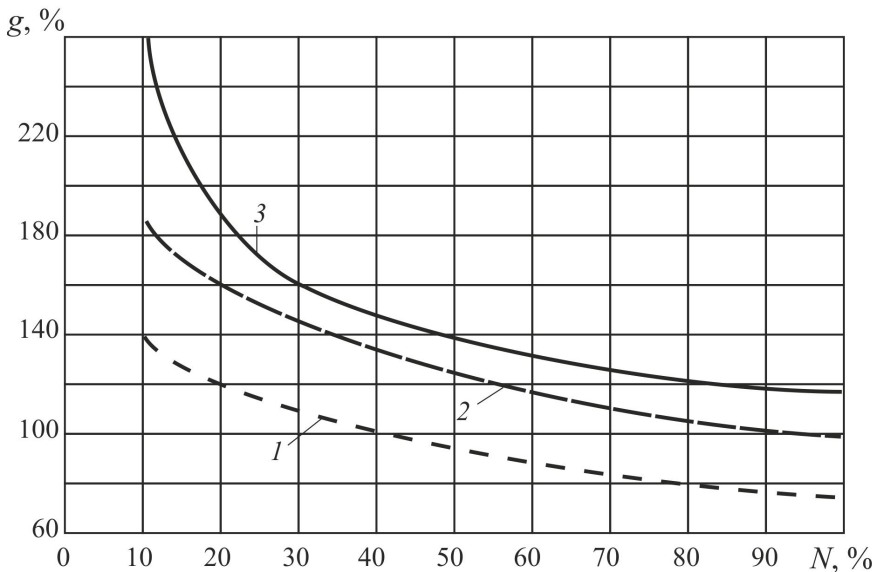


Рис. 2.3. Залежність відносної питомої витрати палива від навантаження, складена для двигунів з номінальною потужністю 375 кВт (500 к. с.):

1 – дизельний поршневий двигун; 2 – карбюраторний поршневий двигун;
3 – ГТД простого циклу

¹Слід пам'ятати, що профілі лопаток компресорів і турбін також підбираються під один розрахунковий режим роботи. Відхилення від цього режиму спотворює трикутники швидкостей та обумовлює появу втрат через відрив пограничного шару [37, с. 92–96].

Для газотурбінних агрегатів, які тривалий час працюють на номінальному або близьких до нього режимах (наприклад, здійснюють приведення генератора струму), розглянутий недолік не є особливо актуальним. Однак для випадків, коли ГТА повинен функціонувати в широкому діапазоні навантажень, як, наприклад, на транспорті, ця особливість здатна серйозно вплинути на вибір замовника.

Згідно з [13, с. 57], підвищенню ККД газотурбінних агрегатів на часткових режимах сприяє застосування в їх складі додаткових теплообмінників, регульованих соплових апаратів турбін, схем з вільною силовою турбіною, впровадження нових високоякісних термостійких матеріалів, систем охолодження і т. д.

Складність конструкції

Конструктивною особливістю газотурбінних агрегатів є **висока швидкість обертання ротора**. Цей параметр набагато перевищує швидкість обертання колінчастого вала карбюраторних і дизельних двигунів. Робочі числа обертів ГТА лежать у діапазоні від 3000 об/хв для потужних стаціонарних енергетичних установок до 60000 об/хв для найменших одновальних двигунів.

Високі оберти зумовлюють:

підвищені вимоги до конструювання елементів ротора (робочих лопаток, дисків, валів і т. п.), на які при роботі діють значні відцентрові сили, що спричиняють появу напружень розтягу, а в деяких випадках і кручення;

необхідність детальної розробки опор газотурбінного агрегату¹. Особливою складністю відрізняються системи змащення та ущільнення. Спеціальний комплекс заходів повинен бути передбачений, якщо ротор експлуатується при обертах, що перевищують критичні (т. зв. *гнучкий ротор*);

необхідність ретельного балансування ротора, а також застосування в деяких випадках редукторів з великими передавальними відношеннями.

Газотурбінні агрегати характеризуються **високою температурою робочого тіла**, яке рухається через камеру згоряння і турбіну. На вході в останню вона становить 1200...1770 К, на виході – 650...900 К (див. розд. 1). Безпосередньо в зоні горіння камери згоряння температура сягає 2000...2200 К [34, с. 44].

Крім труднощів, пов'язаних із забезпеченням надійної роботи елементів камери згоряння, висока температура робочого тіла негативно позначається на міцнісному стані деталей, які працюють під навантаженням². У першу чергу це стосується робочих лопаток перших ступенів турбіни (температура для них

¹При проектуванні необхідно пам'ятати, що довговічність (у годинах) підшипників кочення, які широко використовуються в авіаційних і суднових ГТА, обернено пропорційна робочій частоті обертання [29, с. 139].

²Границі міцності матеріалів із зростанням температури зменшуються, пластичність збільшується. При дуже високих температурах погіршення міцнісних властивостей відбувається з часом навіть без зміни температури (т. зв. *тривала міцність*).

найбільша, частота обертання ротора і, отже, відцентрові навантаження, як правило, також найбільші). Особливим завданням газотурбобудування у зв'язку з цим є створення нових жароміцних матеріалів і розробка більш ефективних систем охолодження елементів камери згоряння і турбіни.

Газотурбінні агрегати, як це вже зазначалося, характеризуються тим, що через них прокачується повітря в кілька разів більше, ніж цього потрібно для спалювання палива. Даний параметр істотно перевищує аналогічні показники інших типів енергетичних установок. Наслідком цього є **підвищена складність конструкції повітропідвідних і газовипускних пристроїв**.

Газовипуск ГТА значно ускладнюється також високою температурою потоку газів, яка набагато вища, ніж у поршневих двигунів і паротурбінних установок. Висока температура, у свою чергу, обумовлює ще більше зростання об'єму, зайнятого випускними газами.

Необхідно відзначити, що складність конструкції повітропідвідних пристроїв пояснюється також підвищеною чутливістю елементів проточної частини ГТА до якості повітря, яке проходить через них (особливо це стосується лопаткового апарата осьового компресора). Тому дуже часто повітропідвідні пристрої комплектуються додатковими елементами, які здійснюють очищення вхідного повітря від вологи і пилу¹.

Слід зауважити, що ЕУ з газотурбінними агрегатами в порівнянні з іншими типами енергоустановок мають і деякі полегшення в конструкції. Так, наприклад, у роботі [45, с. 106] зазначається, що число робочих елементів двовального ГТА в 4...6 разів менше, ніж у шестициліндрового карбюраторного двигуна (мабуть, пропорційно числу циліндрів). Режим горіння в ГТА незмінний, тиск невисокий; відсутні складний кривошипно-шатунний механізм і клапанна система, як у поршневих двигунів; немає необхідності в такій кількості різномірних елементів та обслуговуючих систем, як у паротурбінній установці.

Менший термін роботи

Одним з основних недоліків газотурбінних агрегатів багато дослідників називають меншу довговічність, що безумовно є результатом більшої конструктивної складності. Високі частоти обертання і, отже, великі відцентрові навантаження в сукупності з високою температурою призводять до прискореного руйнування лопаткового апарата турбін, опор з підшипниками кочення, елементів камери згоряння і паливної апаратури тощо.

¹Так, наприклад, комплексний повітроочисний пристрій компанії "Donaldson", яким оснащений енергетичний газотурбінний агрегат ГТЕ-25НГ80 виробництва ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект", має у своєму складі три ступені очищення повітря: 1) вологовідділювач та антиобморожувач; 2) фільтри попереднього очищення; 3) фільтри тонкого очищення [39, с. 6].

Слід зазначити, що безперервне вдосконалення газотурбінних агрегатів привело за останні десятиліття до значного зростання цього показника. Якщо перші авіаційні ГТД (німецького та англійського виробництва часів Другої світової війни) мали ресурс до капітального ремонту всього 20...50 год, то тепер він для даної галузі застосування становить вже кілька тисяч годин. При цьому параметри робочого тіла (тиск, температура), а отже, і діючі навантаження також різко зросли.

Сучасні газотурбінні агрегати суднового призначення мають ресурс до капітального ремонту 5000...20000 год¹.

Так, наприклад, широко використовувані на кораблях військово-морського флоту (ВМФ) США двигуни LM2500 мають значення цього параметра 8000 год [3, с. 83]; новий двигун ЕТФ40В² – 2000 год [36, с. 336]; основні корабельні ГТА ВМФ Великобританії "Spey SM1A" і "Spey SM1C" – 7500 і 5000 год [36, с. 130]; проектний ресурс гарячої частини корабельного двигуна МТ30 становить 12000 год [36, с. 135].

Для порівняння: суднові дизельні СОД мають ресурс до капітального ремонту 45...60 тис. год [41, с. 311]; при роботі на високов'язкому паливі він знижується до 35...40 тис. год [3, с. 18]. До 70...90 тис. год доходить ресурс малооборотних двигунів [41, с. 311]. Розрахункова тривалість роботи під навантаженням найбільш вразливої частини парових турбін – робочих лопаток – 100 тис. год.

Термін роботи стаціонарних газотурбінних агрегатів значно вищий. Період між профілактичними ремонтами для них становить 20...50 тис. год. Наприклад, відоме швейцарське газотурбобудівне підприємство, яке належить у цей час концерну "Alstom S.A." (Франція), в ході експлуатації своїх ГТА проводить ряд інспекцій. Найбільш складною є інспекція категорії "С", яка полягає у розкритті корпусу агрегату і виконанні профілактичного ремонту та усунення несправностей, проводиться через кожні 24 тис. год роботи [36, с. 168]. Американська "General Electric Co." інспекцію гарячої частини своїх промислових двигунів проводить через 25 тис. год роботи, головну інспекцію – через 50 тис. год.

Високі вимоги до якості палива

У газотурбінному агрегаті теоретично можна використовувати будь-який вид палива – тверде, рідке, газоподібне [34, с. 142]. Однак, якщо природний газ і легкі сорти дизельного палива спалюються в ГТА без особливих труднощів, то вже в'язкі палива (моторне і мазути) потребують спеціальної підготовки та обмежень за такими вхідними до них елементами, як сірка і сірчисті

¹**Капітальний ремонт** – це ремонт, який виконується для відновлення справності та повного або близького до повного ресурсу обладнання із заміною чи відновленням будь-яких його частин, включаючи базові [8].

²Призначений головним чином для десантних кораблів на повітряній подушці.

сполуки, ванадій, кальцій, натрій, кремній, свинець. Сірка і ванадій в паливі та їх сполуки сприяють утворенню відкладень у проточній частині турбіни, які, у свою чергу, можуть спричинити сірчисту і ванадієву корозію деталей проточної частини.

Від якості використовуваного палива істотно залежить робота основних елементів ГТА: паливної системи, камери згоряння, проточної частини турбіни, а також їх ресурс і надійність. Якість палива також впливає на маневреність газотурбінної установки, зручність і простоту її обслуговування.

Природний газ слід вважати ідеальним паливом для газотурбінних агрегатів¹, оскільки він не містить шкідливих домішок і при згорянні не забруднює проточну частину ГТА. Він же з цієї точки зору є і найбільш екологічно чистим видом палива.

Використання в газотурбінних агрегатах рідких сортів палива багато в чому залежить від їх фізико-хімічних властивостей. **З погіршенням сорту рідкого палива:**

- збільшується вміст у ньому вуглецю, ароматичних і ненасичених вуглеводнів, сірки, смолистих речовин, механічних домішок;

- підвищуються в'язкість, густина, люмінометричне число, поверхневий натяг, схильність до осадкоутворення;

- збільшується вміст асфальтенів, карбенів, карбоїдів, сірчаних, азотистих і кислотомісних сполук;

- погіршується фракційний склад [34, с. 146]².

З точки зору процесу горіння з погіршенням сорту рідкого палива:

- збільшується час випаровування краплі палива;

- зменшується дисперсність розпилу;

- збільшується яскравість полум'я;

- зростає довжина факела;

- збільшується утворення смолистих речовин, сажі та коксованого залишку;

- збільшується термічний розклад палива у внутрішніх порожнинах форсунок;

- збільшується кількість відкладень від взаємодії палива та присадок.

Збільшення часу випаровування краплі палива разом із зменшенням дисперсності розпилу, утворення сажі та коксованого залишку спричиняють нагароутворення на торці форсунок, на стінках жарових труб і зменшують ККД камери згоряння; подовження факела також знижує її ККД; збільшення яскравості полум'я є причиною пошкоджень соплового апарата турбіни, жолоблення, прогарів і тріщин жарових труб. Смолисті речовини і термічне розкладання палива приводять до внутрішнього коксування

¹ Як і для всіх інших теплових двигунів.

² Проте необхідно пам'ятати, що чим важчий сорт рідкого палива, тим менша його вартість.

форсунок. Відкладення, як результат хімічної взаємодії присадок з паливом, забруднюють дозуючі канали та фільтри форсунок.

Різного виду забруднення каналів стають причиною нерівномірної витрати палива по форсунках, деформації паливного конуса і тангенціальної нерівномірності температур стінок жарових труб. Усе це, у свою чергу, веде до подальшого зростання пошкоджень соплових лопаток, нагароутворення на стінках жарових труб і може спричинити прогари вузлів камери згоряння [34, с. 147].

Наслідком викладеного вище є те, що використання в ГТА рідких палив підвищеної в'язкості неможливе без включення до складу енергетичної установки досить складної, громіздкої і дорогої системи підготовки палива, яка не забезпечує ідеального результату.

Порівняно з газотурбінними агрегатами, дизельні двигуни та особливо паротурбінні установки менш вимогливі до якості палива. Використання високов'язких палив (моторних і мазутів) для них є традиційним технічним рішенням.

Контрольні питання і завдання

1. Назвіть основні переваги енергетичних установок з газотурбінними агрегатами.
 2. Порівняйте різні типи енергетичних установок за масою і габаритами.
 3. Порівняйте різні типи енергетичних установок за маневреністю.
 4. Чим пояснюється незначна величина витрат на монтаж та обслуговування газотурбінних агрегатів?
 5. Чим пояснюється менший вміст шкідливих речовин у випускних газах газотурбінних установок?
 6. Назвіть основні недоліки енергетичних установок з газотурбінними агрегатами.
 7. Чим пояснюється гірша економічність газотурбінних агрегатів простого циклу в порівнянні з іншими типами теплових двигунів?
 8. Що обумовлює складність конструкції газотурбінних агрегатів?
-

3. ГАЛУЗІ ЗАСТОСУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ АГРЕГАТІВ

Переваги і недоліки газотурбінних агрегатів зумовили особливості їх застосування в таких галузях, як енергетика, промисловість і транспорт.

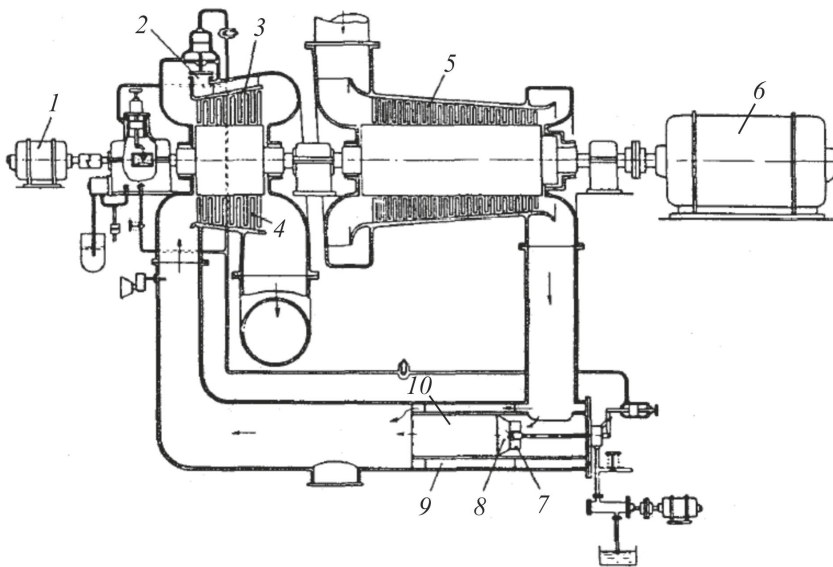
3.1. Енергетика (приведення генераторів електричного струму)

Перший газотурбінний агрегат для виробництва електричної енергії був уведений в експлуатацію в м. Невшатель (Швейцарія) компанією "Brown, Boveri & Cie" у 1939 р. Це був резервний агрегат потужністю 4000 кВт, виконаний за простим циклом (рис. 3.1). Початкові параметри газу перед турбіною становили: тиск 400 кПа, температура 823 К, частота обертання ротора 3000 об/хв. Визначений у ході випробувань ефективний ККД склав 17,4 %.

У даний час газотурбінна техніка займає важливе місце на ринку генерації електроенергії, маючи щорічні замовлення поставок на сумарну потужність до 30000 МВт [61, с. 10].

Цей успіх багато в чому пояснюється наявністю у світі великих запасів природного газу, який, по-перше, є відносно дешевим видом палива, а по-друге, маючи підвищений вміст водню, забезпечує менший викид вуглекислого газу в атмосферу в порівнянні з рідкими і твердими сортами палива. Іншим чинником, який сприяє зростанню популярності ГТА в енергетиці, став високий (до 60 %) ККД створюваних на їхній основі парогазових установок (ПГУ). Ще однією перевагою є широкий діапазон потужностей газотурбінних агрегатів, що випускаються: до 375 МВт для ГТА простого циклу і до 570 МВт для парогазових установок.

Необхідно відзначити, що в даний час близько 27 % (у вартісному вираженні) всіх виготовлюваних у світі газотурбінних двигунів призначені для приводу генераторів електричного струму [16, с. 23].



а



б

Рис. 3.1. Схема ГТА 1939 р. (а) і його сучасне розташування у виставковому павільйоні (б):

1 – пусковий двигун; 2 – запобіжний клапан; 3 – турбіна; 4 – лопатки турбіни; 5 – осьовий компресор; 6 – електрогенератор; 7 – палинковий пристрій; 8 – паливна форсунка; 9 – кожух охолоджуючого повітря; 10 – камера згоряння

У табл. 3.1 розглянуто основні галузі енергетичного застосування газотурбінних агрегатів [9, 61]. Для порівняння: потужність енергетичних паротурбінних установок, що працюють на вугіллі, становить 200...800 МВт, на ядерному паливі – 800...2000 МВт; їх ефективність – 34...40 і 29...34 % відповідно [61, с. 12].

Таблиця 3.1. Галузі енергетичного застосування газотурбінних агрегатів

Вид енергетичної установки	Приклади застосування	Потужність, МВт	ККД ЕУ ¹ , %	Середнє напрацювання на рік, год
Резервні ЕУ з мікротурбінами	Склади, невеликі офісні блоки, ресторани	0,04...0,25	< 15	0...500
Резервні ЕУ з ГТА простого циклу	Офісні блоки, лікарні	0,25...1,5	15...20	0...500
Малогабаритні когенераційні ЕУ з ГТА	Лікарні, невеликі фабрики	0,5...10,0	78...85	Понад 6000...8700
Великі когенераційні ЕУ з ГТА	Забезпечення електроенергією і теплом міст з населенням до 25000 чол., великі заводи, експорт електроенергії	10...60	78...85	Понад 6000...8700
Пікові ЕУ з ГТА простого циклу	Подача електроенергії в мережу	20...60	25...33	Понад 500...2000
Напівпікові ЕУ з ГТА простого циклу		30...60	34...41	Понад 2000...6000
Базові ПГУ		50...450	51...59	Понад 6000...8700

¹Для когенераційних установок цей параметр урахує також корисне використання теплової енергії.

Резервні енергетичні установки знаходять застосування для аварійного енергопостачання, коли відбувається відключення основного живлення, що для даних об'єктів є неприпустимим (наприклад, для лікарень або адміністративних будівель у сейсмічно небезпечних регіонах). Генерована електроенергія в даному випадку споживається локально, і агрегати не підключаються до загальної енергомережі. Як правило, ці ЕУ працюють на дизельному паливі. При виборі приводу резервної енергоустановки беруть до уваги такі положення (у порядку важливості):

- низьку вартість;
- невеликі розміри і масу;
- швидкий пуск і набір потужності.

При цьому ККД та екологічна чистота привідного агрегату мають другорядне значення.

У цій галузі найбільш популярним приводом є дизельний двигун, багато в чому завдяки великій різноманітності серійних автомобільних та суднових моделей і, отже, невисокій вартості. Зазначимо, що ГТА має перевагу там, де на першому місці стоять масогабаритні характеристики (наприклад, якщо резервна ЕУ розташована на даху будівлі).

Газотурбінні агрегати для цієї галузі виконують, як правило, простого циклу, одновальними, щоб мінімізувати їх вартість. З цієї ж метою, а також тому, що осьові компресори на малі витрати мають невисокі ККД, у складі ГТА часто використовують відцентрові компресори з мірою підвищення тиску 5...10. Робочі лопатки турбіни (іноді й сопловий апарат) через невисоку початкову температуру газів у більшості випадків виконують неохолоджуваними.

Прикладом такого агрегату може бути енергетичний ГТА з двигуном "Saturn 20" потужністю 1210 кВт компанії "Solar Turbines Inc." (США) (рис. 3.2).

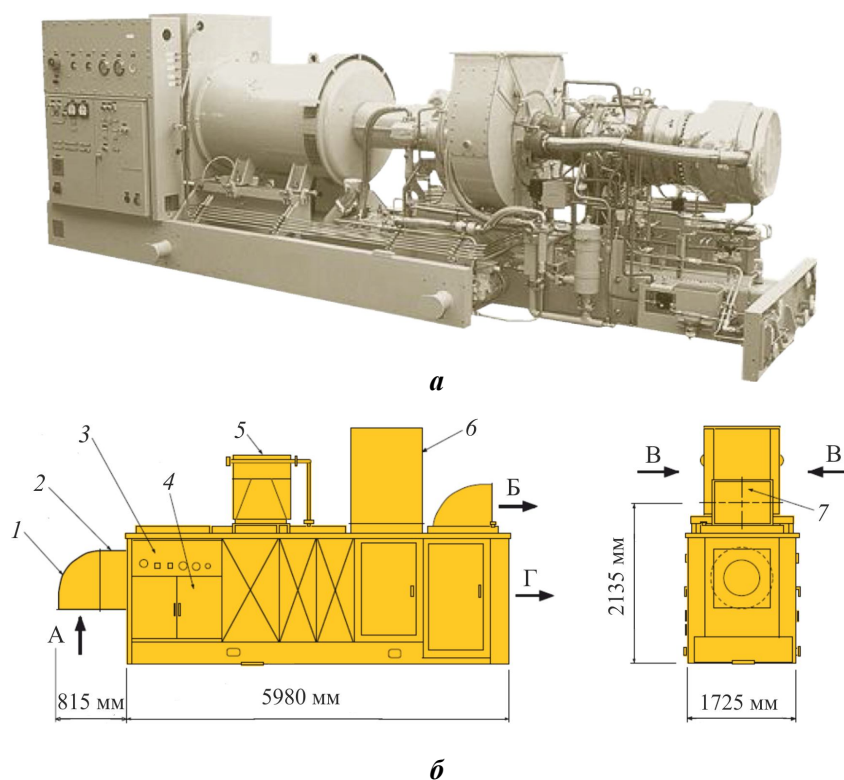


Рис. 3.2. Енергетичний ГТА з двигуном "Saturn 20" (а)
і типова конфігурація його пекіджу (укриття) (б):

1 – впускний пристрій вентиляційного повітря; 2 – вентилятор; 3 – панель допоміжних пристроїв; 4 – панель керування; 5 – охолоджувач масла; 6 – впускний пристрій робочого повітря ГТД; 7 – випускний пристрій вентиляційного повітря; А – вхід вентиляційного повітря; Б – вихід вентиляційного повітря; В – вхід робочого повітря ГТД; Г – вихід відпрацьованих газів

У малогабаритних когенераційних енергетичних установках дармове тепло випускних газів корисно використовується для виробничих процесів. Гарячі гази можуть направлятися безпосередньо на сушіння чогонебудь або, проходячи через котел-утилізатор, віддавати своє тепло на підігрів води або генерацію пари, що потім уже корисно використовується.

Більшість таких ЕУ працюють на природному газі. Генерована електроенергія часто використовується тільки локально без будь-якої віддачі в зовнішню мережу. Ключові критерії вибору типу приводу (у порядку важливості):

ККД (як самого двигуна, так і всієї ЕУ на його основі);

співвідношення тепла та електроенергії, які генеруються установкою, оскільки електроенергія є більш цінним компонентом, ніж тепло;

температурний рівень теплової енергії, оскільки багато процесів потребують високої температури.

Низька вартість установки, швидкі пуск і набір потужності, малі маса і розміри мають у даному випадку другорядне значення.

Неважко помітити, що газотурбінні агрегати задовольняють більшість зазначених критеріїв, що робить їх лідером у даній галузі. Стійке положення на ринку зберігають також дизельні двигуни, які застосовуються головним чином там, де є допустимим низький температурний рівень теплової енергії або потрібні високі значення ККД приводу.

Для даного застосування ГТА виконуються, як правило, одновальними. В агрегатах з потужністю менше 3 МВт використовується виключно відцентровий компресор, який забезпечує підвищення тиску в 8...15 разів.

Приклади газотурбінних агрегатів даного призначення наведені на рис. 3.3–3.5.

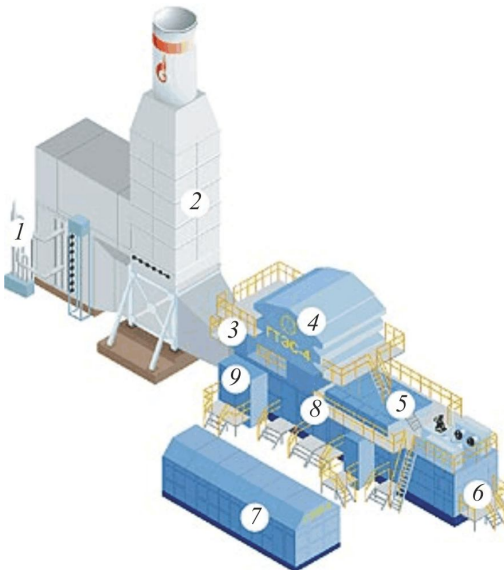


Рис. 3.3. Компонування електростанції ГТЭС-4 (ГТЭС-4000) компанії ОАО "НПО "Искра" з двигуном ГТУ-4П потужністю 4 МВт розробки ОАО "Авиадвигатель":

1 – утилізаційний теплообмінник (поставляється за вимогою); 2 – газопускний тракт; 3 – система охолодження ГТД; 4 – повітроочисний пристрій; 5 – система охолодження генератора; 6 – маслобак; 7 – блок керування; 8 – двигун; 9 – блок газових фільтрів



Рис. 3.4. Зовнішній вигляд електростанції ГТЭС-4000



Рис. 3.5. Когенераційна установка з двигуном "Centaur 40" потужністю 3,5 МВт компанії "Solar Turbines Inc." на території фармацевтичного заводу в м. Ірвін (Каліфорнія, США)

У великих когенераційних енергетичних установках тепло випускних газів використовується для отримання пари, яка потім направляється на виробничі потреби (целюлозно-паперові комбінати тощо) або для обігріву житлових районів. Генерована електроенергія може як локально споживатися, так і подаватися в загальну енергосистему. Критерії вибору приводу такі ж, як і для малих когенераційних ЕУ, однак значно більше уваги приділяється екологічній чистоті.

У даній галузі використовуються виключно газотурбінні агрегати. Дизельні двигуни такої потужності мають величезні розміри і масу, а також не здатні забезпечити необхідний рівень температури одержуваної пари.

У складі даних енергетичних установок часто застосовуються ГТА, які серійно випускаються для інших галузей – механічного приводу та суднові. Повсюдно використовуються також конвертовані авіаційні двигуни. Саме цим пояснюється те, що більшість газотурбінних агрегатів мають у своєму складі вільну силову турбіну.

Компресор у ГТА застосовують виключно осьовий; міра підвищення тиску знаходиться в інтервалі від 15 до 25. У турбіні використовується розвинена система охолодження. Охолоджується як мінімум перший ряд соплових і робочих лопаток.

Енергетичні установки, що забезпечують подачу електроенергії в загальну енергосистему, поділяються на три категорії: пікові, напівпікові і базові.

Пікові ЕУ призначені для задоволення пікових потреб системи в електроенергії (наприклад, у вечірній час); річний коефіцієнт використання становить, як правило, менше 10 %.

Напівпікові ЕУ характеризуються коефіцієнтом використання 30...50 %. Вони покривають сезонне зростання потреб обслуговуваних об'єктів в електроенергії (наприклад, зимової пори).

Базові ЕУ призначені для тривалого і стабільного виробництва електричної енергії; річний коефіцієнт використання становить майже 100 %.

При виборі типу приводу даних установок керуються положеннями, серед яких найбільш важливими є такі:

- високі ККД і надійність;

- мінімальна величина капітальних витрат (вартість ЕУ, будівель і т. п.);

- мінімальні терміни введення в дію;

- мінімальна вартість одержуваної електроенергії.

У всіх випадках розміри і маса мають другорядне значення.

Деякі специфічні особливості:

- для базових ЕУ час пуску і набору потужності не має значення;

- для пікових ЕУ вартість має вирішальне значення, час набору потужності дуже важливий, ККД не такий істотний;

- для напівпікових ЕУ характерний певний компроміс між специфічними рисами базових і пікових установок.

Газотурбінні агрегати для пікових і напівпікових ЕУ виконуються, як правило, простого циклу; працюють вони як на дизельному паливі, так і на

природному газі. Використовуються агрегати і конвертовані авіаційні, і промислові; одновальні і з вільною силовою турбіною. Міра підвищення тиску – від 15 до 25.

Для базового навантаження газотурбінні агрегати з метою досягнення максимального ККД використовуються у складі комбінованих парогазових установок. У цій галузі енергетики вони в останні десятиліття успішно конкурують з паротурбінними установками на органічному та ядерному пальному. Особливо інтенсивно ПГУ стали розвиватися після аварії 1986 р. на Чорнобильській атомній станції в Україні. У даний час вони вважаються найбільш ефективним та екологічно чистим джерелом електричної енергії.

На рис. 3.6–3.8 показано компонування енергетичних газотурбінних агрегатів різних фірм-виробників.

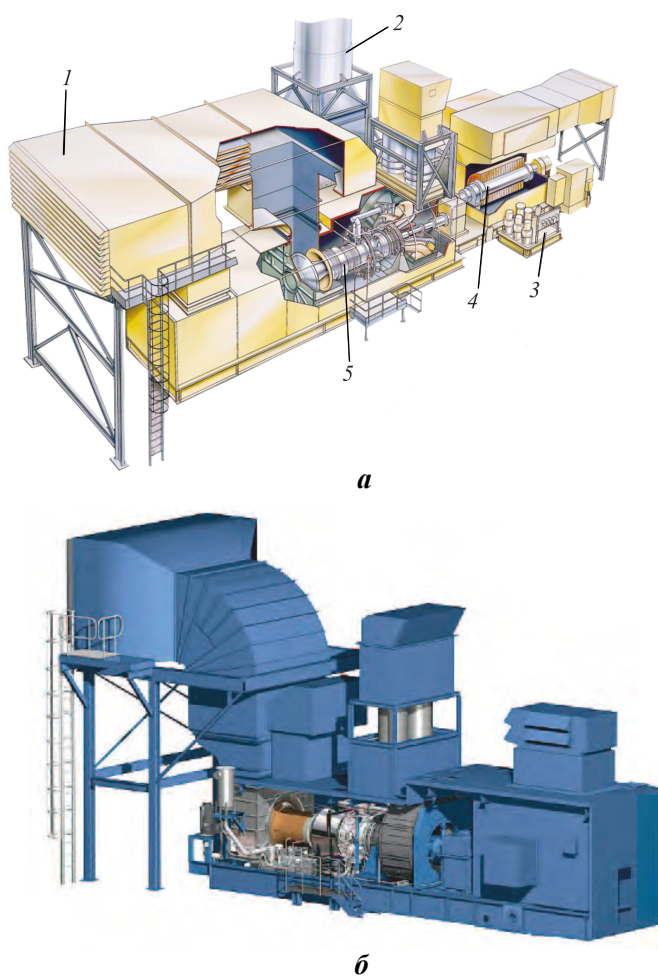


Рис. 3.6. Компонування (а) і зовнішній вигляд (б) електростанції з двигуном RB211 потужністю 30 МВт компанії "Rolls-Royce plc":

1 – повітроприймальний пристрій; 2 – газовипускний пристрій;
3 – блок допоміжних механізмів; 4 – блок генератора; 5 – блок ГТД



Рис. 3.7. Електростанція з двигуном "Trent 60 DLE" потужністю 52 МВт компанії "Rolls-Royce plc"

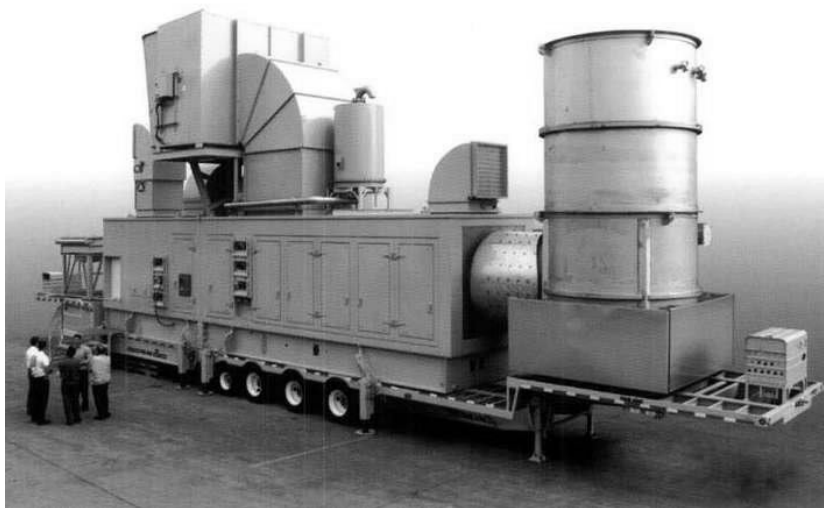


Рис. 3.8. Мобільна електростанція "MobilePac 25" потужністю 25 МВт компанії "Pratt & Whitney Corp."

Більш детально зупинимося на **комплектації енергетичних ГТА компанії "Siemens AG"**.

У даний час "Siemens AG" для генерації електричного струму частотою 50 і 60 Гц поставляє газотурбінні агрегати та установки в трьох основних комплектаціях: "Econopac", "Power Island" і "Complete power plant". Основу даних агрегатів складають двигуни власного виробництва потужністю від 68 до 375 МВт.

Газотурбінні агрегати комплектації "Econopac" ("Economical Package") включають у себе такі основні елементи (рис. 3.9):

газотурбінний двигун (транспортується в повністю зібраному стані);

електрогенератор і збудник струму (генератор і безщітковий збудник струму обладнані спільною системою змащення і поставляються разом з необхідним допоміжним обладнанням єдиним блоком; у переважній більшості випадків використовуються генератори з повітряним охолодженням і тільки для ГТД V94.3A поставляють генератор з водневим охолодженням);

блок електричної та контрольної апаратури, необхідний для поточного контролю та моніторингу двигуна і генератора (включає в себе, як правило, мікропроцесорну розподільну систему керування типу "ТХРТМ", центри керування двигуном, релейну панель захисту генератора, регулятор напруги, протипожежну контрольну систему і пристрій зарядки акумуляторних батарей);

блок запуску (пусковий електродвигун поставляється окремим блоком);

повітроприймальну систему (забезпечена шумоглушниковими пристроями; в стандартну комплектацію входить також двоступінчастий фільтр очищення повітря);

систему газовипуску (забезпечена системою шумоглушення; для розширення комплектації передбачена можливість додаткового розміщення в газозоді утилізаційного парогенератора);

механічний блок (містить спільну для двигуна і генератора систему змащення, систему вентиляції зовнішнього корпусу ГТД, контрольні елементи даних систем);

блок паливних агрегатів (головні компоненти паливної системи розташовані всередині кожуха двигуна; передбачено наявність контрольних елементів для місцевого моніторингу системи);

блок охолоджувальних пристроїв (повітряний маслоохолоджувач розміщений на поверхні механічного блока; повітряний охолоджувач повітря турбінної частини ГТД розташований поруч з газовипускною шахтою; передбачена можливість розміщення додаткових охолоджувальних пристроїв для установок комбінованого циклу);

блок трубопровідних пристроїв (призначений для скорочення часу монтажних робіт; складається з окремих частин трубопроводів та арматури, необхідних для з'єднання в єдине ціле окремих модулів газотурбінного агрегату).

Комплектації "Power Island" і "Complete power plant" застосовуються для поставок парогазових установок (рис. 3.10).

Стандартна **комплектація парогазової установки типу "Power Island"** включає в себе такі основні елементи: газотурбінний двигун, повітроприймальний пристрій, систему пожежної безпеки ГТД, газовипускний пристрій, котел-утилізатор, основні насоси, регулюючу апаратуру, парову турбіну, конденсатор, генератори струму, систему запуску.

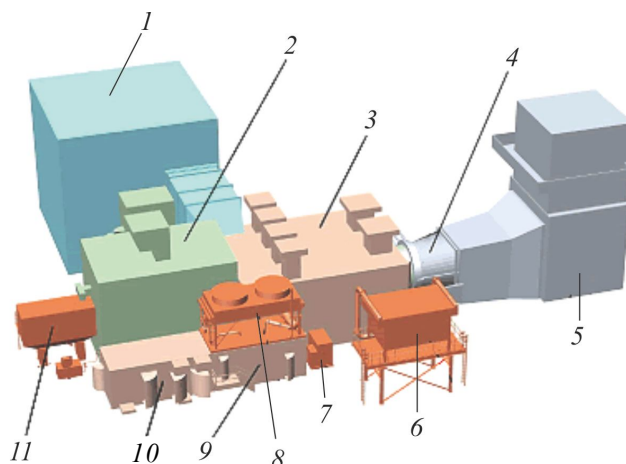


Рис. 3.9. Компонування типу "Есопорас" для енергетичних ГТА потужністю від 68 до 375 МВт компанії "Siemens AG":

1 – повітроприймальна система; 2 – генератор і збудник; 3 – ГТД з кожухом; 4 – дифузор системи газовипуску; 5 – система газовипуску; 6 – блок охолодження охолоджуючого повітря турбіни; 7 – блок контролю системи змащування; 8 – блок охолодження масла; 9 – механічний блок; 10 – блок електричної та контрольної апаратури; 11 – блок запуску

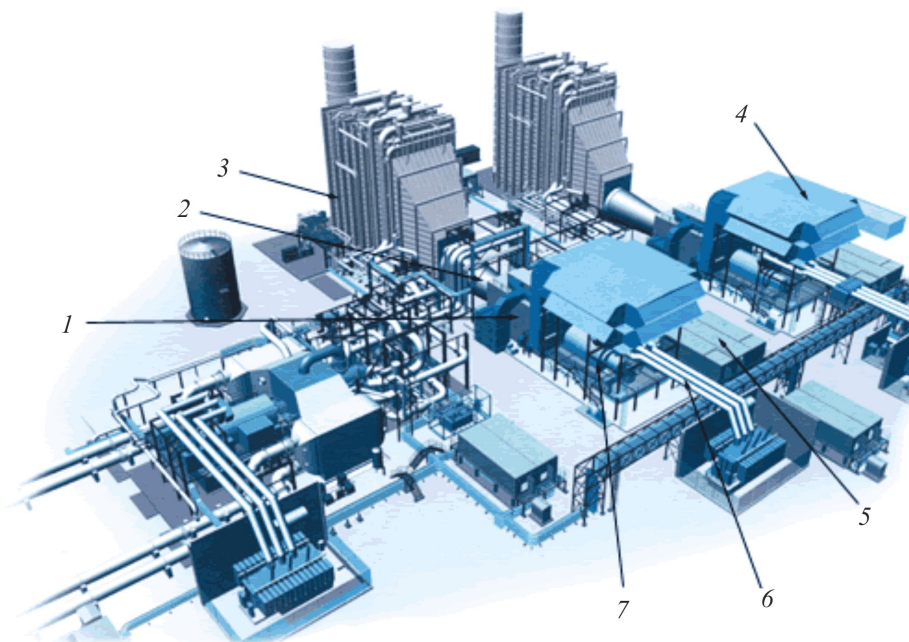


Рис. 3.10. Схема електростанції з багатовальною ПГУ компанії "Siemens AG":

1 – ГТД; 2 – дифузор; 3 – котел-утилізатор; 4 – повітроприймальна система; 5 – блок електричної та контрольної апаратури; 6 – генераторні проводи; 7 – генератор

Комплектація типу "Complete power plant" додатково включає в себе систему зберігання і підготовки палива, трубопроводи та арматуру, систему підготовки конденсату, резервуар зберігання конденсату, електрообладнання, допоміжний трансформатор, механізми перемикавання низької та середньої напруги, аварійне джерело енергії, розподільну і контрольну систему, будівлю центрального поста керування, вантажопідйомні пристрої, протипожежну систему ПГУ, додаткові споруди.

Крім того, в постачання можуть бути включені додаткові елементи, необхідність яких обумовлюється специфікою місця експлуатації ПГУ: станція зниження тиску паливного газу, повітроохолоджувальний конденсатор, однопотокова система охолодження, резервуар для зберігання непідготовленої води, установка для отримання конденсату, додаткові засоби шумоглушення, додаткова система зниження концентрації шкідливих речовин у випускних газах, механізми перемикавання електроживлення високої напруги.

На вимогу замовника можуть додатково поставлятися: запас рідкого палива (як вторинного), альтернативні варіанти котла-утилізатора, постійно встановлений вантажопідйомний кран, будівля парової турбіни, допоміжний котел, дизельний двигун для аварійного запуску ГТД та ін.

3.2. Промисловість (приведення механізмів)

У даній галузі газотурбінні агрегати застосовуються, як правило, для приводу компресорів або насосів. Типовим прикладом є їх використання для транспорту природного газу і нафти (сумарна потужність нововведених в експлуатацію ГТА перевищує 1000 МВт на рік [61, с. 16]) (рис. 3.11–3.13). Переважна більшість газотурбінних агрегатів даного призначення встановлюється на суші, лише деякі з них розміщуються на морських бурових платформах.

Вимоги, що ставляться до агрегатів цієї галузі застосування (у порядку важливості):

- мала маса (оскільки двигуни часто повинні транспортуватися у віддалені локації);

- хороше значення ККД при тривалій роботі на номінальному режимі (базовий режим роботи);

- здатність двигуна оперативно реагувати на зміну навантаження зміною величини крутного моменту.

Швидкий пуск у даному випадку не має особливого значення.

Потужність використовуваних ГТА знаходиться в інтервалі значень від 6 до 30 МВт. Виконуються такі агрегати за простим циклом, з вільною силовою турбіною; часто використовуються конвертовані авіаційні двигуни; міра підвищення тиску в них доходить до 20...25.

У даний час близько 1,5 % (у вартісному вираженні) всіх виготовлюваних у світі газотурбінних двигунів призначені для промисловості [16, с. 23].

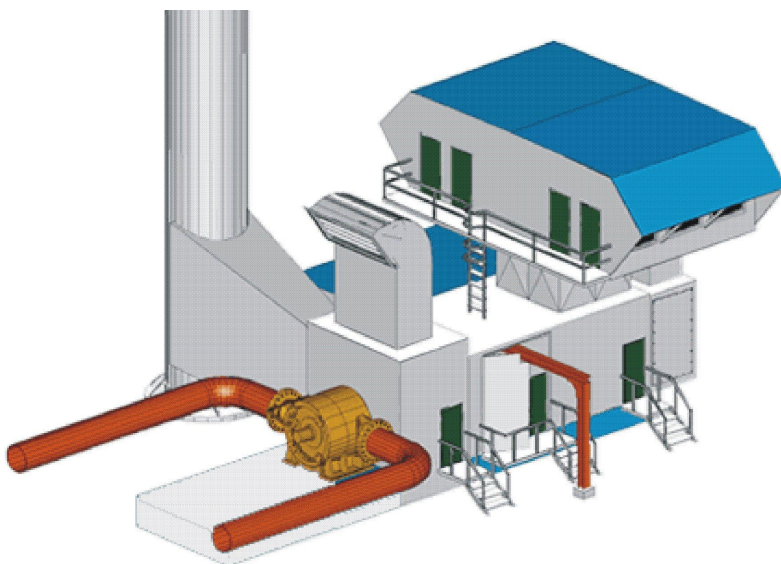


Рис. 3.11. Газоперекачувальний агрегат компанії "MAN Diesel & Turbo SE"



Рис. 3.12. Компресорна станція з газоперекачувальними агрегатами компанії ПАТ "Сумське НВО ім. М.В. Фрунзе"

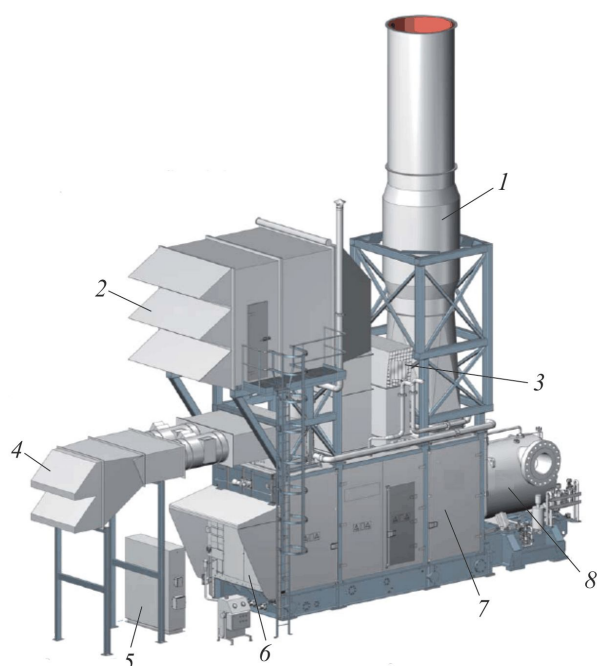
*a**б*

Рис. 3.13. Компонування (а) і зовнішній вигляд (б)
газоперекачувальних агрегатів з двигунами SGT-300 потужністю 8 МВт
компанії "Siemens AG":

1 – газовипускний пристрій; 2 – повітроприймальний пристрій; 3 – випуск вентиляційного повітря; 4 – вхід вентиляційного повітря; 5 – пожежний щит; 6 – панель керування; 7 – теплозвукоізолюючий кожух; 8 – нагнітач природного газу

3.3. Транспорт (приведення рушія)

Газотурбінні агрегати знаходять застосування на всіх видах транспорту – повітряному, морському та наземному (автомобільному, залізничному і т. п.).

Повітряний транспорт

Дослідження можливості застосування газотурбінних двигунів в авіації почалося в кінці 20-х років XX ст.

У 1935 р. німецький інженер **Ханс Йоахім Пабст фон Охайн** (рис. 3.14) запатентував, а в 1936 р. за допомогою Макса Хана сконструював і випробував експериментальний зразок турбореактивного двигуна (ТРД). Працюючи на компанію Ернста Хайнкеля, вони створили двигун **HeS 3b** тягою 4,4 кН (450 кгс) (рис. 3.15), який 27 серпня 1939 р. підняв у повітря літак He 178 – відбувся перший у світі політ літака з ТРД (рис. 3.16).

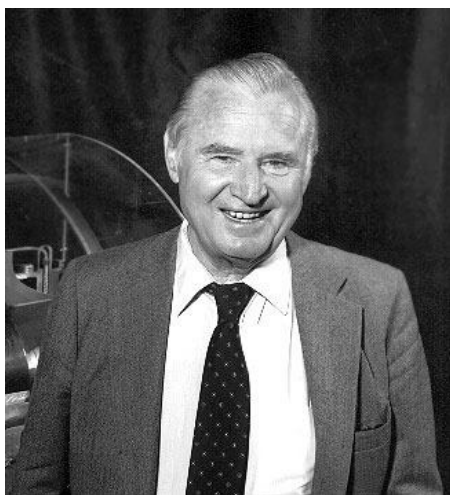


Рис. 3.14. Ханс фон Охайн
(1911–1998)

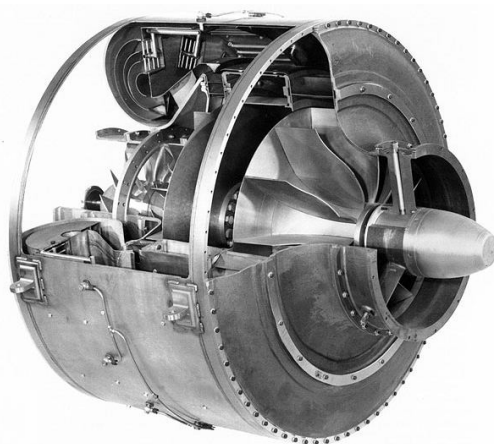


Рис. 3.15. Турбореактивний
двигун HeS 3b

З 1929 р. конструюванням турбореактивних двигунів займався англійський інженер **Френк Вітл** (рис. 3.17). Він випробував перший експериментальний двигун **W.U.** у квітні 1937 р. Надалі за участю фахівців "Rover Co., Ltd." створюється ТРД **W.1** тягою 3,8 кН (390 кгс), який 15 травня 1941 р. піднімає в повітря літак **E.28/39 "Pioneer"** компанії "Gloster Aircraft Co." (рис. 3.18). З січня 1943 р. Ф. Вітл здійснював розвиток своїх двигунів спільно з компанією "Rolls-Royce Ltd.".

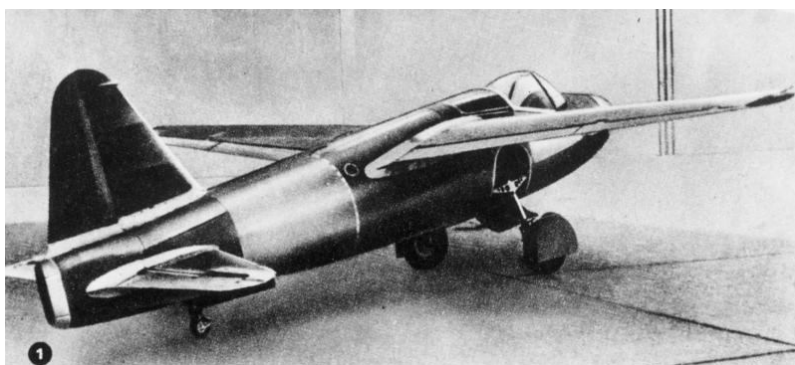


Рис. 3.16. Експериментальний літак He 178 компанії "Heinkel Flugzeugwerke" (Німеччина)



Рис. 3.17. Френк Вітл (1907–1996)



Рис. 3.18. Експериментальний літак E.28/39 "Pioneer" компанії "Gloster Aircraft Co." (Великобританія)

Повоєнний період відзначений стрімким розвитком авіаційного військового і цивільного газотурбобудування. Чимало сприяли цьому на-працювання англійських і німецьких інженерів, які інтенсивно використо-вувалися двигунобудівниками США, Радянського Союзу, Франції, Швеції і деяких інших країн для становлення свого власного газотурбінного ви-робництва.

У даний час газотурбінний двигун завдяки своїм відмінним габаритним показникам повністю витіснив поршневий двигун з більшості видів літаль-них апаратів. Винятком є невеликі літаки зі швидкістю польоту до 0,3 М.

У діапазоні швидкостей польоту від 0,3 до 0,6 М перевагу для авіації з точки зору маси і лобового опору мають турбогвинтові двигуни; при швид-костях польоту більше 0,6 М – турбореактивні і двоконтурні турбореактивні двигуни (ТРДД)¹.

Згідно з цим, переважними галузями застосування турбогвинтових дви-гунів є легкі корпоративні, регіональні та військові транспортні літаки (рис. 3.19 та 3.20), турбовальних двигунів (ТВЛД) – вертольоти різного роз-міру та призначення (рис. 3.21 та 3.22), турбореактивних і двоконтурних турбореактивних двигунів – безпілотні літальні апарати, корпоративні літа-ки, цивільні транспортні літаки середньої та великої дальності польоту, військові винищувачі і тренувальні літаки (рис. 3.23–3.26).



Рис. 3.19. Пасажирський літак Ан-24 з двома турбогвинтовими двигу-нами АИ-24 розробки ДП "Івченко-Прогрес" максимальною потужністю по 1900 кВт (місткість 50 чол., з 1962 по 1979 р. виготовлено 1367 од.)

¹Більш детально типи авіаційних газотурбінних двигунів розглянуто в дод. Б.



Рис. 3.20. Один із символів "холодної війни" – стратегічний бомбардувальник-ракетоносець Ту-95 з чотирма турбогвинтовими двигунами НК-12М компанії ОАО "Кузнецов" максимальною потужністю по 11 МВт (бомбове навантаження до 12 т; з 1955 по 1992 р. виготовлено більше 500 од.)



Рис. 3.21. Важкий багатоцільовий вертоліт Ми-6 з двома турбовальними двигунами Д-25В максимальною потужністю по 4100 кВт розробки ОАО "Авиадвигатель" (перший радянський вертоліт з ГТД; з 1959 по 1980 р. виготовлено 926 од.)



Рис. 3.22. Важкий військово-транспортний вертоліт СН-47 "Chinook" з двома турбовальними двигунами Т-55-Л-714 максимальною потужністю по 3100 кВт компанії "Honeywell International, Inc." (з 1959 по 2013 р. виготовлено 1179 од.)



Рис. 3.23. Найбільш вантажопідйомний (до 150 т) серійний транспортний літак у світі Ан-124 "Руслан" з чотирма ТРДД Д-18Т розробки ДП "Івченко-Прогрес" максимальною тягою по 230 кН (з 1984 по 2004 р. виготовлено 55 од.)

Перевагу турбореактивному або двоконтурному турбореактивному двигуну віддають залежно від конкретного застосування. Двоконтурні турбореактивні двигуни мають кращу витрату палива, турбореактивні – меншу масу. У свою чергу, зі збільшенням міри двоконтурності ТРДД:

зменшується його питома витрата палива;
збільшується питома маса;

зростає питомий лобовий опір;
покращуються можливості реверса тяги;
збільшується питома вартість.



Рис. 3.24. Надзвуковий пасажирський літак "Concorde" з чотирма турбореактивними двигунами "Olympus 593 Mk.610" компанії "Rolls-Royce plc" максимальною тягою по 169 кН (перебував в експлуатації з 1976 по 2003 р.; всього виготовлено 20 од.)



Рис. 3.25. Стратегічний надзвуковий літак-розвідник SR-71 "Blackbird" компанії "Lockheed Corp." з двома турбореактивними двигунами J58-1 компанії "Pratt & Whitney Corp." максимальною тягою по 151 кН (з 1966 по 1998 р. виготовлено 32 од., 12 з них втрачено внаслідок нещасних випадків)



Рис. 3.26. Дозвуковий малопомітний ударний літак F-117 "Nighthawk" з двома ТРДД F404-F1D2 компанії "General Electric Co." максимальною тягою по 48 кН (з 1983 по 1990 р. виготовлено 64 од.; у 2008 р. знято з озброєння)

Згідно з [61, с. 36], ТРДД з великою мірою двоконтурності найбільше підходять для швидкостей польоту від 0,6 до 0,8 М. У діапазоні 0,8...2,2 М оптимальна міра двоконтурності двигуна поступово знижується до менш ніж 1,0. Одночасно з цим зростає конкурентоспроможність турбореактивного двигуна.

Необхідно відзначити, що в даний час близько 70 % (у вартісному вираженні) всіх виготовлюваних у світі газотурбінних двигунів призначені для авіації [16, с. 23].

Наземний транспорт

Однією з перспективних галузей застосування газотурбінних двигунів є залізничний транспорт. Перші проекти з оснащення локомотивів даним приводом з'явилися ще в 20-ті роки ХХ ст.

У 1939 р., відразу ж після успішного завершення робіт над своєю першою енергетичною газотурбінною установкою, компанія "Brown, Boveri & Cie" (Швейцарія) починає розробку першого у світі локомотива з ГТА. Наприкінці 1941 р. **локомотив "1101"** вводиться в дію на швейцарській залізниці. Агрегат мав потужність 1,7 МВт, його ККД становив 15,5 %.

У післявоєнний період на замовлення "Great Western Railway" на залізниці Великобританії виходять два локомотиви з електроенергетичною газотурбінною установкою, що отримали номери **"18000"** і **"18100"**. Перший з них (рис. 3.27) був побудований у 1949 р. у Швейцарії компанією "Swiss Locomotive Co." та оснащувався ГТА компанії "Brown, Boveri & Cie". Він знаходився в експлуатації до 1959 р. Другий локомотив будувався у Великобританії і був оснащений установкою фірми "Metropolitan-Vickers Electrical Co. Ltd."

(експлуатувався з 1952 по 1962 р.). Експериментальний газотурбовоз ГТЗ з механічною (дишловою) передачею паровозного типу випустила у 1959 р. фірма "English Electric Co.". Двигуном служив агрегат EM27L потужністю 2,0 МВт (демонтований у 1962 р.).



Рис. 3.27. Локомотив "18000" з електроенергетичною газотурбінною установкою постійного струму потужністю 1900 кВт компанії "Brown, Boveri & Cie" (1949 р.)

У Франції в 1952 і 1958 рр. компанією "Renault S.A." було виготовлено два газотурбовози з механічним приводом, оснащені ГТА з вільнопоршневими генераторами газу фірми "S.I.G.M.A.". Подібним агрегатом оснащувався локомотив, випущений у 1954 р. компанією "Gotaverken" (Швеція).

У 1957–1959 рр. завод "Škoda" (Чехо-Словаччина) побудував два дослідні газотурбовози, оснащені ГТА потужністю 2,4 МВт і механічною передачею. У 60-ті роки залізниці Франції поповнилися кількома поїздами з газотурбінною електроенергетичною привідною установкою виробництва "Turbomesa S.A.", які отримали назву "Turbotrain" і знаходилися в експлуатації до 2005 р. Такою ж установкою оснащувався перший експериментальний варіант швидкісного експреса "TGV" (TGV 001) на початку 70-х років.

На початку 1962 р. почалася дослідна експлуатація першого радянського газотурбовоза ГТ-01 виробництва підприємства "Коломенский тепловозостроительный завод им. В.В. Куйбышева" з ГТА потужністю 2,6 МВт. У 1964 р. в Радянському Союзі були побудовані два пасажирські газотурбовози ГП1-0001 і ГП1-0002.

Країною, в якій газотурбінні локомотиви набули найбільшого поширення, є США. Цей факт пояснюється недостатньою кількістю в ній електрифікованих

залізниць у першій половині XX ст. Наприкінці 40-х років компанія "General Electric Co." на базі авіаційних двигунів TG100 і TG180 створила одновальні ГТА потужністю 3,4 і 6,3 МВт, які працювали спільно з електрогенераторами. Цими агрегатами з 1948 по 1961 р. оснащувалися локомотиви фірми "American Locomotive Co." ("ALCO"), які експлуатувалися "Union Pacific Railroad" на залізницях США аж до 70-х років. Усього даних газотурбовозів було побудовано 55 од.

У 60-ті роки "United Aircraft" розробила конструкцію пасажирського три- і семивагонного турбопоїзда, кілька екземплярів якого придбали компанії "Amtrak" і "VIA Rail". Поїзди останньої з 1968 по 1982 р. перебували в дії на лінії Монреаль – Торонто і мали відмінні експлуатаційні показники. Потяги "Amtrak" під назвою "**Turboliners**" активно використовувалися у 70–80-ті роки на маршруті Бостон – Вашингтон. Деякі вдосконалені моделі (RTL III) знаходяться в експлуатації до цього часу.

Крім зазначених вище, дослідницькими роботами в галузі локомотивного газотурбобудування в 40–70-ті роки займалися "Allis-Chalmers Mfg. Co.", "Westinghouse Electric Corp.", "Boeing Co.", "Elliott Bros." і деякі інші компанії.

Необхідно відзначити, що енергетичні кризи 70–80-х років, які спричинили значне підвищення цін на нафту, зумовили різке зниження інтересу до газотурбінних поїздів. Багато з них були в цей період виведені з експлуатації як неекономічні. У даний час використання ГТД на залізничному транспорті має головним чином експериментальний характер. З числа останніх досліджень у цій галузі слід згадати конструкцію турбопоїзда "**JetTrain**" канадської компанії "Bombardier Inc.", розроблену за завданням адміністрації залізниць США (рис. 3.28). Приводом поїзда є газотурбінний двигун ST40 потужністю 4 МВт канадської філії "Pratt & Whitney Corp."



Рис. 3.28. Локомотив "JetTrain" компанії "Bombardier Inc." з газотурбінною установкою потужністю 4 МВт компанії "Pratt & Whitney Corp."

У кінці 40-х – на початку 50-х років кілька європейських та американських компаній приступили до розробки спеціальних **автомобільних газотурбінних двигунів**. У 1948 р. англійські фірми "Centrax Ltd." і "Rover Co., Ltd." досліджували на стендах перші експериментальні зразки, а в 1950 р. на треку поблизу Бірмінгема (Англія) успішно пройшов випробування перший автомобіль, що приводився в рух газотурбінним двигуном. Це була модель **"Jet 1"** компанії "Rover Car Co." (рис. 3.29). Газотурбінний двигун потужністю 150 кВт забезпечував двомісний родстер швидкістю до 180 км/год. У 50–60-ті роки "Rover Co., Ltd." створила ще кілька вдалих конструкцій, які використовувалися головним чином на гоночних автомобілях.

До 1954 р. відносяться перші випробування автомобільного ГТД американською компанією "Chrysler Corp.". Двигунами потужністю 75 кВт регенеративного циклу оснащувалися спортивні пасажирські машини марки **"Plymouth"** (рис. 3.30). Набагато практичнішою у використанні і такою, що знайшла внаслідок цього більше застосування, стала модель двигуна **CR2A** потужністю 150 кВт. У ній вперше для керування транспортним ГТД були використані поворотні соплові лопатки. Роботи над автомобільними ГТД припинилися в "Chrysler Corp." у 1979 р.



Рис. 3.29. Газотурбінний автомобіль "Jet 1" компанії "Rover Car Co." (1950 р.)

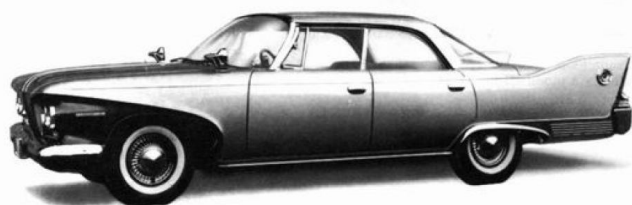


Рис. 3.30. Газотурбінний автомобіль марки "Plymouth" компанії "Chrysler Corp." (модель 1960 р.) [58, с. 11]

У середині 50-х років починає дослідні роботи в цій галузі "Ford Motor Co." (США). Розробляються дослідні моделі регенеративних двигунів потужністю 110, 225 і 450 кВт. З 1970 р. ці ГТД компанія випускає серійно на заводі в м. Толедо (штат Огайо) для важких вантажівок, автобусів, а також легких суден. Проте в 1973 р. серійне виробництво припиняється. Надалі в газотурбінній галузі "Ford Motor Co." обмежується лише деякими дослідницькими проектами.

Дослідженнями в галузі автомобільного газотурбобудування у другій половині XX ст. також займалися "General Motors Corp.", "AB Volvo", "Turbomeca S.A.", "Boeing Co.", "General Electric Co.", "C.A. Parsons & Co.", "Kawasaki Heavy Industries, Ltd." і деякі інші фірми.

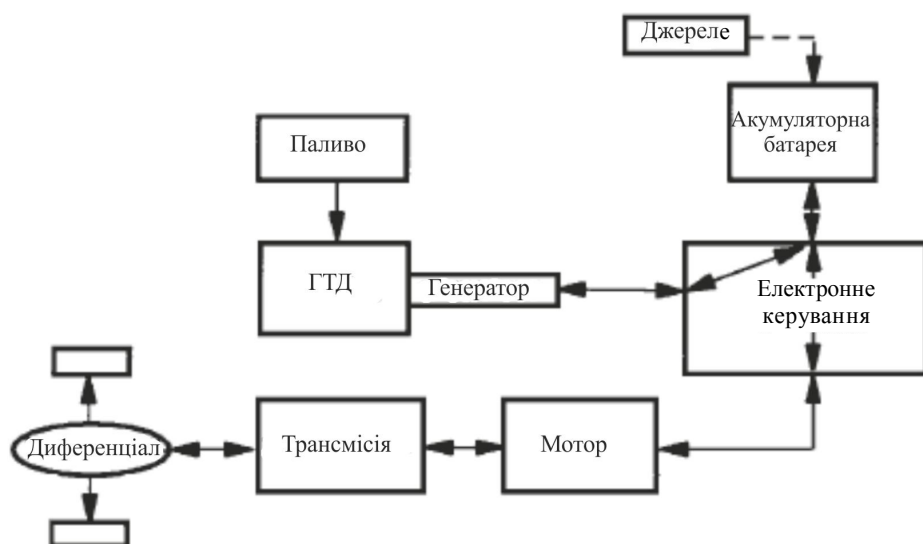
Необхідно відзначити, що ГТД, незважаючи на свої відмінні масогабаритні та екологічні характеристики, так і не змогли знайти широкого застосування в автомобілебудуванні. Їх головними недоліками в порівнянні з традиційно використовуваними високооборотними поршневими двигунами є гірші маневреність (при натисканні на педаль подачі палива зростання потужності і збільшення числа обертів газотурбінного двигуна запізнюються на кілька секунд по відношенню до положення зазначеної педалі) і ККД. Останнє особливо яскраво проявляється при роботі на часткових режимах, які для автомобілів переважають. Також істотно більшою є вартість виготовлення ГТД, що пояснюється відсутністю їх налагодженого багатосерійного виробництва.

В останні роки у світі збільшився інтерес до автомобільного транспорту з електрорухом (т. зв. **електромобілі**), що зумовлюється зростанням вимог у деяких регіонах (наприклад, у Каліфорнії, США) до екологічної чистоти транспортних засобів. Однак розвиток "чистих" електромобілів стримується малозадовільними масогабаритними характеристиками використовуваних акумуляторних батарей (навіть їх найбільш перспективних конструкцій), що означає необхідність їх часткої підзарядки і в цілому невеликий пробіг автомобіля. Розв'язання цієї проблеми можливе шляхом створення **гібридних електромобілів** ("Hybrid Electric Vehicles") з використанням поршневих або газотурбінних двигунів.

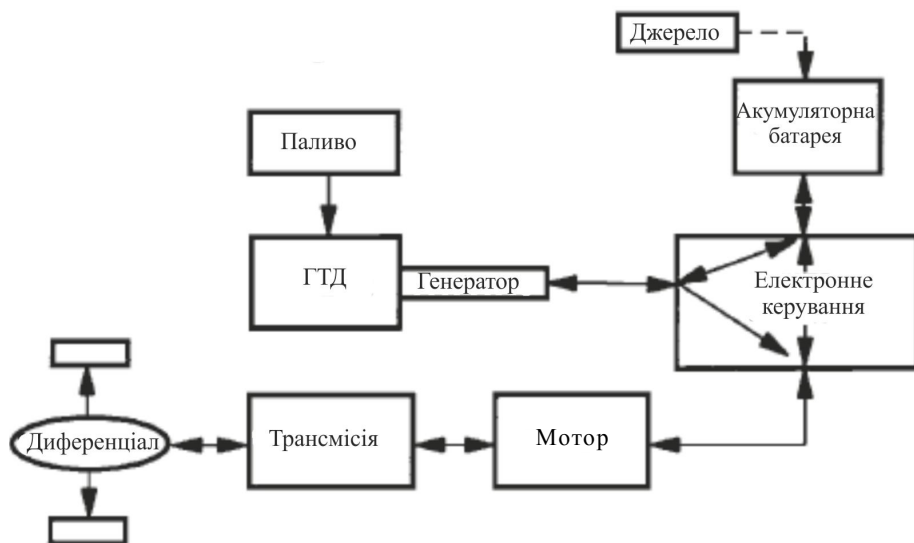
Дослідження гібридної енергоустановки з ГТД ведуться за двома основними конфігураціями: з розширенням діапазону роботи і повністю гібридною [61, с. 23–24].

Енергетична установка з розширенням діапазону роботи (рис. 3.31, *a*) передбачає два режими функціонування. Перший режим – це традиційний електрорух, коли акумуляторні батареї передають енергію на колісні електродвигуни. У другому режимі газотурбінний двигун приводить в обертання генератор струму, який у свою чергу заряджає акумуляторні батареї. У такій енергоустановці ГТД працює в умовах, коли його ефективність є найбільшою (номінальний режим роботи). Недостатня маневреність (порівняно з поршневими двигунами) не має ніякого значення.

Повністю гібридна ЕУ (див. рис. 3.31,б) також має два режими роботи. На відміну від попередньої конструкції, в другому режимі генератор, який приводиться газотурбінним двигуном, одночасно з зарядкою акумуляторних батарей може передавати частину енергії на привід колісних електро-двигунів. Таке доцільно при русі з високою швидкістю, наприклад на швидкісних автомагістралях.



а



б

Рис. 3.31. Схеми гібридних автомобільних енергетичних установок:

а – з розширенням діапазону роботи; б – повністю гібридна

Перевагу газотурбінним двигунам у гібридних ЕУ може бути віддано (але, на жаль, не віддається) завдяки:

хорошим екологічним показникам;

невеликим розмірам і масі;

високій швидкості обертання вихідного вала, яка добре узгоджується з частотою обертання генератора струму;

не такому вже і поганому ККД на номінальному режимі роботи.

Гібридні енергоустановки для автомобільного транспорту розробляються компаніями "General Motors Corp.", "Williams International", "Capstone Turbine Corp." та ін. Газотурбінний двигун у них звичайно одновальний, з прямою передачею потужності генератору. Як і в попередніх конструкціях автомобільних ГТА, часто застосовується регенератор. У використанні поворотних соплових лопаток турбіни немає необхідності. Пуск двигуна здійснюється від акумуляторних батарей.

Більш вдалим є **використання газотурбінних двигунів для приводу бронетанкової техніки**. У 1954 р. випробування на одному з танків типу "Conqueror" (Англія) пройшов експериментальний ГТД PU2979 потужністю 485 кВт компанії "C.A. Parsons & Co.". У 60-ті роки дослідними двигунами даного типу були оснащені кілька шведських "Strv 103" (у складі дизель-газотурбінної установки).

У кінці ХХ ст. дві держави в світі серійно випускали подібну техніку – Радянський Союз і США.

У 1976 р. почалося серійне виробництво основного бойового радянського танка **Т-80**, оснащеного газотурбінним двигуном **ГТД-1000Т**. У 1990 р. на озброєння радянської армії було взято танк **Т-80У** з новим двигуном **ГТД-1250**. Проте вже у 1992 р. Міністерство оборони Російської Федерації заявило про неможливість подальшого паралельного фінансування виробництва танків з газотурбінною і дизельною установками. (Одночасно з газотурбінними танками в СРСР велося виробництво дизельних танків Т-72Б.) Унаслідок цього серійний випуск газотурбінних танків у Росії в 1998 р. був припинений¹.

Газотурбінні танки Т-80 та їх модифікації в даний час перебувають на озброєнні армій Росії, Білорусі, Кіпру, Південної Кореї та Казахстану. Всього з 1976 по 1998 р. було виготовлено понад 6500 танків з цими ГТД (рис. 3.32).

Двигуном **AGT1500** оснащується **М1 "Abrams"** (рис. 3.33) – нині основний танк сухопутних сил і морського корпусу США. З 1979 по 2006 р. виготовлено близько 9000 таких танків. При масі 62 т максимальна швидкість руху складає 67 км/год. Газотурбінний двигун забезпечує танку розгін з місця до швидкості 30 км/год за 6 с. Танк М1 "Abrams" використовується також збройними силами Австралії, Єгипту, Саудівської Аравії та Кувейту.

¹Основним бойовим танком Російської Федерації в даний час вважається Т-90А (модифікація танка Т-72Б), оснащений високооборотним 12-циліндровим дизельним двигуном В-92С2 потужністю 745 кВт. При однакових з Т-80 розмірах і масі швидкість по шосе танка Т-90А становить 60 км/год, запас ходу 550 км (тобто в 1,57 разу більше).

Газотурбінний двигун також знаходить застосування в бронетанковій техніці і в ролі допоміжної силової установки. Прикладом може бути ГТА "Oredon IV" компанії "Turbomeca S.A." (Франція), який використовується на танках французької, американської, корейської армій, а також армії Саудівської Аравії.



Рис. 3.32. Танк Т-80У з двигуном ГТД-1250 потужністю 930 кВт компанії ОАО "Климов" (бойова маса 46 т, екіпаж 3 чол., довжина 6,98 м, довжина з гарматою вперед 9,65 м, ширина 3,53 м, висота 2,19 м, швидкість по шосе 70 км/год, запас ходу по шосе 350 км)



Рис. 3.33. Танк М1 "Abrams" з двигуном AGT1500 потужністю 1120 кВт компанії "Honeywell International, Inc." (бойова маса 62 т, екіпаж 4 чол., довжина 7,92 м, довжина з гарматою вперед 9,77 м, ширина 3,66 м, висота 2,89 м, швидкість по шосе 67 км/год, запас ходу по шосе 410 км)

Морський транспорт

Відразу ж після закінчення Другої світової війни багато фірм-виробників авіаційних ГТД почали роботи зі створення **корабельних газотурбінних агрегатів**. Для цього в ролі базових використовувалися серійні конструкції турбогвинтових і турбореактивних двигунів, які піддавалися спеціальному доопрацюванню (**конвертуванню**). Першим у світі кораблем, оснащеним енергетичною установкою з ГТА, став артилерійський катер ("Motor Gun Boat") **MGB 2009** (Великобританія), на якому в 1947 р. успішно пройшов випробування як прискорювальний двигун **G.1 "Gatric"** потужністю 1,86 МВт компанії "Metropolitan-Vickers Electrical Co. Ltd." (рис. 3.34) [7, с. 307]. Цей ГТД замінив один із трьох дизелів (центрального) базового тригвинтового катера MGB 509.



а



б

Рис. 3.34. Артилерійський катер MGB 2009 (водотоннажність 95 т; максимальна швидкість 31 вуз; ЕУ: два бензинових двигуни по 1 МВт + один ГТД) (*а*) і його газотурбінний двигун G.1 "Gatric" (*б*)

У даний час газотурбінний двигун входить до складу енергетичних установок значної кількості надводних кораблів (патрульних і ракетних катерів, сторожових і протичовнових кораблів, фрегатів, корветів, есмінців, крейсерів, легких авіаносців, кораблів на підводних крилах і повітряній подушці), успішно конкуруючи в цій галузі з дизельними двигунами. Цей ГТД використовується у складі військово-морських флотів 40 країн Європи, Азії та Америки. За даними на 2006 р., в експлуатації знаходилося більше 500 кораблів (у тому числі понад 300 водотоннажних) такого типу.

На рис. 3.35–3.40 зображено різні типи кораблів військово-морського флоту, оснащених ЕУ з газотурбінними двигунами.



Рис. 3.35. Великий протичовновий корабель проекту 1134Б "Беркут-Б" (ЕУ типу "COGAG": $2 \times \text{UGT } 6000 + 4 \times \text{UGT } 16000$; повна водотоннажність 8900 т, повна швидкість 32 вуз, введено в дію 7 од.)



Рис. 3.36. Корвет (малий протичовновий корабель) проекту 1166.1 "Гепард" (ЕУ типу "CODOG": дизель 61Д + $2 \times \text{UGT } 15000$; повна водотоннажність 1500 т, повна швидкість 28 вуз, введено в дію 4 од.)



Рис. 3.37. Ракетний крейсер класу "Ticonderoga"
(ЕУ типу "COGAG": 4×LM2500; повна водотоннажність 9800 т,
повна швидкість 32 вуз, введено в дію 27 од.)



Рис. 3.38. Ракетний есмінець класу "Arleigh Burke"
(ЕУ типу "COGAG": 4×LM2500; повна водотоннажність 8315 т,
повна швидкість 30 вуз, введено в дію 62 од.)

У 50-ті роки з'являються перші газотурбінні установки на комерційних судах.

З жовтня 1951 по 1960 р. дослідну експлуатацію проходив танкер "Auris" англійської компанії "Anglo-Saxon Petroleum Co. Ltd." (рис. 3.41), оснащений спершу газотурбогенератором потужністю 955 кВт (з регенерацією тепла випускних газів) та трьома дизель-генераторами, а після заміни енергетичної

установки в 1956 р. – газотурбогенератором потужністю 3955 кВт (з регенерацією і проміжним охолодженням повітря; повністю газотурбінна установка). Обидва варіанти енергоустановки були виготовлені фірмою "British Thomson-Houston Co."

У 1956 р. у зв'язку із проведеною Морською адміністрацією США кампанією з вибору найбільш прийнятної для транспортних суден типу енергетичного приводу, "General Electric Co." розмістила на судні **"John Sargeant"** (одне з чотирьох суден типу "Liberty", виділених для цієї мети) газотурбінний агрегат потужністю 4,4 МВт.



Рис. 3.39. Десантний корабель на повітряній подушці проекту 1232.2 "Зубр" (ЕУ: 5×UGT 6000; повна водотоннажність 555 т, повна швидкість 63 вуз, введено в дію 14 од.)



Рис. 3.40. Малий протичовновий корабель на підводних крилах проекту 1145.1 "Сокол" (ЕУ: UGT 6000 + 2×М10Д; повна водотоннажність 510 т, повна швидкість 60 вуз, введено в дію 3 од.)

Більшого поширення на комерційному флоті набули в той час газотурбінні агрегати з вільнопоршневими генераторами газу конструкції Р. Пескара, які виготовлялися французькою фірмою "S.I.G.M.A.", а також за ліцензією випускалися деякими американськими та європейськими компаніями. До 1963 р. цими ГТА були оснащені 47 транспортних суден.



Рис. 3.41. Танкер "Auris" компанії "Anglo-Saxon Petroleum Co. Ltd." водотоннажністю 12000 т (перше комерційне судно з ГТА; з 1951 по 1960 р. на ньому проходили дослідну експлуатацію ЕУ компанії "British Thomson-Houston Co.")

Досить високими темпами будівництва газотурбінних суден була відзначена перша половина 70-х років. За даними на 1978 р., в експлуатації перебували 24 комерційних судна з ГТА турбокомпресорного типу. Суднові газотурбінні установки для танкерів, газовозів, контейнеровозів, поромів, рудовозів серійно виготовлялися в цей період компаніями ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект", "General Electric Co.", "Pratt & Whitney Corp.", "General Motors Corp." ("Allison Division") та ін.

Проте у 80-ті роки, після низки енергетичних криз та істотного збільшення цін на нафту, застосування ГТА (як менш економічного двигуна порівняно з малооборотними дизелями) на комерційних суднах істотно скоротилося. У даний час цими установками оснащуються головним чином швидкісні вантажні та пасажирські поромы, а також круїзні лайнери (рис. 3.42–3.44). Популярною стає схема комбінованої дизель-газотурбінної установки з електричною передачею потужності з обох двигунів на гребні гвинти – "Integrated Electric Propulsion" ("IEP"). Деяке застосування знаходить схема газотурбінної установки з отриманням додаткової потужності в паровій турбіні за рахунок утилізації тепла випускних газів та електрорухом – "COGES".

Лідруюче положення в галузі корабельного і суднового газотурбобудування сьогодні займають компанії "General Electric Co." (США), "Rolls-Royce plc"

(Великобританія) та ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" (Україна). Деяке застосування знаходять також двигуни, створені "Vericor Power Systems Inc.", "Pratt & Whitney Corp." та "Siemens AG".

У даний час близько 1 % (у вартісному вираженні) всіх виготовлюваних у світі газотурбінних двигунів призначені для корабельного та суднового застосування [16, с. 23].



Рис. 3.42. Круїзне судно-пором "Finnjet" (перше пасажирське судно з ГТА; побудоване у 1977 р. для сполучення між Фінляндією та Німеччиною; ЕУ: 2×FT4C-1DLF компанії "Pratt & Whitney Corp."; повна водотоннажність 24605 т, швидкість 31 вуз, екіпаж 178 чол., пасажиромісткість 1780 чол.)



Рис. 3.43. Контейнеровоз проекту 1609 "Атлантика" (ЕУ типу "COGAS": 2×UGT 16000 з теплоутилізаційним контуром; повна водотоннажність 35000 т, повна швидкість 25 вуз, з 1979 по 1987 р. побудовано 4 од.)



Рис. 3.44. Круїзне судно класу "Millennium" (ЕУ типу "COGES":
2×LM2500+ з теплоутилізаційним контуром; повна водотоннажність 90238 т,
швидкість 21 вуз, екіпаж 920 чол., пасажиромісткість 1950 чол., побудовано 4 од.)

Контрольні питання і завдання

1. Охарактеризуйте використання газотурбінних агрегатів в енергетиці (для приводу генераторів електричного струму).
2. Дайте характеристику галузям енергетичного застосування газотурбінних агрегатів.
3. Які особливості функціонування енергетичних установок, що працюють на загальну енергосистему?
4. Охарактеризуйте використання газотурбінних агрегатів у промисловості (для приводу механізмів).
5. Охарактеризуйте використання газотурбінних агрегатів на повітряному транспорті.
6. Охарактеризуйте використання газотурбінних агрегатів на наземному транспорті.
7. Дайте характеристику використання газотурбінних агрегатів на комерційних судах.
8. Поясніть використання газотурбінних агрегатів на кораблях військово-морського флоту.



4. КОМПРЕСОРНА ЧАСТИНА ГАЗОТУРБІННОГО АГРЕГАТУ

Призначення компресорної частини газотурбінного агрегату – підвищення тиску робочого тіла (атмосферного повітря). Приведення компресора здійснюється за рахунок відбору частини потужності, яка генерується турбіною самого ГТА.

Компресори об'ємного типу (поршневі, гвинтові, шестеренні) через низькі ККД і продуктивність у складі ГТА не застосовуються.

У складі газотурбінних агрегатів використовуються лопаткові компресори:
осьові;
відцентрові;
осевідцентрові.

Слід зазначити, що в даний час домінуючим типом компресора ГТА є осьовий компресор. Використання інших типів обмежується тільки деякими вузькими галузями, в яких застосування осьового компресора з тих чи інших причин є небажаним.

4.1. Осьовий компресор

Схема багатоступінчастого осьового компресора зображена на рис. 4.1. Його основними складовими частинами є: ротор *11* із закріпленими на ньому робочими лопатками *5*; корпус *7*, до якого кріпляться напрямні лопатки *6* і кінцеві ущільнення *2*; опори ротора (підшипники) *3*.

Сукупність одного ряду обертових робочих лопаток та одного ряду розташованих за ними нерухомих напрямних лопаток називається **ступенем компресора**.

Засмоктуване компресором повітря послідовно проходить через такі елементи: вхідний патрубок *1*, вхідний напрямний апарат *4*, групу ступенів *5* і *6*, спрямний апарат *8*, дифузор *9* та вихідний патрубок *10*. Розглянемо призначення цих елементів.

Вхідний патрубок призначений для рівномірного за колом підведення повітря з атмосфери до лопаток компресора. Тип вхідного патрубка вибирається з умов компонування. Якщо осьовий розмір компресора не обмежений, то вибирають осьовий вхід (як найбільш ефективний); в інших випадках – кільцевий, завитковий або коліноподібний.

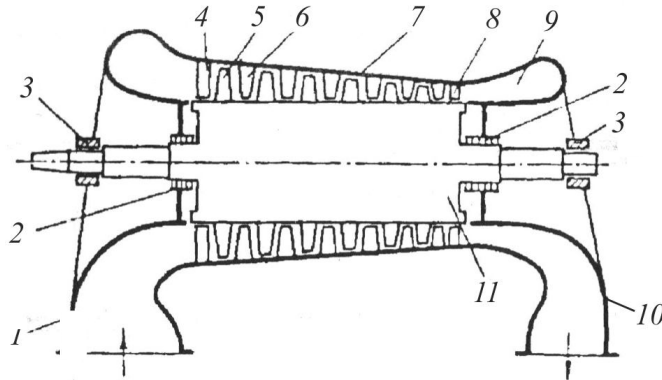


Рис. 4.1. Схема багатоступінчастого осьового компресора:

- 1 – вхідний патрубок; 2 – кінцеві ущільнення; 3 – опори (підшипники);
4 – вхідний напрямний апарат; 5 – робочі лопатки; 6 – напрямні лопатки; 7 – корпус;
8 – спрямний апарат; 9 – дифузор; 10 – вихідний патрубок; 11 – ротор

Вхідний напрямний апарат повинен надати необхідний напрям потоку перед входом у перший ступінь (для підвищення його ККД). Лопатки цього апарата утворюють конфузорні канали (з прохідним перерізом, який за рухом зменшується). При проходженні через них, а також раніше через вхідний патрубок, швидкість потоку збільшується, а тиск зменшується. Лопатки вхідного апарата можуть виконуватися поворотними з метою регулювання роботи компресора.

У ступенях компресора тиск повітря підвищується за рахунок використання механічної енергії обертання ротора. З останнього ступеня повітря надходить у спрямний апарат, призначений для розкручування потоку, тобто для надання йому осьового напрямку перед входом у дифузор. У дифузорі (каналі з прохідним перерізом, який за рухом збільшується) продовжується підвищення тиску повітря за рахунок зменшення швидкості його руху (т. зв. кінетична енергія при цьому трансформується в потенціальну). Вихідний патрубок призначений для подачі повітря від дифузора до камери згоряння ГТА.

Зображення осьових компресорів деяких газотурбінних двигунів наведені на рис. 4.2 та 4.3, їх роторної частини – на рис. 4.4 та 4.5.

Робочі лопатки компресора 1 (рис. 4.6) утворюють ряд розширюваних каналів (дифузоров). При обертанні ротора повітря входить у міжлопаткові канали з великою відносною швидкістю. При русі повітря по цих каналах

його тиск підвищується за рахунок зменшення швидкості. У дифузорних каналах, утворених нерухомими напрямними лопатками 2, відбувається подальше підвищення тиску повітря за рахунок зменшення швидкості руху.

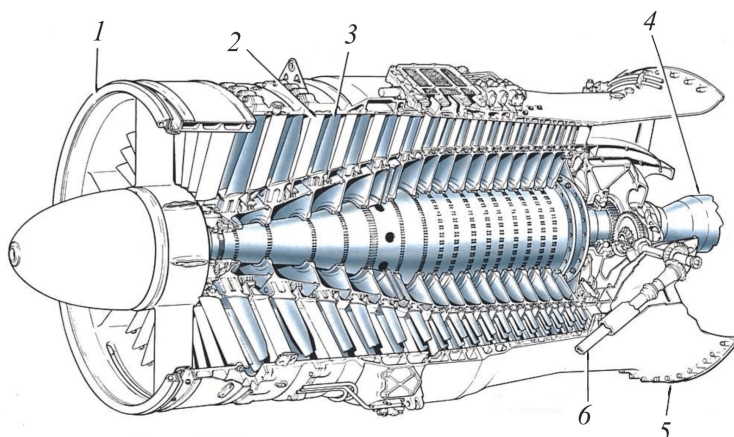


Рис. 4.2. Однокаскадний осьовий компресор авіаційного ГТД компанії "Rolls-Royce plc" [60, с. 23]:

1 – передній корпус; 2 – напрямні лопатки; 3 – робочі лопатки; 4 – привідний вал від турбіни; 5 – фланець приєднання камери згоряння; 6 – вал приводу допоміжних механізмів

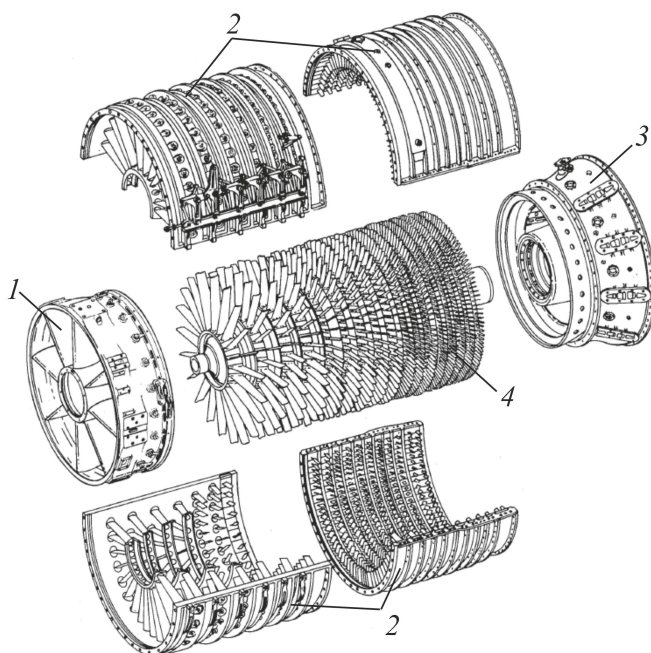


Рис. 4.3. Осьовий компресор двигуна LM2500 компанії "General Electric Co.":

1 – передній корпус; 2 – середній корпус; 3 – задній корпус; 4 – ротор



Рис. 4.4. Ротор двигуна M501G потужністю 264 МВт компанії "Mitsubishi Heavy Industries, Ltd."



Рис. 4.5. Збирання двигуна MS6001B потужністю 41 МВт компанії "General Electric Co."

Переваги осьових компресорів:

- високий ККД (для одного ступеня – 0,88...0,91);
- велика продуктивність (у даний час випускаються ГТА з витратою до 800 кг/с [36]);
- зручність створення багатоступінчастого компресора;
- невеликий зовнішній діаметр (для авіаційних двигунів це означає невеликий лобовий опір);
- частота обертання ротора добре узгоджується з частотою обертання турбіни, яка приводить його у рух (не потрібен редуктор).

Недоліки осевих компресорів:

невелика оптимальна міра підвищення тиску в одному ступені (як правило, 1,15...1,35 [35, с. 21]);

велике число лопаток (у межах одного ряду – кілька десятків, іноді більше сотні), що ускладнює конструкцію і збільшує її вартість;

висока чутливість лопаток до якості повітря (відкладення на поверхні лопаток підвищують їх шорсткість і погіршують ККД компресора);

вразливість лопаток при попаданні в проточну частину сторонніх предметів: гайок, гвинтів, шайб і т. п. (ГТА на відміну від інших типів двигунів мають велику кількість дрібних кріпильних деталей, причому їх обриви і потрапляння в проточну частину не є винятковими випадками [45, с. 148]);

менший порівняно з відцентровими компресорами діапазон стійких режимів роботи (тобто вища ймовірність настання **помпажу** при часткових навантаженнях ГТА)¹.

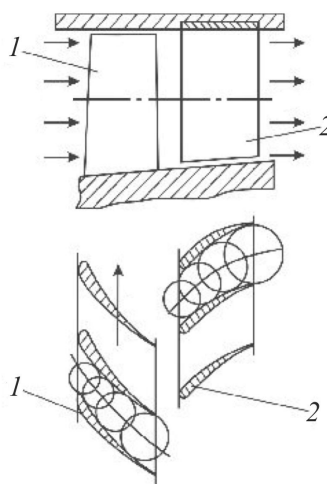


Рис. 4.6. Ступінь осевого компресора:

1 – робочі лопатки;
2 – напрямні лопатки

4.2. Відцентровий компресор

Відцентрові компресори є різновидом радіальних турбомашин, в яких рух газу здійснюється в напрямку від центру обертання до периферії. Схеми відцентрових компресорів наведені на рис. 4.7.

У робоче колесо 3 повітря надходить через напрямні апарати 1 і 2, призначені для закручування потоку перед робочими лопатками. Нерухомий напрямний апарат 1 являє собою лопатки, жорстко закріплені в корпусі. Обертовий апарат 2 складають подовжені і спеціально відігнуті передні кромки лопаток робочого колеса. Для спрощення технології цей апарат часто виготовляють окремо від колеса і потім з'єднують з ним шпонками. Одночасно апарати 1 і 2 застосовуються у компресорах рідко. Обертовий напрямний

¹Під **помпажем** розуміється порушення роботи лопаткового компресора, обумовлене зривом потоку на робочих і напрямних лопатках. У компресорах помпаж супроводжується різким збільшенням шуму, подача зменшується, а створюваний тиск має пульсуючий характер. У багатоступінчастих компресорах з великою подачею до зазначених явищ додається сильна вібрація, що пояснюється періодичним рухом повітря в проточній частині: воно то спрямовується з камери нагнітання в камеру всмоктування в період зриву напору, то рухається в протилежному напрямку в період короткочасної нормальної роботи. Робота компресора в зоні помпажу може призвести до серйозної аварії (поломка лопаток, корпусу).

апарат у конструкціях зустрічається частіше, ніж нерухомий. Існують також компресори, в яких напрямні апарати відсутні.

У робочому колесі до повітря підводиться енергія, яка витрачається на збільшення швидкості потоку і підвищення тиску. Після робочого колеса повітря потрапляє в дифузори 4 і 5, де відбувається подальше зменшення швидкості і збільшення тиску (рис. 4.8). У безлопатковому (щілинному) дифузорі прохідний переріз збільшується в радіальному напрямку. Його застосування досить відчутно знижує шумність компресора. Як правило, застосовуються одночасно обидва типи дифузора.

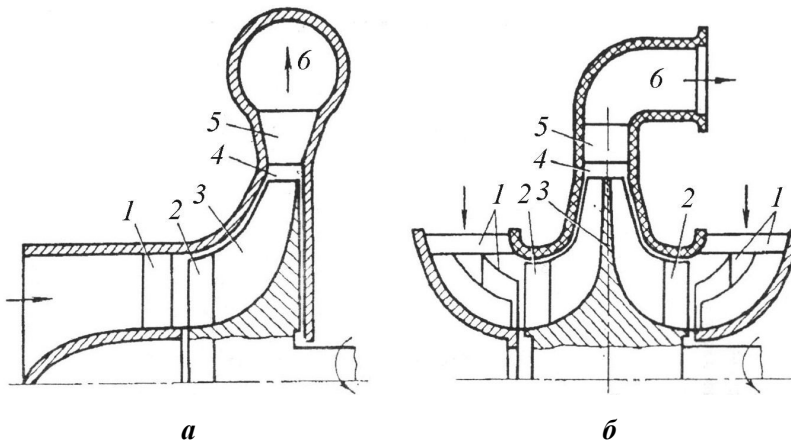


Рис. 4.7. Схеми та основні елементи відцентрових компресорів:

а — з одностороннім входом та однопотоковим робочим колесом; *б* — з двостороннім входом і двопотоковим робочим колесом; 1, 2 — нерухомий та обертовий напрямні апарати; 3 — робоче колесо; 4, 5 — безлопатковий (щілинний) і лопатковий дифузори; 6 — вихідний патрубок

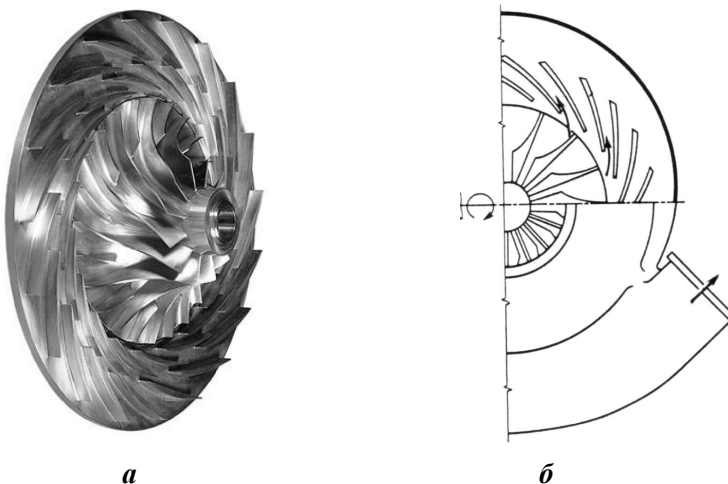


Рис. 4.8. Робоче колесо (*а*), лопатковий дифузор і вихідний патрубок (завитка) (*б*) відцентрового компресора

Патрубок 6 призначений для подальшого зменшення швидкості (збільшення тиску), збирання та відведення повітря.

На рис. 4.9 зображено авіаційний турбореактивний двигун **"Goblin"**, який має у своєму складі відцентровий компресор та осьову турбіну. На рис. 4.10 і 4.11 показано авіаційний турбогвинтовий двигун **"Dart"** та його дво-ступінчастий відцентровий компресор [16, с. 224].

За конструктивним виконанням робочі колеса відцентрових компресорів поділяються на відкриті, закриті та напіввідкриті (рис. 4.12).



Рис. 4.9. Авіаційний турбореактивний двигун "Goblin" компанії "The de Havilland Engine Co."

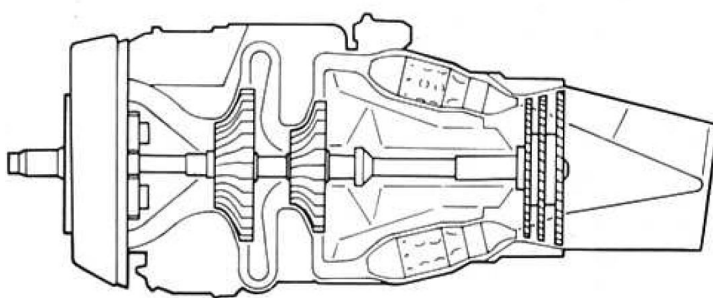


Рис. 4.10. Авіаційний турбогвинтовий двигун "Dart" компанії "Rolls-Royce plc"

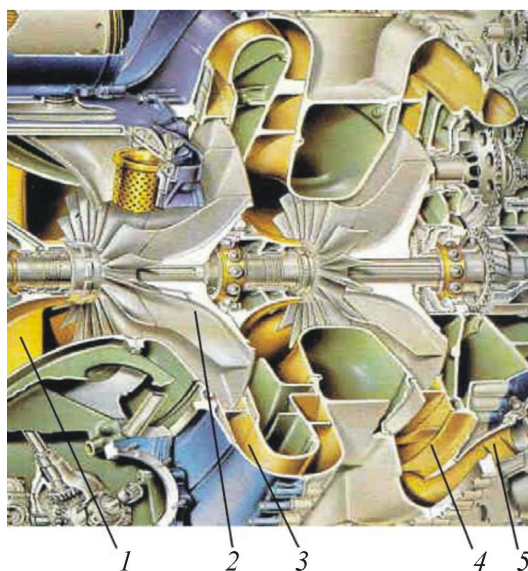


Рис. 4.11. Двоступінчастий відцентровий компресор двигуна "Dart":
 1 – вхідний напрямний апарат; 2 – робоче колесо; 3 – безлопатковий (щілинний) дифузор;
 4 – лопатковий дифузор; 5 – вихідний патрубок

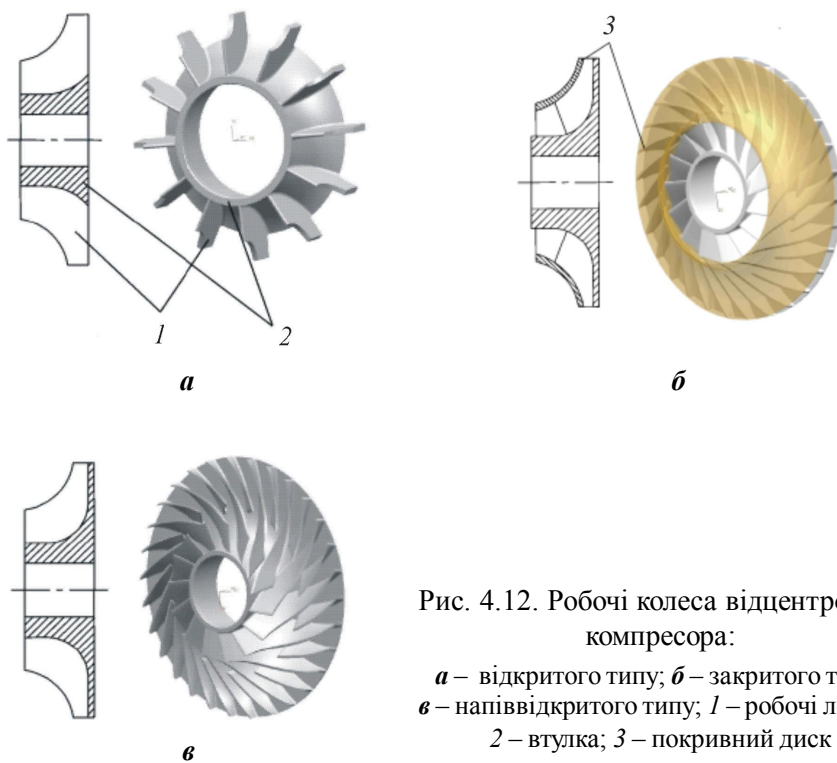


Рис. 4.12. Робочі колеса відцентрового компресора:

а – відкритого типу; *б* – закритого типу;
в – напіввідкритого типу; 1 – робочі лопаті;
 2 – втулка; 3 – покривний диск

Робоче колесо відкритого типу складається з втулки 2 і закріплених на ній робочих лопатей 1, так що міжлопаткові канали з двох торцевих сторін обмежені лише нерухомими стінками корпусу, розташованими на невеликій відстані від торців лопатей. Колесо відкритого типу є малоекономічним унаслідок великих втрат від перетікання повітря через торці каналів і внаслідок впливу середовища в зазорі між колесом і корпусом на потік у робочих каналах. Разом з тим це колесо є найлегшим із трьох розглядуваних, отже, допускає найбільшу швидкість обертання і забезпечує найбільший напір та найбільше підвищення тиску.

У **робочого колеса закритого типу** лопаті 1 з обох торців закриті дисками (покривним і несучим), так що перетікання повітря через них виключені. Потік повітря в колесі також ізолюваний від впливу середовища, яке знаходиться в зазорі між колесом і корпусом. Унаслідок цього закриті колеса є найбільш економічними і часто застосовуються в стаціонарних компресорах (рис. 4.13). Однак додавання металу на ротор призводить до обважнення його конструкції і збільшення навантажень від відцентрових сил. Наслідком цього є зменшення допустимої частоти обертання ротора, а також напору і міри підвищення тиску, створюваних компресором.

У **коліс напіввідкритого типу** лопаті з одного боку з'єднані з диском, а з іншого боку відкриті. Ці колеса за економічністю і напором займають проміжне положення між відкритими і закритими.

За формою лопатей розрізняють колеса: з радіальними лопатями; з лопатями, які загнуті проти напрямку обертання (назад) і за напрямком обертання (вперед) [4, с. 14].



Рис. 4.13. Ротор двоступінчастого промислового відцентрового компресора з колесами закритого типу

У газотурбінних двигунах переважно використовуються **робочі колеса з радіальними лопатями** (рис. 4.14,*а*)¹. За умовами міцності вони допускають великі колові швидкості (500...550 м/с і більше), чим вигідно відрізняються від коліс із загнутими лопатями. Крім того, колеса цієї групи порівняно прості у виготовленні. За аеродинамічними якостями вони займають проміжне положення між колесами з лопатями, загнутими назад і вперед.

Колеса з лопатями, загнутими назад (див. рис. 4.14,*б*), забезпечують порівняно невеликі абсолютні швидкості потоку на виході з робочого колеса. У зв'язку з цим за колесом утворюється більш рівномірний потік, що сприяє ефективній роботі дифузornoї частини компресора. При рівній коловій швидкості ці колеса забезпечують більш високий ККД компресора, але мають менший напір. Колеса цієї групи широко застосовуються у промислових компресорах.

Колеса з лопатями, загнутими вперед (див. рис. 4.14,*в*), передають при однакових колових швидкостях більше енергії повітряному потоку і відрізняються порівняно великими значеннями абсолютної швидкості на виході з колеса. Підвищення статичного тиску в компресорах з такими колесами відбувається головним чином за рахунок дифузornoго ефекту в нерухомих елементах проточної частини. Це є причиною невисоких значень ККД компресорів з колесами даної групи. Такі колеса часто застосовуються у вентиляторах.

Відцентрові компресори можуть бути з одностороннім і двостороннім входом (див. рис. 4.7). У компресорі з одностороннім осьовим входом повітря надходить на робоче колесо через нерухомий напрямний апарат осьового типу.

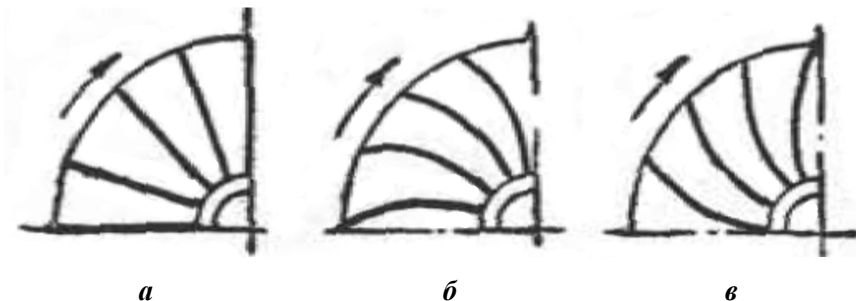


Рис. 4.14. Робоче колесо відцентрового компресора з радіальними лопатями (*а*), з лопатями, загнутими назад (*б*) і вперед (*в*)

¹З цієї причини дані колеса навіть іноді називають "авіаційними".

У компресорі з двостороннім входом частіше використовується кільцевий вхід, а нерухомий напрямний апарат являє собою кільцеву решітку, за якою встановлюються також напрямні тороїдальні поверхні. Цей обертовий напрямний апарат іноді виконується спільно з колесом – як одна деталь.

Відцентрові компресори при односторонньому вході оснащуються **однопотоковими робочими колесами**, при двосторонньому – **двопотоковими колесами** (рис. 4.15 та 4.16). Останні застосовуються для збільшення пропускної здатності компресора (тобто продуктивності) або для зменшення його радіальних розмірів.



Рис. 4.15. Однопотокові (а) та двопотокові (б) робочі відцентрові колеса

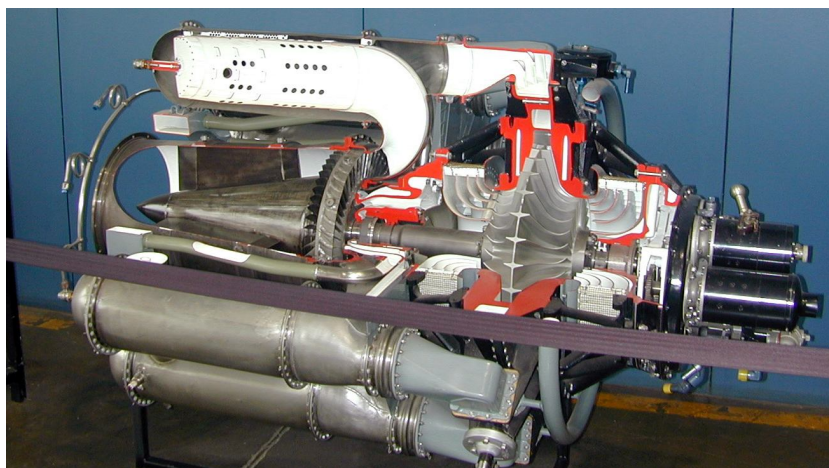


Рис. 4.16. Авіаційний турбореактивний двигун J31 компанії "General Electric Co." (американська версія двигуна W2B/23 "Welland" компанії "Rolls-Royce plc") із двопотоковим відцентровим компресором

Переваги відцентрових компресорів (порівняно з осьовими компресорами):

висока міра підвищення тиску в одному ступені (від 3,5 до 7,0 [45, с. 149]);

конструкція простіша, міцніша і дешевша у виготовленні (лопаток значно менше; основна маса ротора зосереджена поблизу центральної осі, що означає менші відцентрові навантаження і більшу допустиму частоту обертання);

лопатки менш схильні до забруднення і менш уразливі при попаданні в канали твердих предметів;

більший діапазон стійких режимів роботи.

Недоліки відцентрових компресорів (порівняно з осьовими компресорами):

низький ККД (для одного ступеня, як правило, 0,80...0,82 [45, с. 149]);

складніше створення багатоступінчастого компресора (після виходу з попереднього ступеня повітря може потрапити на вхід до наступного ступеня лише за допомогою зворотного каналу складної петлеподібної форми; необхідно відзначити, що через додаткові аеродинамічні втрати тиску в цих каналах ККД відцентрового компресора погіршується ще більше);

великий зовнішній діаметр.

Оскільки ККД компресора значною мірою визначає економічність, потужність, розміри і вартість газотурбінного агрегату в цілому, то відцентрові компресори у складі ГТА використовуються тільки в тих випадках, коли застосування осьового компресора з яких-небудь причин є недоцільним. У першу чергу це стосується ГТА малої потужності (орієнтовно до 300 кВт) з невеликими витратами повітря. Осьові компресори для таких агрегатів з дуже малими довжинами лопаток були б важкими у виготовленні, вразливими в експлуатації і через відносно великі радіальні зазори мали б знижений ККД (ще гірший, ніж у відцентрових).

Відцентрові компресори застосовуються також у різних ГТА аварійної служби і в спеціальних агрегатах, основними якостями яких повинні бути простота, дешевизна, мала маса або можливість роботи при сильно запиленому повітрі (як правило, це також агрегати малої потужності).

Нарешті, відцентрові компресори можуть застосовуватися в ГТА закритого циклу, в яких унаслідок високого тиску циркулюючого робочого тіла його об'ємна витрата в багато разів менша, ніж у відкритих ГТА (що знову ж обумовлює малу довжину лопаток осьового компресора).

Незважаючи на викладене, в практиці газотурбобудування є прецеденти застосування відцентрових компресорів і в ГТА з великими витратами повітря (тобто великої потужності). Однак ця обставина є скоріше винятком і пояснюється тільки ортодоксальністю та традиціями в конструктивних рішеннях деяких фірм-виробників.

4.3. Осевідцентровий компресор

Даний компресор являє собою комбінований пристрій, в якому високий ККД осьового компресора (перші 5...7 ступенів) поєднується з високою мірою підвищення тиску в єдиному останньому відцентровому ступені (рис. 4.17–4.19). Відцентровий ступінь установлюється замість декількох осьових, які мають неприпустимо малі довжини робочих лопаток.

На відміну від осьових, осевідцентрові компресори за однакової міри підвищення тиску мають менше число рядів лопаток, тобто більш короткий і легкий ротор.

На відміну від багатоступінчастих відцентрових компресорів, в осевідцентровому компресорі потік повітря не має численних поворотів у проточній частині: на ділянці осьових ступенів він рухається аксіально і повертається в радіальному напрямку тільки в межах робочого колеса відцентрового ступеня. Це дозволяє використовувати радіальний дифузор, який має конструктивні переваги (скорочення довжини корпусу, зручність відводу повітря до камери згоряння, полегшення доступу до заднього підшипника компресора і т. п.).

Компресори осевідцентрового типу застосовуються, як правило, у газотурбінних агрегатах потужністю 500...3000 кВт.

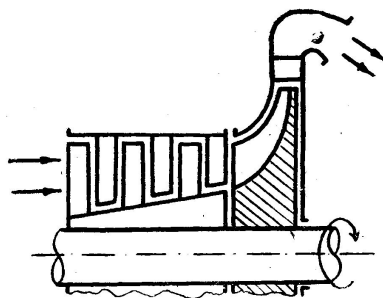


Рис. 4.17. Схема осевідцентрового компресора

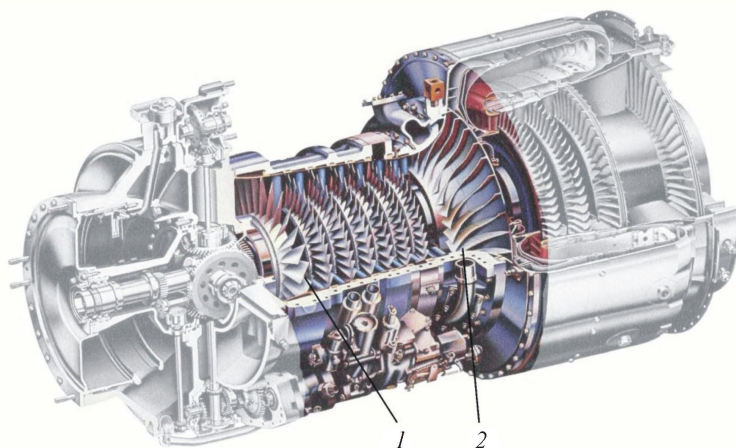


Рис. 4.18. Осевідцентровий компресор авіаційного турбовального двигуна Т55 максимальною потужністю 3630 кВт компанії "Honeywell International, Inc." [16, с. 227]:

1 – сім осьових ступенів; 2 – один відцентровий ступінь

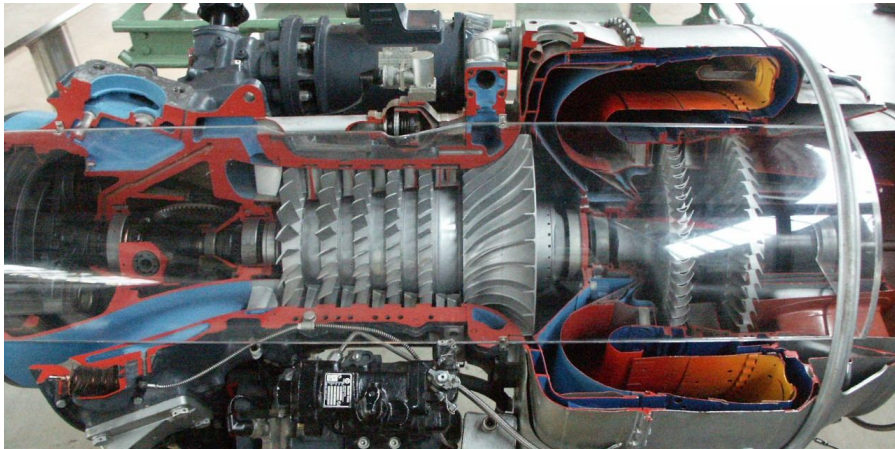


Рис. 4.19. Авіаційний турбовальний двигун T53 максимальною потужністю 1040 кВт компанії "Honeywell International, Inc." з осевідцентровим компресором (п'ять осьових ступенів та один відцентровий)

Контрольні питання і завдання

1. Які типи компресорів використовуються у складі газотурбінних агрегатів?
2. Розкрийте будову та принцип дії осевого компресора.
3. Охарактеризуйте переваги осьових компресорів.
4. Охарактеризуйте недоліки осьових компресорів.
5. Розкрийте будову і принцип дії відцентрового компресора.
6. Поясніть особливості конструкції робочих коліс відцентрових компресорів.
7. Назвіть переваги і недоліки відцентрових компресорів.
8. Поясніть особливості конструкції осевідцентрових компресорів.



5. КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГАЗОТУРБІННИХ АГРЕГАТІВ

Призначення камер згоряння ГТА – нагрів робочого тіла шляхом спалювання вуглеводневого палива.

У камерах згоряння газотурбінних агрегатів спалювання палива (рідкого або газоподібного) здійснюється безпосередньо в потоці повітря, яке надходить з компресора. Хімічна енергія палива перетворюється при цьому в теплову та надається робочому тілу, яке рухається потім у турбінну частину ГТА.

Загальна схема і будова камери згоряння газотурбінного агрегату зображені на рис. 5.1 та 5.2. Розглянемо процеси, що відбуваються в камері згоряння.

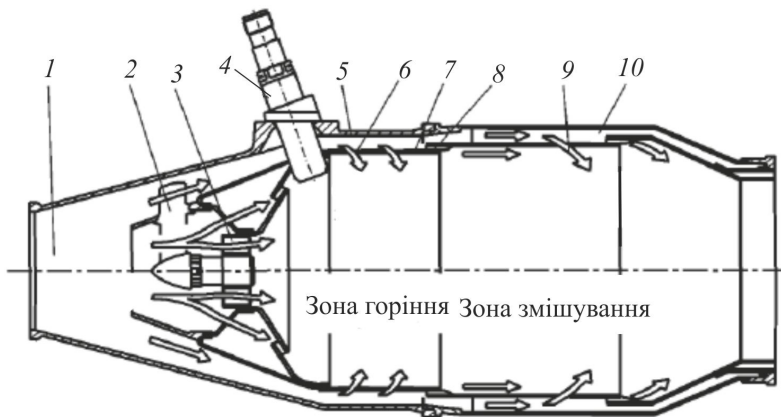


Рис. 5.1. Загальна схема камери згоряння [16, с. 286]:

- 1 – дифузор; 2 – паливна форсунка; 3 – фронтний пристрій; 4 – запальник;
5 – корпус камери згоряння; 6 – отвори первинної зони; 7 – жарова труба;
8 – отвори для охолодження; 9 – отвори зони змішування; 10 – кільцеві канали

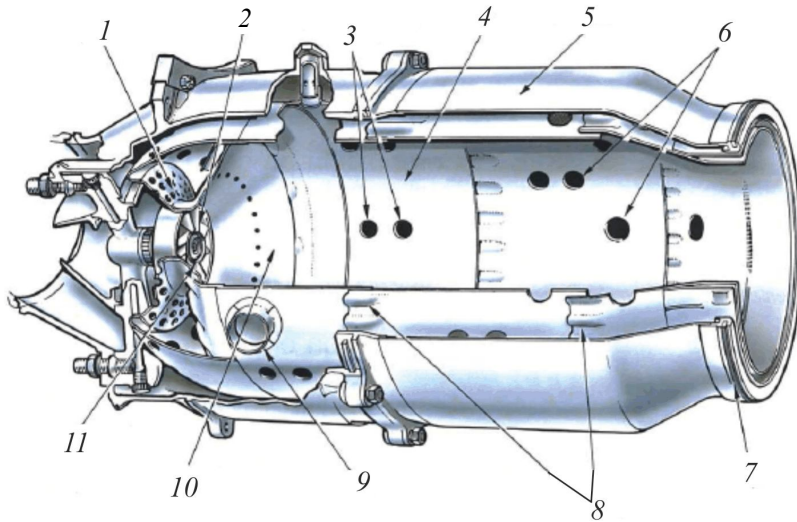


Рис. 5.2. Будова камери згоряння ГТА [60, с. 36]:

1 – фронтний пристрій; 2 – лопатковий завихрювач; 3 – отвори для проходження первинного повітря; 4 – жарова труба; 5 – корпус; 6 – отвори для проходження вторинного повітря; 7 – ущільнювальне кільце; 8 – гофроване з'єднання; 9 – патрубок перекидання полум'я; 10 – зона горіння; 11 – паливна форсунка

Повітря з компресора в камеру згоряння надходить з великою швидкістю – в сучасних ГТА до 150 м/с. Втрати тиску в камері згоряння при підведенні тепла до потоку, який рухається з такою швидкістю, були б неприпустимими і досягали б четвертої частини підвищення тиску повітря в компресорі. Тому для зниження швидкості на вході в усіх камерах згоряння розташовується **дифузор**.

Наслідком того, що повітря через ГТА прокачується в кілька разів більше, ніж це необхідно для спалювання палива, є **поділ внутрішнього об'єму жарових труб на дві зони – горіння і змішування**. Відповідно, і повітря в камері згоряння ділиться на два потоки – первинне і вторинне. **Первинне повітря** надходить у передню частину жарових труб (зону горіння) і бере участь у спалюванні палива. **Вторинне повітря** йде по кільцевих каналах в обхід зони горіння і, змішуючись з димовими газами, що утворилися в зоні змішування, охолоджує їх до необхідної температури.

Первинне повітря підводиться в зону горіння поступово, ступенево: частково через фронтний пристрій, частково через отвори в стінці жарової труби. Це пояснюється необхідністю організувати ефективне спалювання крапель розпиленого палива різної дисперсності (різного розміру). Спочатку, для горіння дрібних крапель, що швидко випаровуються, потрібна невелика кількість первинного повітря. Потім, протягом випаровування більших крапель, у зону горіння підводяться наступні порції повітря.

Якщо ж усе первинне повітря відразу подати через фронтний пристрій в зону горіння, то горіння перших крапель палива, що випарилися, відбувалося б в оточенні надлишкової кількості холодного окиснювача (повітря), а отже, повільно і неповно. У цьому випадку були б утруднені прогрів і початок горіння наступних об'ємів паливо-повітряної суміші.

Слід зауважити, що оптимальний розподіл первинного повітря по довжині зони горіння може бути остаточно встановлений тільки протягом експериментальних досліджень камери згоряння на спеціальному стенді.

Для прискорення змішання палива з повітрям **потік у зоні горіння турбулізується** (завихряється). Турбулізація здійснюється встановленням у фронті пристрої лопаткового завихрювача, перфорованих пластин і радіальним введенням повітря через отвори в стінці жарової труби.

У зв'язку з високою швидкістю руху потоку через жарові труби, яка перевищує швидкість розповсюдження полум'я, вживаються деякі заходи для утримання факела в передній частині зони горіння (тобто для **стабілізації фронту полум'я в зоні горіння**). Стабілізаторами є лопаткові завихрювачі, завдяки дії яких безпосередньо за фронтним пристроєм утворюється зона зворотних течій (зона зниженого тиску), в якій і здійснюється стійке займання паливоповітряної суміші (рис. 5.3 та 5.4).

Для ефективного горіння розпилене **паливо повинне оптимально розподілятися по перерізу жарової труби** (рис. 5.5). Небажаним є потрапляння крапель палива як на стінки жарової труби, так і всередину зони

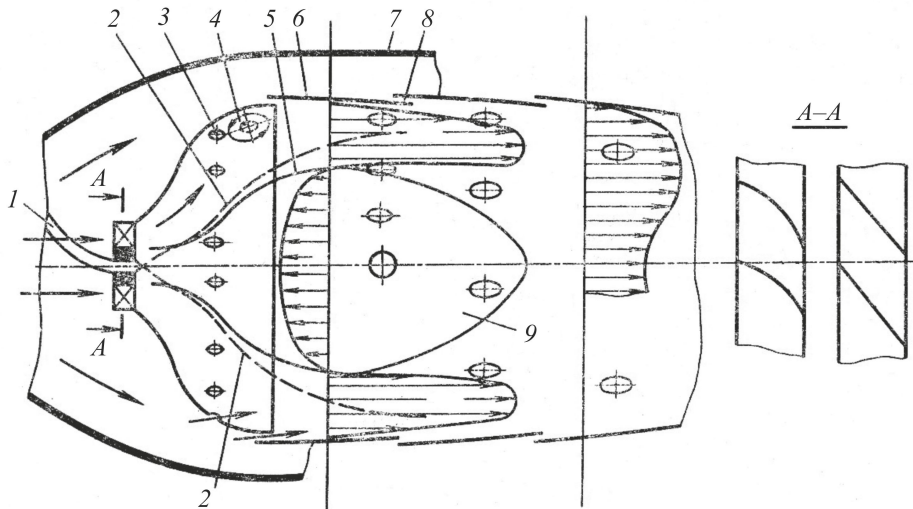


Рис. 5.3. Схема течії газів у зоні горіння [30, с. 78]:

- 1 – форсунка; 2 – конус палива; 3 – отвори; 4 – можлива зона відриву потоку;
5 – межа зони зворотних течій; 6 – обичайка жарової труби; 7 – корпус; 8 – щілини
для охолоджуючого повітря; 9 – зона зворотних течій

зворотних течій. Це забезпечується спеціальними конструкціями відцентрових паливних форсунок, що вприскують паливо у вигляді порожнистого конуса, який складається з дрібнодисперсних крапель.

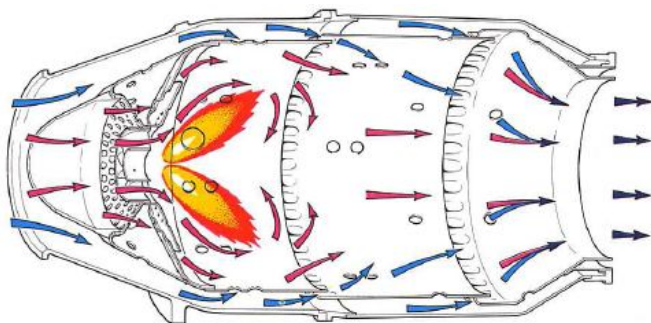


Рис. 5.4. Модель потоку і стабілізація полум'я в жаровій трубі

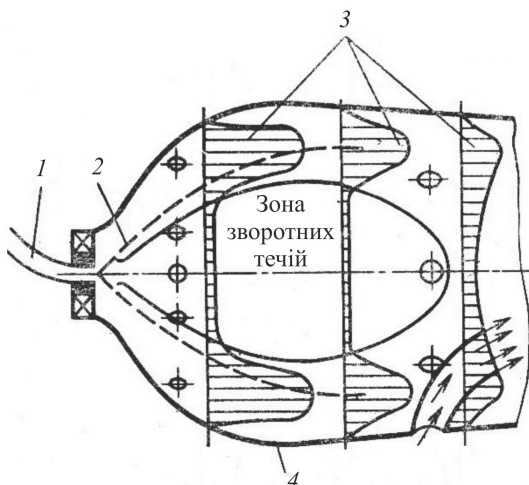


Рис. 5.5. Розподіл концентрації палива по перерізах зони горіння [30, с. 78]:

1 – паливна форсунка; 2 – порожнистий конус палива; 3 – епюра концентрації палива; 4 – жарова труба

На рис. 5.6 показана **схема найпростішої відцентрової форсунки**. У камеру закручування 1 паливо надходить по тангенціальних каналах 2. Потім через вихідне сопло 3 воно у вигляді обертової конічної пелени 4, яка рветься на окремі краплі, вводиться в зону горіння.

Застосування **двоканальних форсунок** забезпечує якісний розпил палива у всьому діапазоні роботи газотурбінного двигуна (рис. 5.7 та 5.8).

Перший канал форсунок *a* забезпечує запуск двигуна і його роботу на малих режимах. Інші режими двигуна забезпечуються спільною роботою обох каналів (*a* і *b*). Другий канал *b* включається при досягненні необхідного тиску палива в першому каналі (приблизно 2,0...2,5 МПа).

Для усунення перетікання палива через другий канал при роботі тільки на першому каналі в розділовій трубці 3 передбачений зворотний клапан

кулькового типу, який складається з кульки 10, гнізда кульки 9, пружини 8 і заглушки 7. Розділова трубка 3 затиснута в корпусі 2 форсунки притискачем 13, який глушиться гайкою 14. Ущільнення форсунки здійснюється кільцем ущільнювача 11 і прокладкою 12.

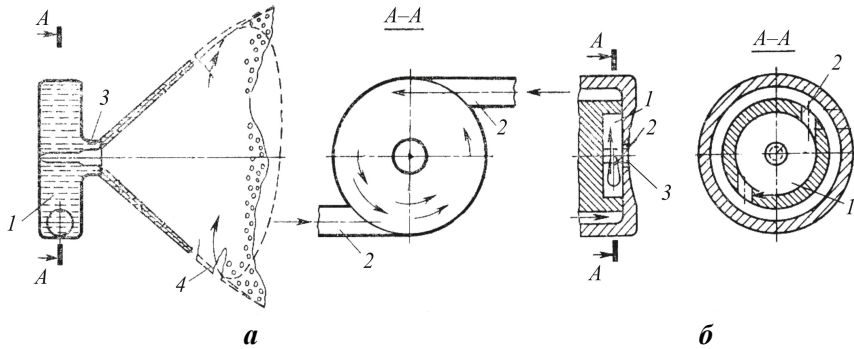


Рис. 5.6. Схема одноступінчастої відцентрової форсунки [60, с. 198]:

а – схема течії палива; *б* – схема форсунки; 1 – камера закручування;
2 – тангенціальні канали; 3 – вихідне сопло; 4 – конус розпили

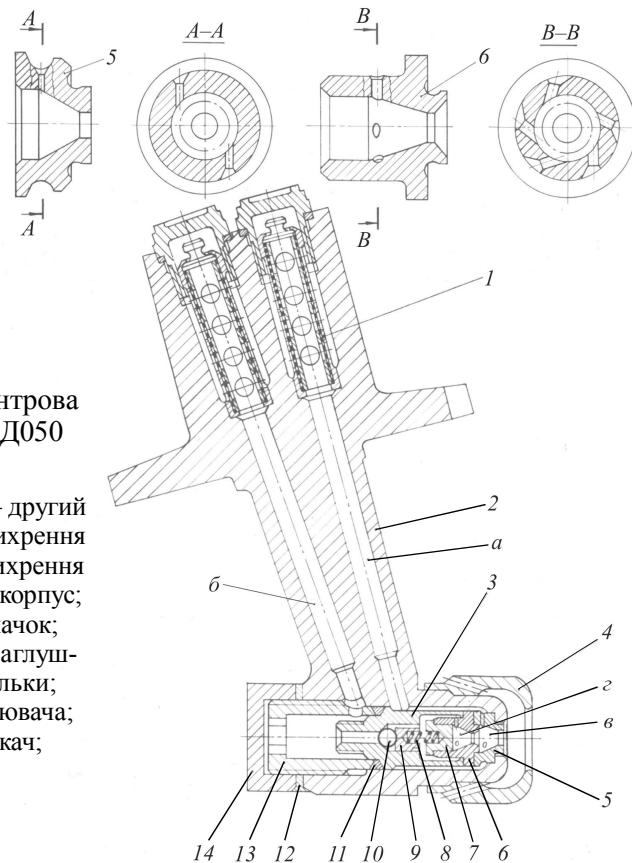


Рис. 5.7. Двоканальна відцентрова паливна форсунка двигуна Д050 [32, с. 34]:

а – перший канал форсунки; *б* – другий канал форсунки; *в* – камера завихрення першого каналу; *г* – камера завихрення другого каналу; 1 – фільтр; 2 – корпус; 3 – розділова трубка; 4 – ковпачок; 5 – сопло; 6 – завихрювач; 7 – заглушка; 8 – пружина; 9 – гніздо кульки; 10 – кулька; 11 – кільце ущільнювача; 12 – прокладка; 13 – притискач; 14 – гайка

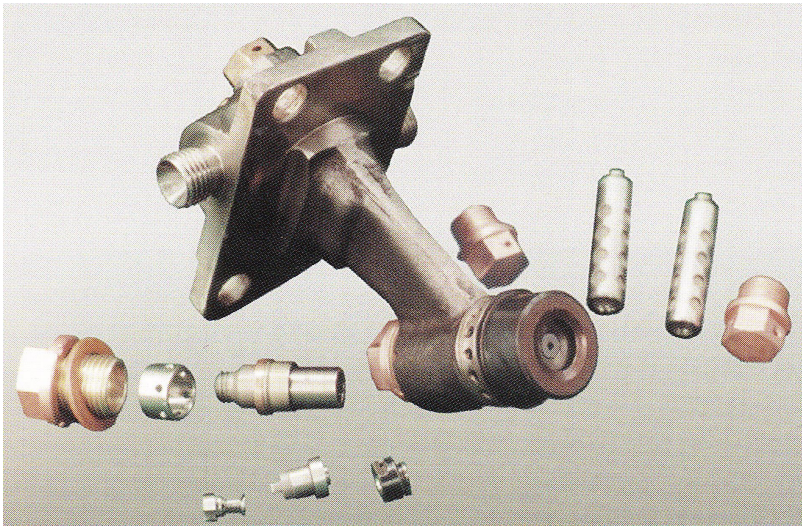


Рис. 5.8. Зовнішній вигляд двоканальної відцентрової паливної форсунки [27, с. 42]

Форсунка має дві камери завихрення: першого каналу *в* і другого каналу *г*. Паливо надходить у камери через тангенціальні отвори в стінках сопла *5* (перший канал) і завихрювача *б* (другий канал).

У верхній частині корпусу *2* форсунки розташовані штуцери підведення палива з сітчастими фільтрами *1*.

Ковпачок *4* форсунки призначений для організації обдування торця її сопла з метою усунення нагароутворення.

Підведення палива до форсунок здійснюється через паливопідвідні трубки від двох паливних колекторів, які за допомогою хомутів і підвісок кріпляться до фланця заднього корпусу компресора.

Усі елементи камери згоряння інтенсивно охолоджуються повітрям. Для охолодження форсунки між її корпусом і завихрювачем у кільцевому зазорі пропускається потік повітря. Фронтний пристрій і жарова труба охолоджуються вторинним повітрям, яке надходить усередину жарової труби через ряди дрібних отворів або кільцеві щілини, розташовані поясами по довжині жарової труби. Крім внутрішнього плівкового охолодження жарова труба зовні охолоджується вторинним повітрям, яке надходить потім у зону змішування (рис. 5.9).

Залежно від виду використовуваного палива, призначення та теплової схеми газотурбінного агрегату застосовуються різні типи і компонування камер згоряння.

За компонуванням з іншими частинами ГТА камери згоряння поділяють на виносні і вбудовані.

Виносні камери згоряння винесені за межі корпусу ГТА, розміщуються на окремому фундаменті і з'єднуються з компресорною та турбінною частинами за допомогою спеціальних повітро- і газоходів. Перевагою таких камер згоряння є зручність обслуговування і ремонту. Їх застосовують у деяких конструкціях стаціонарних газотурбінних агрегатів. Компонування двигуна SGT5-2000E потужністю 163 МВт компанії "Siemens AG" з такою камерою згоряння показано на рис. 5.10.

Вбудовані камери згоряння розміщені в корпусі ГТА. Залежно від конструктивного виконання вони можуть бути таких типів (рис. 5.11):

- кільцеві;
- секційні;
- трубчасто-кільцеві;
- індивідуальні.

Робочий об'єм **кільцевих камер згоряння** (рис. 5.12, 5.13), які набули найбільшого поширення в авіаційних двигунах, являє собою суцільний кільцевий простір між внутрішньою і зовнішньою обичайками жарової труби. Камера більш легка і компактна в порівнянні з камерами інших типів. При її установленні дещо зменшується довжина двигуна завдяки відсутності повітороздавальних і газозбірних патрубків у плавній кільцевій проточній частині. Для цієї камери характерні знижені втрати тиску на вході і виході, більш рівномірні поля швидкості і температури газу. На охолодження жарової труби витрачається менша кількість повітря.

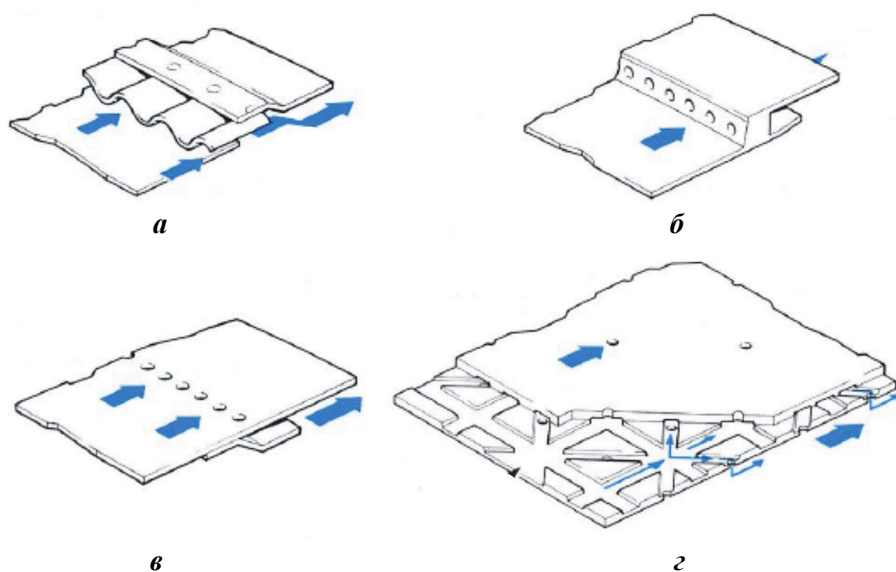


Рис. 5.9. Методи охолодження стінок жарової труби [60, с. 38]:

- а** – за допомогою гофрованих штаб; **б** – за допомогою просвердлених у кільці отворів;
- в** – за допомогою напрямних елементів; **г** – транспіраційне охолодження

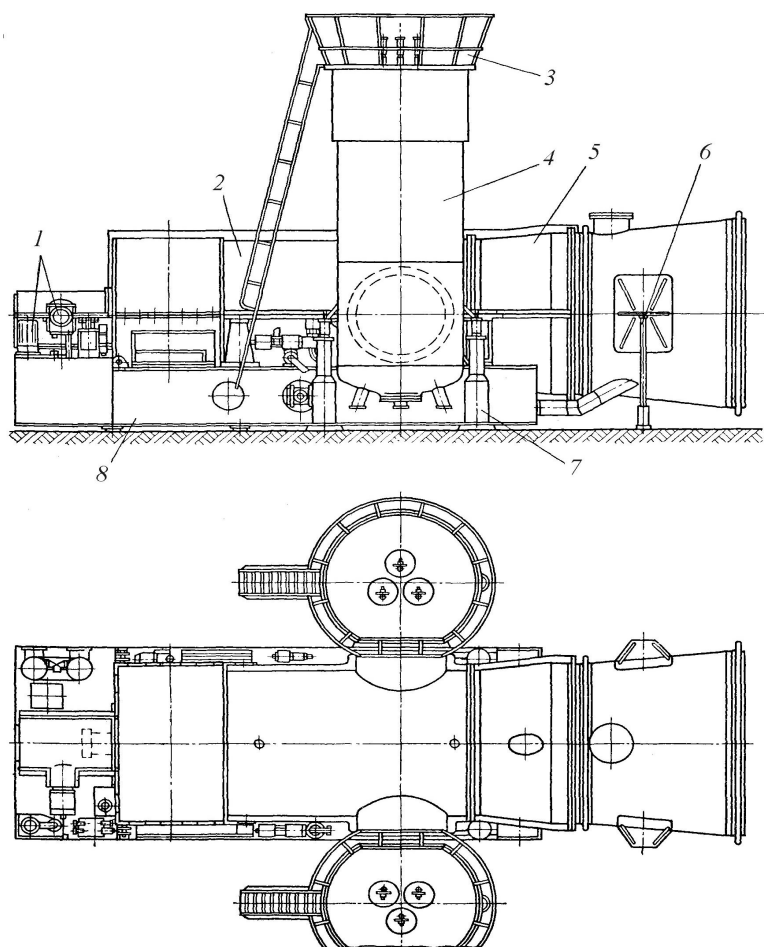


Рис. 5.10. Компонування двигуна SGT5-2000E (до 2005 р. – V94.2) компанії "Siemens AG" з виносною камерою згоряння [36, с. 47]:

1 – масляні насоси; 2 – компресор; 3 – площадка обслуговування;
4 – камера згоряння; 5 – турбіна; 6 – опорний стояк; 7 – опорний стояк камери згоряння; 8 – рама турбокомпресора

До недоліків відноситься велике число форсунок (кілька десятків), яке вибирають виходячи з повного заповнення фронтом полум'я кільцевого перерізу. Експериментальне доведення камер на стенді є найбільш громіздким і складним через необхідність використання повних витрат повітря та палива. Збирання і розбирання камери, її жарової труби, як правило, пов'язані з повним розбиранням двигуна, оскільки труби виконують звичайно суцільними кільцевими без роз'ємів, забезпечуючи цим рівномірність їх прогрівання. Жорсткість кільцевих камер менша, ніж у камер інших типів, тому при великих тисках можлива деформація зовнішньої обичайки.

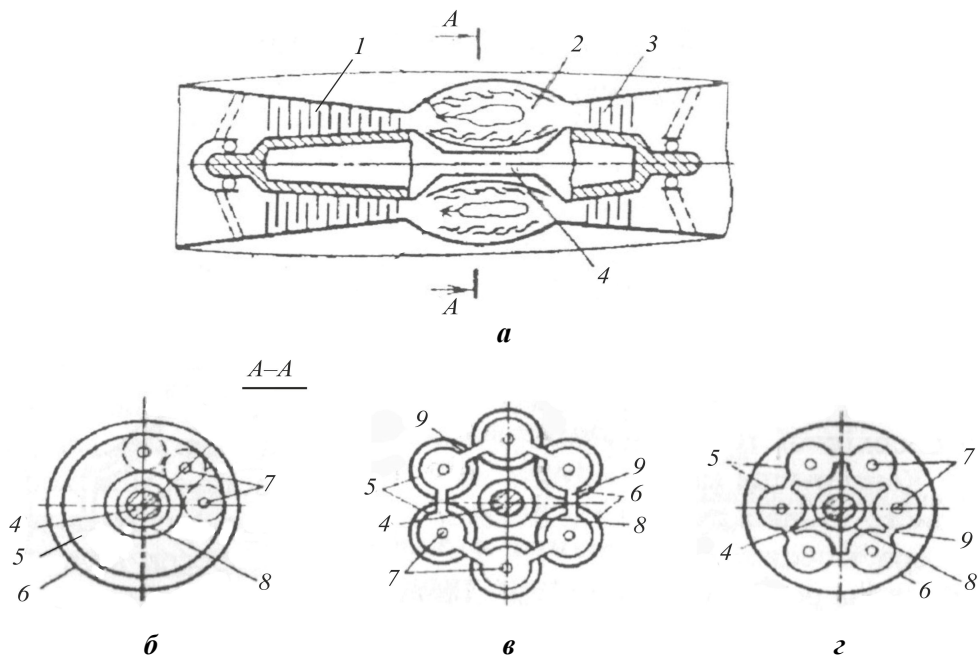
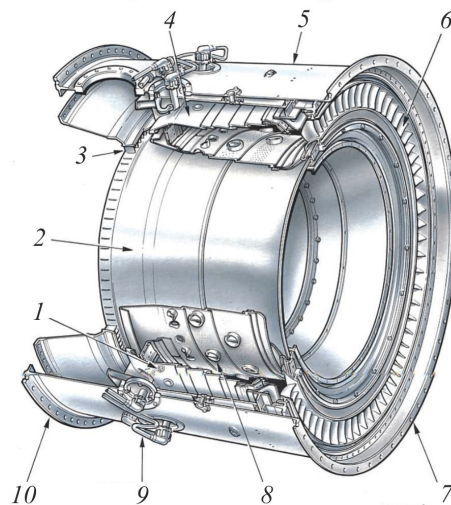


Рис. 5.11. Схеми вбудованих камер згоряння:

a – компонування камери згоряння з іншими частинами ГТА; *б* – кільцева камера згоряння; *в* – секційна камера згоряння; *z* – трубчасто-кільцева камера згоряння; 1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна; 4 – вал, що поєднує турбіну та компресор; 5 – жарова труба; 6 – зовнішній корпус; 7 – паливні форсунки; 8 – внутрішній корпус; 9 – патрубки перекидання полум'я

Рис. 5.12. Кільцева камера згоряння авіаційного двигуна [60, с. 42]:

1 – паливна форсунка; 2 – внутрішній корпус; 3 – спрямні лопатки компресора; 4 – жарова труба; 5 – зовнішній корпус; 6 – соплові лопатки 1-го ступеня турбіни; 7 – фланець приєднання корпусу турбіни; 8 – отвори для проходження вторинного повітря; 9 – паливний колектор; 10 – фланець приєднання корпусу компресора



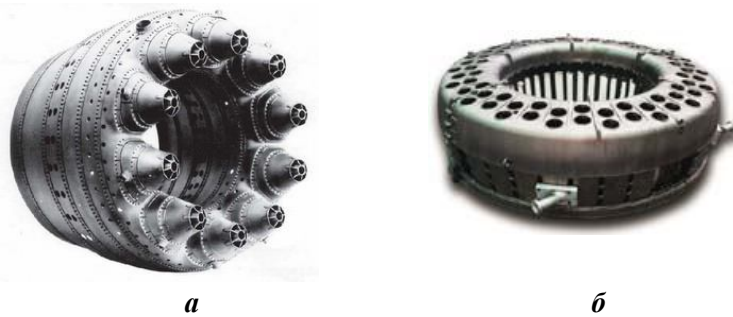


Рис. 5.13. Жарова труба кільцевої камери згоряння:
а – авіаційного турбогвинтового двигуна АИ-20 ДП "Івченко-Прогрес";
б – двигуна GT13E2 компанії "Alstom S.A."

Секційна камера (рис. 5.14–5.16) являє собою блок окремих камер. Кожна камера має свою жарову трубу і корпус. Усі камери цілком ідентичні, працюють самостійно. У деяких випадках їх жарові труби з'єднані патрубками для перекидання полум'я. За наявності таких патрубків запальні пристрої (запалювачі) можуть установлюватися лише в декількох камерах блока.

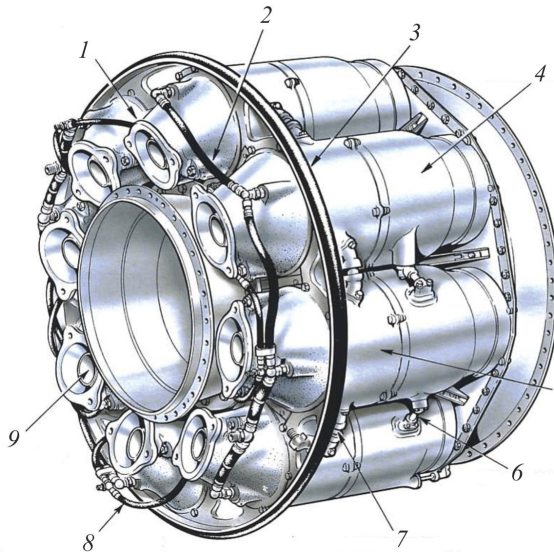


Рис. 5.14. Секційна камера згоряння [60, с. 40]:
1 – фланець приєднання до компресора; *2* – головний паливний колектор;
3 – протипожежний колектор двигуна; *4* – камера згоряння; *5* – корпус;
6 – дренажна труба; *7* – патрубок перекидання полум'я; *8* – колектор пускового палива;
9 – вхід первинного повітря



Рис. 5.15. Двигун MS5002C компанії "General Electric Co."
з секційною камерою згоряння



Рис. 5.16. Двигун L20A компанії "Kawasaki Heavy Industries, Ltd."
з секційною камерою згоряння

Розміри, маса, втрати тиску в секційних камерах згоряння через наявність різних перехідних і допоміжних елементів більші, ніж у кільцевих. Однак вартість таких камер істотно менша; число використовуваних форсунок, як правило, дорівнює числу жарових труб; жорсткість набагато вища; обслуговування та ремонт їх більш зручні.

У **трубчато-кільцевій камері** (рис. 5.17–5.19), так само як і в кільцевій, внутрішній і зовнішній корпуси спільні. Окремі циліндричні жарові труби розташовані між корпусами в кільцевому просторі. Потoki газів, що виходять з них, об'єднуються в кільцевому газозбірнику безпосередньо перед сопловим апаратом турбіни.

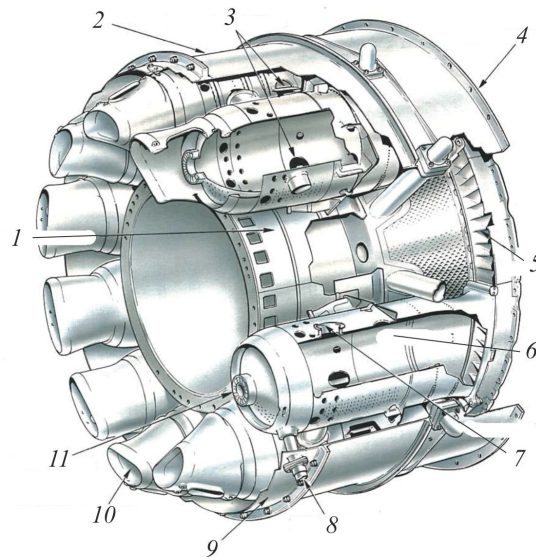


Рис. 5.17. Трубчато-кільцева камера згорання [60, с. 41]:

- 1 – внутрішній корпус; 2 – зовнішній корпус; 3 – отвори для вторинного повітря;
 4 – фланець приєднання турбіни; 5 – соплові лопатки 1-го ступеня турбіни;
 6 – жарова труба; 7 – патрубок перекидання полум'я; 8 – запалювач;
 9 – корпус дифузора; 10 – вхід первинного повітря; 11 – лопатковий завихрювач

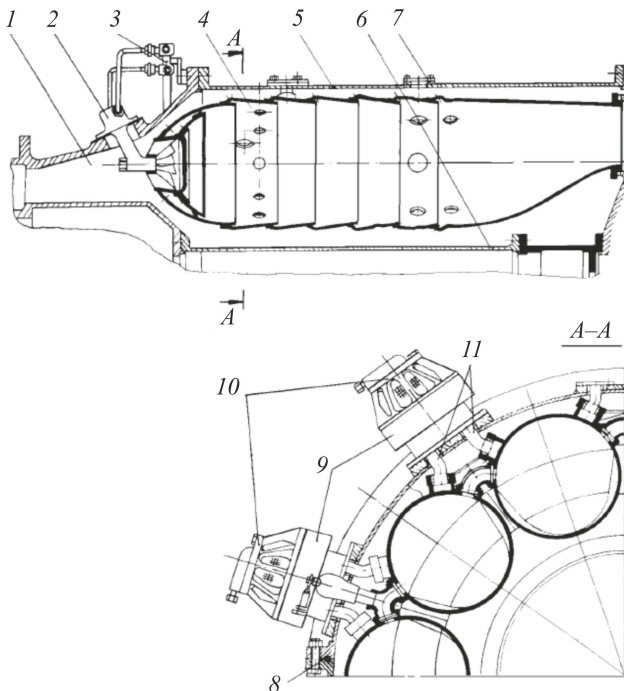


Рис. 5.18. Трубчато-кільцева камера згорання двигуна ДИ59 [34, с. 101]:

- 1 – дифузор; 2 – паливна форсунка; 3 – паливний колектор; 4 – жарова труба;
 5 – кожух камери згорання; 6 – кожух вала турбіни;
 7 – фланець; 8 – вкладиш;
 9 – компенсатор; 10 – клапан перепуску повітря;
 11 – фіксатор; 12 – патрубок перекидання полум'я

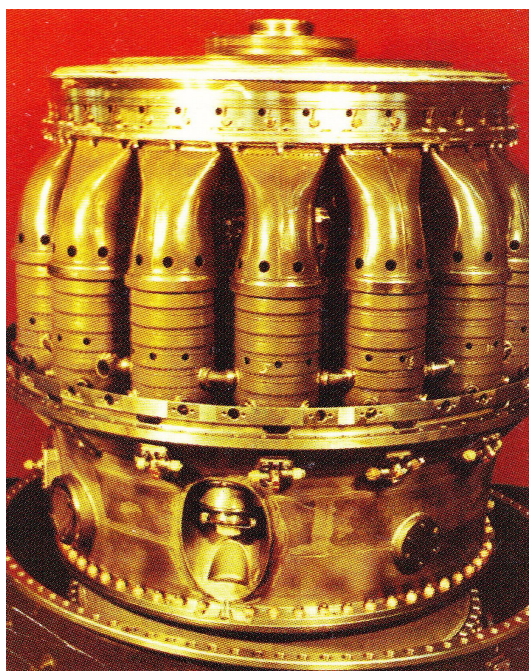


Рис. 5.19. Жарові труби трубчасто-кільцевої камери згоряння [22, с. 10]

Число жарових труб вибирають залежно від компоновання, розмірів ГТА та ін.; найчастіше від 6 до 12. Паливо горить у зонах горіння окремих жарових труб, з'єднаних між собою патрубками для перекидання полум'я. Через ці патрубки при пуску ГТА забезпечується займання палива у всіх жарових трубах перекиданням полум'я від палаючого факела, оскільки запальник установлюється тільки в двох-трьох трубах. Завдяки наявності патрубків забезпечується відновлення горіння при випадковому зриві факела в одній жаровій трубі. Патрубки також сприяють вирівнюванню тисків у жарових трубах.

За своїми перевагами і недоліками трубчасто-кільцеві камери згоряння займають проміжне положення між камерами кільцевими і секційними.

Трубчасто-кільцеві камери набули значного поширення у складі суднових ГТА.

Індивідуальні вбудовані камери згоряння (рис. 5.20–5.22), які входять у загальну силову схему двигуна, іноді наближаються за конструкцією до виносних (багато дослідників їх і не розрізняють). Індивідуальні камери дозволяють скоротити відстань між компресором і турбіною та зменшити число форсунок. Останнє особливо важливе для ГТА малих потужностей, у яких витрати палива незначні і застосування інших камер згоряння з великим числом форсунок є небажаним унаслідок частого засмічення форсунок через малі розміри прохідних каналів.

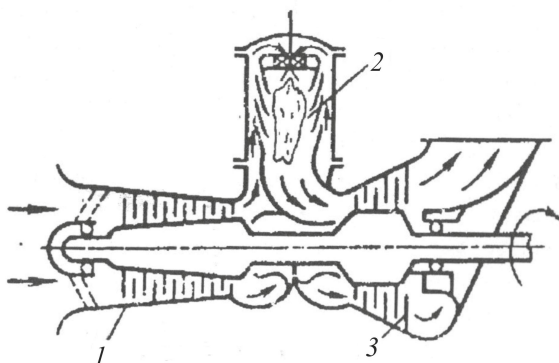


Рис. 5.20. Компонування ГТД з індивідуальною камерою згоряння [20, с. 46]:

1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна

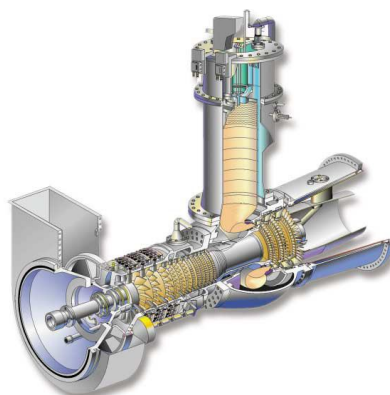


Рис. 5.21. Двигун GE10-1 компанії "General Electric Co." з індивідуальною камерою згоряння



Рис. 5.22. Двигун сімейства "ТНМ" потужністю від 6 до 11 МВт компанії "MAN Diesel & Turbo SE" з індивідуальною двотрубною камерою згоряння [36, с. 163]

Індивідуальна і виносна камери зручні тим, що їх розбирання не потребує навіть часткового розбирання ГТА. Однак такі камери згоряння мають значні розміри і масу трубопроводів та газозбірників з додатковими втратами тиску в них.

За характером руху робочого тіла розрізняють камери згоряння прямотокові (рис. 5.23,а) і протитокові (див. рис. 5.23,б).

У **прямотокових камерах** (рис. 5.24) напрямок руху повітря в кільцевому каналі між жаровою трубою і корпусом збігається з напрямком руху продуктів згоряння.

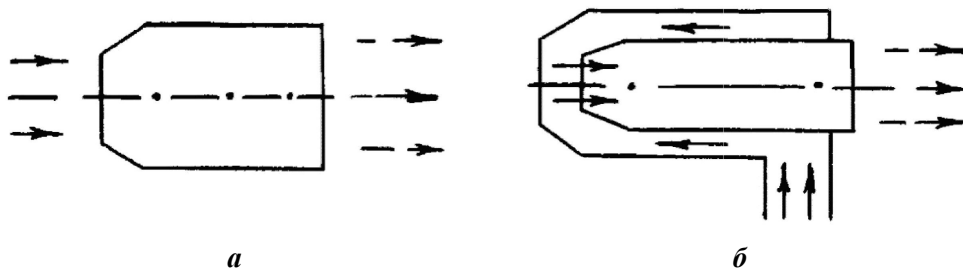


Рис. 5.23. Прямотокова (а) і протитокова (б) схеми руху потоку в камері згоряння

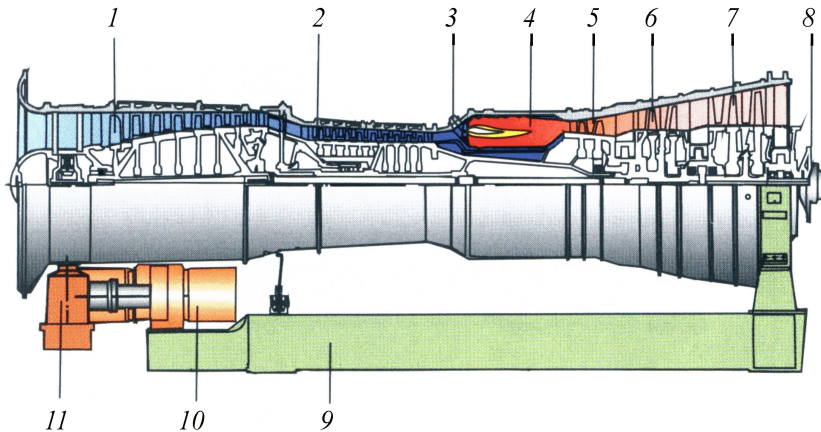


Рис. 5.24. Схема двигуна UGT 16000 виробництва ДП НВКГ "Зоря"-"Машпроект" з прямоотоковою камерою згоряння [12, с. 2]:

- 1 – компресор низького тиску; 2 – компресор високого тиску; 3 – форсунка;
4 – камера згоряння; 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску;
7 – силова турбіна; 8 – фланець відбору потужності; 9 – рама; 10 – електростартер;
11 – коробка приводів

У протитокових камерах, які називаються також іноді "петльовими", потоки йдуть назустріч один одному. Протитокова конструкція може створити суттєві переваги з точки зору загального компонування. Застосування протитокових камер дозволяє зменшити довжину двигуна внаслідок виносу їх над компресором (рис. 5.25) або над турбіною (рис. 5.26). Останній варіант часто застосовується при використанні відцентрового або осевідцентрового компресора.

Жарові труби в протитокових камерах можна розміщувати під кутом до осі агрегату. При такому компонуванні з'являється можливість кращого охолодження камери згоряння і патрубків.

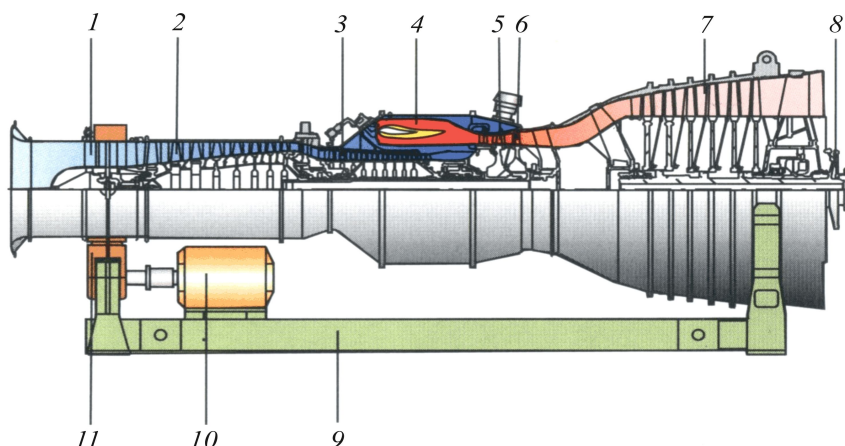


Рис. 5.25. Схема двигуна UGT 6000 виробництва ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" з протитоковою камерою згоряння [11, с. 2]:

1 – вхідний напрямний апарат; 2 – компресор низького тиску; 3 – компресор високого тиску; 4 – камера згоряння; 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску; 7 – силова турбіна; 8 – фланець відбору потужності; 9 – рама; 10 – електростартер; 11 – коробка приводів

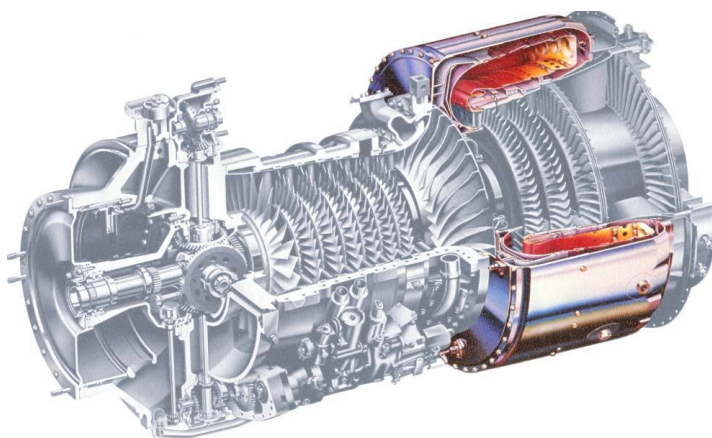


Рис. 5.26. Авіаційний турбовальний двигун T55 компанії "Honeywell International, Inc." з протитоковою камерою згоряння [16, с. 293]

Контрольні питання і завдання

1. Поясніть необхідність поділу робочого об'єму камер згоряння газотурбінних агрегатів на дві зони.
2. Поясніть функціональне призначення первинного і вторинного повітря в камерах згоряння.

3. Поясніть необхідність ступеневого підведення первинного повітря по довжині зони горіння.
 4. Як здійснюється стабілізація полум'я в камерах згоряння газотурбінних агрегатів?
 5. Як здійснюється турбулізація потоку в зоні горіння?
 6. Поясніть принцип дії відцентрової форсунки.
 7. Назвіть основні типи камер згоряння газотурбінних агрегатів.
 8. Проаналізуйте особливості конструкції прямотокових і протитоккових камер згоряння.
-

6. ТУРБІННА ЧАСТИНА ГАЗОТУРБІННОГО АГРЕГАТУ

Призначення турбінної частини газотурбінного агрегату – отримання механічної енергії обертання.

Турбіна являє собою тепловий двигун, в якому потенціальна енергія підведеного ззовні робочого тіла перетворюється на механічну енергію обертання ротора. Запас потенціальної енергії, що витрачається на здійснення роботи, характеризується надмірним значенням ентальпії, яка в свою чергу функціонально залежить від тиску і температури робочого тіла.

Робочим тілом у турбінах ГТА, як правило, є продукти згоряння вуглеводневого палива, які надходять з камери згоряння.

Специфічною особливістю турбінної частини ГТА є те, що тільки 30...40 % її потужності передається споживачеві, інша ж частина використовується для приводу компресора.

У складі газотурбінних агрегатів у переважній більшості випадків використовуються осьові турбіни; в ГТА малої потужності іноді знаходять застосування доцентрові радіальні турбіни.

6.1. Осьові турбіни

Будову і принцип дії найпростішої осьової турбіни розглянемо на прикладі конструкції, схема якої показана на рис. 6.1.

Основними елементами осьової турбіни є: сопловий апарат 1, утворений закріпленими нерухомо в корпусі 4 сопловими лопатками (див. також рис. 6.2), і робочі лопатки 2, набрані по ободу диска 3. Ряд (по колу) робочих лопаток утворює **робочий вінець**. Диск може виготовлятися як єдина деталь з валом 7 або може виконуватися окремо і потім жорстко з'єднуватися з ним за допомогою зварювання або кріпильних елементів. Вал разом з усіма встановленими на ньому деталями утворює обертову частину турбіни – **ротор** (див. також рис. 6.3).

Положення ротора щодо корпусу фіксується опорними (радіальними) 6 і 13 та упорним 12 підшипниками. Підшипники встановлені в корпусах підшипників 9 і 11, з'єднаних з нижньою половиною корпусу. За допомогою цих корпусів турбіна кріпиться до фундаменту. Корпус має патрубки для підведення (впускний) і відведення (випускний) робочого тіла. У місцях виходу вала з корпусу для ізоляції внутрішніх порожнин від навколишнього середовища передбачені зовнішні ущільнення 5 і 10. Сукупність усіх нерухомих деталей утворює **статор турбіни**. Генерована турбіною потужність передається споживачеві через фланець або сполучну муфту 8.

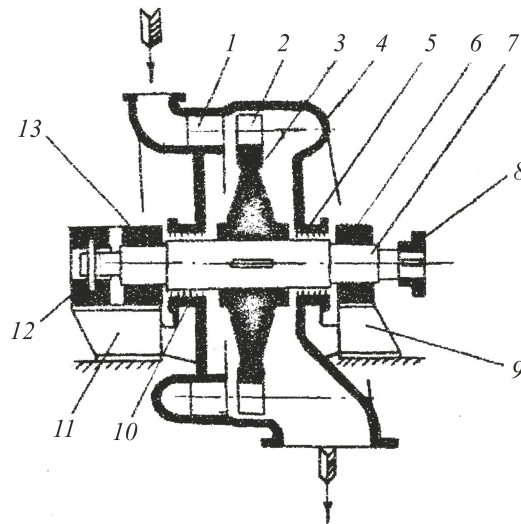


Рис. 6.1. Будова осової турбіни
[37, с. 4]



a



б

Рис. 6.2. Соплові апарати осових турбін турбореактивного двигуна J47 (*a*) і парової турбіни (*б*)

Турбіна як тепловий двигун відрізняється від поршневих двигунів деякими **особливостями робочого процесу**.

Основна особливість – енергетична – полягає у двоступінчастому перетворенні енергії. Потенціальна енергія робочого тіла спочатку перетворюється в кінетичну енергію потоку (ентальпія, тиск і температура при цьому зменшуються, швидкість руху зростає). Це перетворення здійснюється в соплових і частково в робочих каналах. На другому етапі кінетична енергія

робочого тіла перетворюється на механічну енергію обертання ротора. Друге перетворення здійснюється на робочих лопатках турбіни.

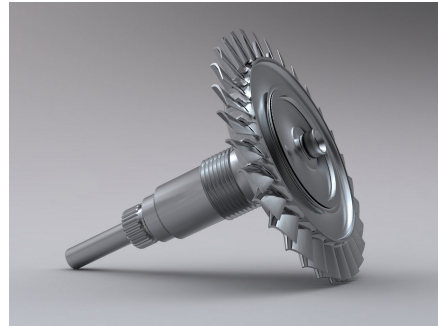
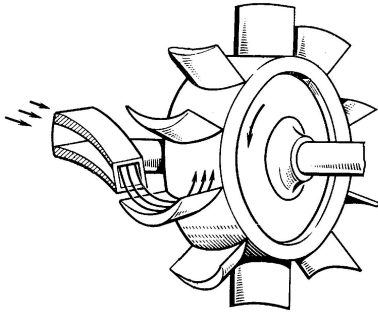


Рис. 6.3. Ротори осьових турбін

Друга особливість турбіни – кінематична – полягає у безпосередньому отриманні обертового руху ротора в результаті силового впливу потоку на робочі лопатки. Турбіна на відміну від поршневих двигунів не потребує додаткових перетворювачів механічної енергії, таких, наприклад, як кривошипношатунний механізм, який перетворює зворотно-поступальний рух поршня в обертальний рух колінчастого вала.

Третя особливість – безперервність робочого процесу. Він відбувається безперервно в соплових і робочих каналах, завжди відкритих для робочого тіла, яке рухається від вхідного до вихідного перерізу турбіни. Робочий процес не містить циклів або періодів, дискретних у часі, які характерні для поршневих двигунів. Ротор турбіни у процесі її роботи обертається безперервно. Робоче тіло тече безупинно, як завжди довго.

Сукупність одного ряду (по колу) соплових і наступного за ним ряду робочих лопаток утворює **ступінь турбіни** (рис. 6.4 і 6.5).

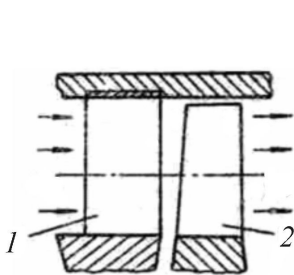


Рис. 6.4. Схема турбінного ступеня:

1 – соплові лопатки;
2 – робочі лопатки

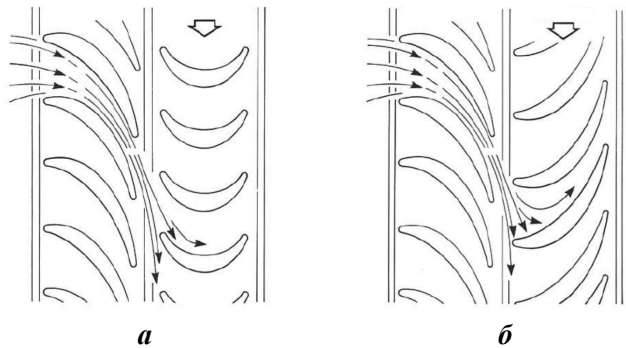


Рис. 6.5. Розгортка на площину перерізів соплових і робочих лопаток для активного (а) і реактивного (б) турбінних ступенів

Специфічною особливістю перших ступенів газових турбін на відміну від парових турбін є великі об'ємні витрати робочого тіла, обумовлені його високою температурою, низьким рівнем тиску, а також великою масовою витратою на одиницю корисної потужності. Завдяки цьому в ГТА потужністю більше 100...200 кВт лопатки мають прийнятну довжину і можуть бути виконані осьовими.

Вибір числа ступенів осьових турбін є одним з основних критеріїв при проектуванні турбіни. У практиці стаціонарного та транспортного газотурбобудування випускають як мало-, так і багатоступінчасті турбіни. Із збільшенням числа ступенів зростають розміри і вартість турбіни, ускладнюється конструкція елементів та організація їх охолодження, але підвищується ККД проточної частини. Існує безліч факторів, які впливають на вибір числа ступенів турбіни, причому як мало-, так і багатоступінчасті конструкції цілком життєздатні і мають достатньо широке застосування. На вибір конструкції впливають також традиції та виробничі можливості заводу-вироблювача. Підприємства, що спеціалізуються на випуску компактних і легких авіаційних газотурбінних двигунів, тяжіють і в стаціонарних ГТА до турбін з малим числом ступенів і консольними роторами, а заводам, що виготовляють парові турбіни, більш властиві ГТА з багатоступінчастими турбінами.

На рис. 6.6–6.11 зображені осьові турбіни – одноступінчаста високого тиску та двоступінчаста низького тиску – двоконтурного турбореактивного двигуна АІ-25 виробництва ДП "Івченко-Прогрес" [26]¹.

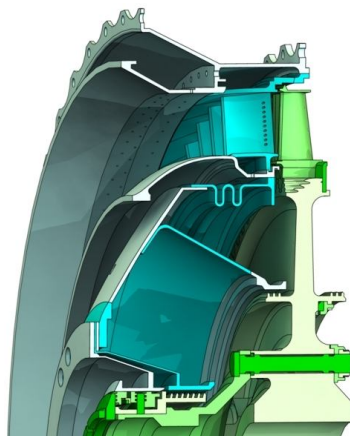


Рис. 6.6. Об'ємна модель одноступінчастої турбіни високого тиску двигуна АІ-25

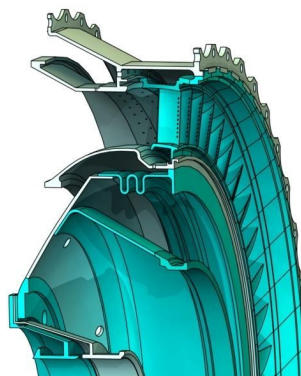
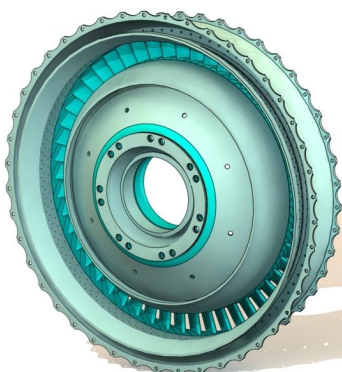


Рис. 6.7. Об'ємна модель статора турбіни високого тиску двигуна АІ-25

¹Зображення взяті з сайту <http://ai-25.ucoz.ru>, присвяченого опису конструкції даного двигуна.

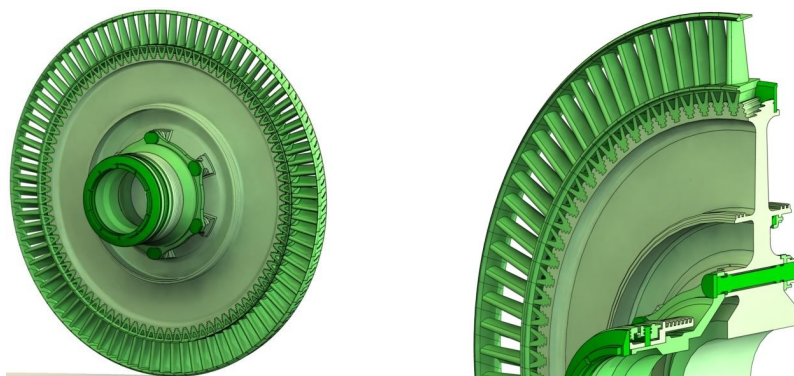


Рис. 6.8. Об'ємна модель ротора турбіни високого тиску двигуна АИ-25

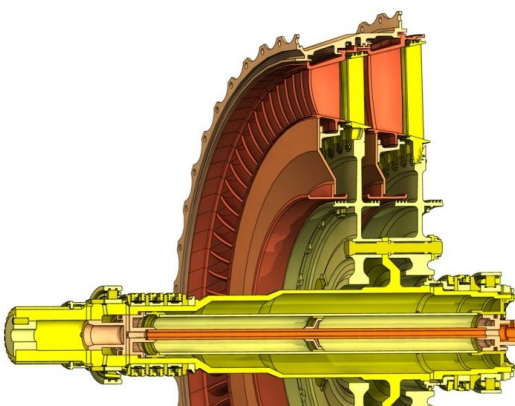


Рис. 6.9. Об'ємна модель двоступінчастої турбіни низького тиску двигуна АИ-25

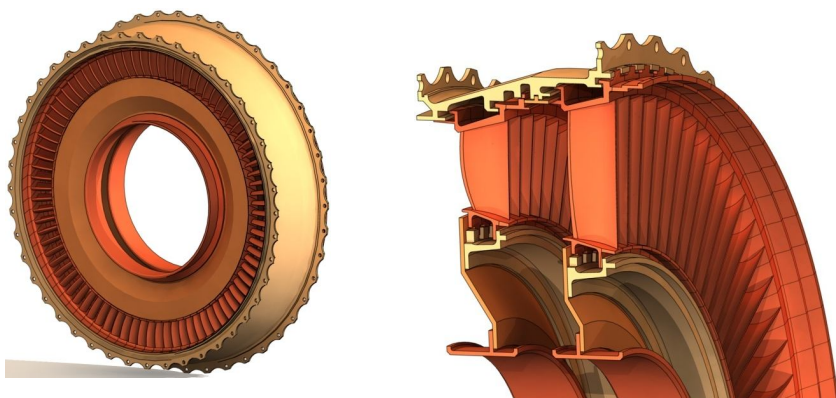


Рис. 6.10. Об'ємна модель статора турбіни низького тиску двигуна АИ-25

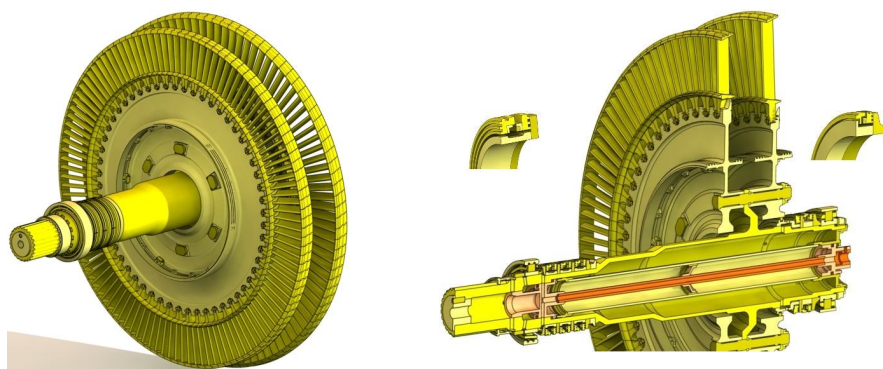


Рис. 6.11. Об'ємна модель ротора турбіни низького тиску двигуна АІ-25

6.2. Доцентрові радіальні турбіни

У доцентровій радіальній турбіні (рис. 6.12,*а*) гарячі гази з камери згоряння за допомогою соплового апарата *1* під певним кутом направляються до робочого колеса *2*. Течія газів у турбіні відбувається в радіальному напрямку від периферії до центру даного колеса. При цьому температура і тиск газів знижуються. Вихід газів здійснюється через центральний осьовий вихідний патрубок.

З усіх радіальних турбін найбільш високий ККД, а тому й найбільше значення для практики мають доцентрові турбіни з осьовим виходом потоку з робочого колеса, які отримали назву **радіально-осьових** (див. рис. 6.12,*б*). Осьовий вихід забезпечується видовженими і спеціальним чином загнутими лопатями робочого колеса.

Радіально-осьові турбіни бувають **однопотоківі та двопотоківі** (див. рис. 6.12,*в*). Останні застосовуються при збільшених витратах робочого тіла і конструктивних обмеженнях по зовнішньому діаметру.

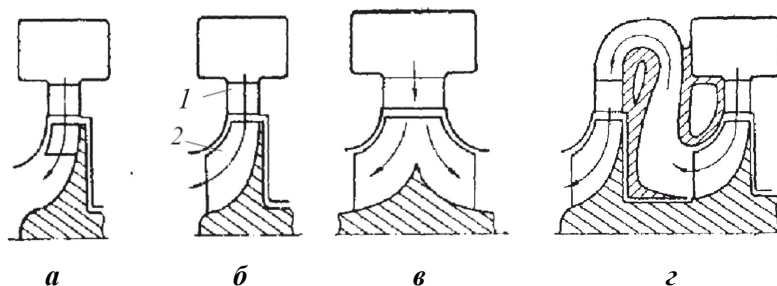


Рис. 6.12. Схеми радіальних турбін [37, с. 17]:

а – доцентрова турбіна; *б* – радіально-осьова доцентрова турбіна;
в – двопотокова доцентрова турбіна; *г* – двоступінчаста доцентрова турбіна;
 1 – сопловий апарат; 2 – робоче колесо

Багатоступінчасті радіальні турбіни виготовляються шляхом послідовного з'єднання декількох ступенів за допомогою поворотних напрямних апаратів (див. рис. 6.12, з).

Робочі колеса доцентрових турбін ГТА звичайно виконуються напіввідкритими (рис. 6.13). Відкриті колеса знайшли обмежене застосування внаслідок їх зниженого ККД. Закриті колеса не використовуються через незадовільні міцнісні характеристики.



Рис. 6.13. Робоче колесо напіввідкритого типу

Основні переваги доцентрових турбін

у порівнянні з осьовими турбінами [31, с. 11]:

більш проста конструкція і компонування двигуна (турбіни такого типу особливо придатні для ГТА малої потужності, оскільки шляхом конструктивного з'єднання їх ротора з робочим колесом відцентрового компресора можна створити максимально компактну конструкцію двигуна);

низька виробнича вартість завдяки простішому виготовленню робочих коліс (ротор радіальної турбіни на відміну від ротора осьової турбіни може бути виготовлений більш дешевим способом з поковки або шляхом точного лиття);

більша допустима потужність одного ступеня, оскільки ротори радіальних турбін допускають більші частоти обертання при однакових з осьовими турбінами напруженнях від дії відцентрових сил;

більш високий ККД ступенів малої потужності, що пояснюється більшою ефективністю перетворення енергії в робочому колесі завдяки тому, що частина роботи здійснюється коріолісовими силами при радіальному переміщенні газу, а також завдяки меншим втратам у ньому;

простота створення регульованого соплового апарата та реверсивної турбіни.

Основні недоліки даних турбін:

великий зовнішній діаметр турбіни;

труднощі створення багатоступінчастих конструкцій і турбін великої потужності;

велика швидкохідність (значні частоти обертання ротора), що приводить до меншої надійності підшипників і до великих передавальних відношень редукторів.

Доцентрові радіальні турбіни (рис. 6.14 та 6.15) знаходять застосування, як правило, в **ГТА малої потужності**. У таких агрегатах за невеликої об'ємної витрати робочого тіла довжина лопаток осьових турбін була б настільки незначною, що кінцеві втрати навіть при мінімальному радіальному зазорі не дозволили б забезпечити високий ККД проточної частини.

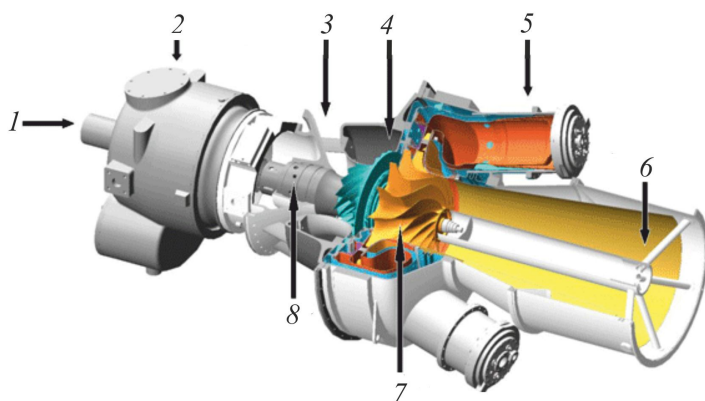


Рис. 6.14. Двигун OP16-3A потужністю 2 МВт компанії "OPRA Technologies BV" (Нідерланди) з відцентровим компресором і доцентровою турбіною [36, с. 210]:

1 – вихідний вал; 2 – редуктор; 3 – повітрязабірник; 4 – компресор; 5 – камера згоряння; 6 – вихідний дифузор; 7 – турбіна; 8 – підшипники

Необхідно відзначити, що доцентрові турбіни в поєднанні з відцентровими компресорами знайшли широке застосування **в агрегатах наддуву дизельних двигунів** (рис. 6.16 та 6.17). Також вони часто застосовуються як турбодетандери **в системах запуску** авіаційних газотурбінних двигунів та двигунів, які експлуатуються на компресорних газотранспортних станціях (рис. 6.18).

Регулювання тиску наддуву в конструкції, зображеній на рис. 6.16, здійснюється шляхом обмеження частоти обертання турбокомпресора після досягнення необхідного тиску наддуву. З цією метою використовується спеціальний пропускний клапан, який обмежує кількість відпрацьованих газів, що проходять через турбіну.

У системі випуску перед турбіною є обвідний (байпасний) канал, який дає можливість відпрацьованим газам обминути турбіну. Цей канал відкривається перепускним клапаном. Чутливим елементом клапана є підпружинена мембрана, на яку впливають дві протилежно спрямовані сили: сила стиснення пружини і тиск повітря після турбокомпресора. При досягненні заданого тиску наддуву мембрана прогинається, стискаючи пружину, а з'єднаний з мембраною клапан відкриває обвідний канал. Тиск наддуву можна відрегулювати попереднім стисненням пружини.



Рис. 6.15. Ротор двигунів серії OP16 [36, с. 210]

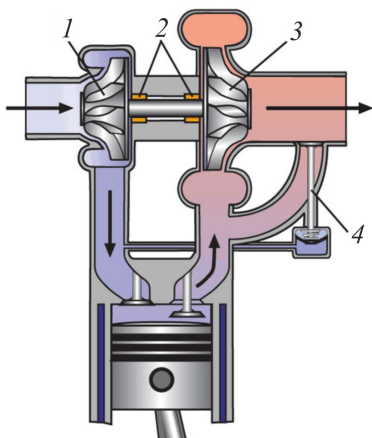


Рис. 6.16. Турбонагнітач автомобільного дизеля:

1 – робоче колесо відцентрового компресора;
2 – підшипники ротора; 3 – робоче колесо доцентрової турбіни; 4 – перепускний клапан



Рис. 6.17. Ротор турбонагнітача



а



б

Рис. 6.18. Турбодетандер (*а*) системи запуску авіаційного двигуна та його робоче колесо (*б*)

Контрольні питання і завдання

1. Які типи турбін використовуються у складі газотурбінних агрегатів?
2. Поясніть будову та принцип дії осьової турбіни.
3. Розкрийте особливості турбіни як теплового двигуна.
4. Поясніть будову та принцип дії доцентрових радіальних турбін.
5. Назвіть основні переваги та недоліки доцентрових турбін.
6. Охарактеризуйте головні галузі застосування доцентрових турбін.

7. КЛАСИФІКАЦІЯ ГАЗОТУРБІННИХ АГРЕГАТІВ

Розглянемо можливу класифікацію газотурбінних агрегатів за основними характерними ознаками¹.

7.1. Класифікація за призначенням

За призначенням розрізняють газотурбінні агрегати:

енергетичні (призначені для приводу генераторів електричного струму);

привідні (здійснюють привід великих механізмів – нагнітачів природного газу, насосів перекачування нафти і т. п.);

транспортні (використовуються для приводу рушіїв транспортних засобів).

У свою чергу, **транспортні газотурбінні агрегати** залежно від конкретної галузі застосування можна класифікувати на такі:

авіаційні;

суднові;

наземного транспорту (автомобільні, локомотивні, танкові і т. п.).

Газотурбінні агрегати енергетичного та привідного призначення часто об'єднують загальним терміном **стаціонарні** (мабуть, тим самим протиставляючи їх газотурбінним агрегатам, які використовуються на транспорті).

Слід звернути увагу на те, що призначення (галузь застосування) газотурбінного агрегату багато в чому визначає його структурну схему та особливості конструкції.

¹Слід зазначити, що дана класифікація носить умовний характер і деякі класифікаційні ознаки були вже розглянуті в попередніх розділах посібника.

7.2. Класифікація за характером підведення тепла в камері згоряння

За характером підведення тепла в камері згоряння розрізняють газотурбінні агрегати:

безперервного горіння (підведення тепла при постійному тиску в КЗ);
пульсуючого горіння (підведення тепла при постійному об'ємі).

Схема газотурбінного агрегату безперервного горіння і відповідний їй цикл на тепловій діаграмі зображені на рис. 1.1 (див. розд. 1).

Особливістю такого ГТА є те, що спалювання вуглеводневого палива (рідкого або газоподібного) здійснюється в потоці повітря, яке безперервно рухається через камеру згоряння. Тим самим у камері згоряння підтримується практично незмінний тиск, тобто процес підведення тепла є **ізобарним**.

Конструкція камери згоряння розглянутого типу зображена на рис. 7.1 (див. також матеріал розд. 5).

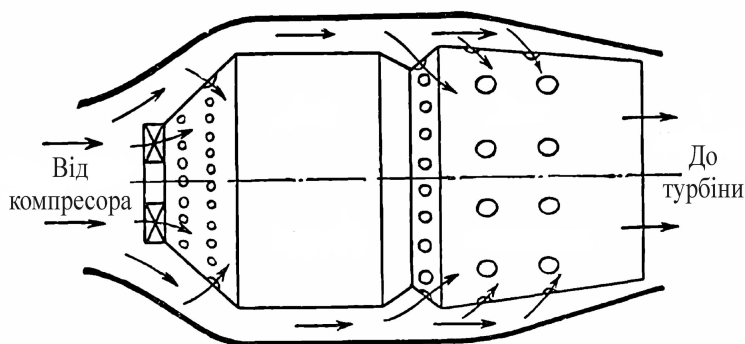


Рис. 7.1. Схема камери згоряння безперервного горіння

Необхідно відзначити, що такий процес підведення тепла в даний час є домінуючим серед газотурбінних двигунів. Двигуни пульсуючого горіння виготовляються вкрай рідко. З цієї причини весь попередній і наступний матеріал у даному навчальному посібнику розглядається виключно на прикладі газотурбінних агрегатів з підведенням тепла при постійному тиску.

Одна з можливих структурних схем газотурбінного агрегату пульсуючого горіння і відповідний їй цикл на тепловій діаграмі зображені на рис. 7.2.

Камера згоряння 2 такого ГТА оснащена трьома клапанами. При закритих випускному 5 і впускному паливному 4 клапанах у камеру згоряння компресором 1 закачується порція повітря. При повному тиску нагнітання впускний повітряний клапан 3 закривається, а клапан 4 відкривається, внаслідок чого в камеру згоряння подається порція палива, яка запалюється в середовищі повітря за допомогою електричного запалювача.

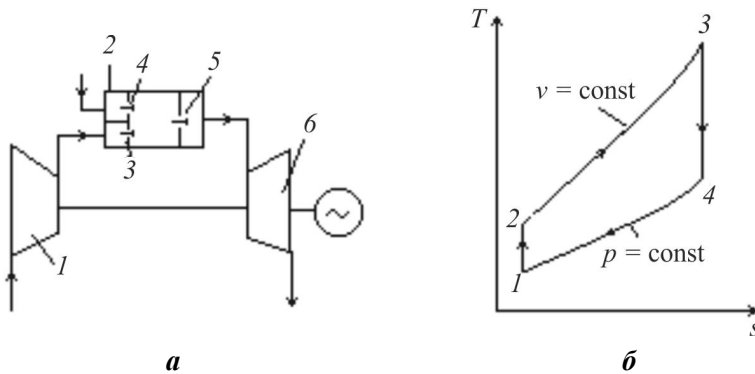


Рис. 7.2. Структурна схема ГТА пульсуючого горіння (а) та відповідний їй ідеальний цикл на тепловій діаграмі (б):
 1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – впускний повітряний клапан;
 4 – впускний паливний клапан; 5 – випускний клапан; 6 – турбіна

Горіння палива проходить у замкнутому об'ємі камери згоряння (тобто при постійному об'ємі). Температура і тиск газу при цьому миттєво підвищуються, в результаті чого відкривається випускний клапан 5. Робоче тіло, проходячи через газову турбіну 6, розширюється, після чого виводиться в навколишнє середовище. Тиск у камері згоряння і перед турбіною швидко спадає. Після того як тиск стає дещо нижчим, ніж тиск компресора, відкривається клапан 3, повітря прокачується через камеру згоряння і цикл повторюється.

Відмінність розглянутого термодинамічного циклу від циклу Брайтона полягає в тому, що **підведення тепла до робочого тіла здійснюється за ізохорою** (лінією рівного питомого об'єму) 2–3, яка графічно йде крутіше, ніж ізобара (лінія рівного тиску). З цієї причини корисна робота ідеального циклу з ізохорним підведенням і його термічний ККД більші, ніж у циклі з ізобарним підведенням тепла.

Оскільки процес охолодження робочого тіла 4–1 проходить при практично незмінному тиску (шляхом масообміну з навколишнім середовищем), то ГТА пульсуючого горіння теоретично **може бути виконаний і без компресора**. У цьому випадку ізохоричний процес підведення тепла починається від атмосферного тиску. Точки 1 і 2 на рис. 7.2, б при цьому збігаються.

Саме без компресора і був виконаний перший газотурбінний агрегат пульсуючого горіння, розроблений і продемонстрований на Всесвітній виставці в Парижі у 1908 р. російським винахідником **В.В. Караводіним** (рис. 7.3) [23, с. 33].

Камера згоряння двигуна Караводіна мала тільки впускний клапан 1, випускного клапана не було. Замість нього використовувався газовий затвор, виконаний у вигляді трубки діаметром 16 мм і довжиною 3 м.

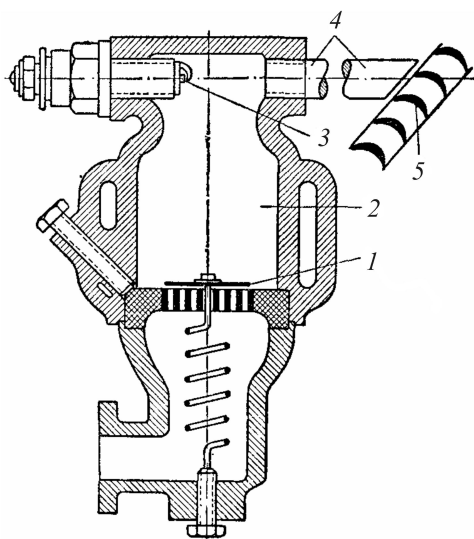


Рис. 7.3. Схема двигуна
В.В. Караводіна:

- 1 – впускний клапан пластинчастого
типу; 2 – камера згоряння;
3 – запальник; 4 – газова трубка;
5 – робоче колесо турбіни

проходити за ізохорою. І навпаки, при дуже малій швидкості згоряння процес підведення тепла фактично повинен був проходити за ізобарою.

Караводіну в розглянутій конструкції не вдалося досягти великих швидкостей згоряння, тому і зростання тиску в його камері згоряння було незначним (максимум 0,135 МПа). Потужність двигуна складала всього 1,2 кВт при ефективному ККД 2,4 %. Турбінне колесо в двигуні мало діаметр 150 мм, оберталося зі швидкістю 10000 об/хв та обслуговувалося чотирма камерами згоряння, розташованими по колу, кожна з яких мала робочий об'єм 230 см³ [1, с. 14–15].



Рис. 7.4. Ханс Хольцварт
(1877–1953)

Трубка 4 розташовувалася між камерою згоряння 2 і робочим колесом турбіни 5. Стовп газу в даній трубці замикав вихід з камери згоряння і забезпечував підвищення в ній тиску в процесі згоряння парів бензину та повітря. Потім газ у трубці розганявся і, виходячи з неї з великою швидкістю на робочі лопатки турбіни, створював розрідження в порожнині камери згоряння. При цьому відкривався клапан 1 і в камеру згоряння всмоктувалася робоча суміш. Висота відкриття клапана змінювалася за допомогою регулятора, розташованого над ним.

Зростання тиску в такій камері згоряння залежало від швидкості виділення тепла. Чим вища швидкість, тим більший виходив тиск газів. При нескінченно великій швидкості згоряння, тобто при миттєвому виділенні тепла, процес у камері повинен був

Величезний внесок у розвиток газотурбінних агрегатів пульсуючого горіння зробив німецький інженер **Ханс Хольцварт** (рис. 7.4), який працював над ними в період з 1905 по 1945 р. [17]. На рис. 7.5 показана будова одного з перших його двигунів, який був випробуваний у 1910 р. на заводі компанії "Brown, Boveri & Cie" у м. Маннгейм (Німеччина).

Десять пульсуючих камер згоряння 1 розміщені навколо осі одноступінчастої газової турбіни (двовінцеве колесо Кертиса) 3, розташованої

вертикально. Генератор постійного струму змонтований безпосередньо над турбіною. Одержувана за рахунок тепла випускних газів пара використовується в паровій турбіні для приводу компресора ГТА (на рис. 7.5 не показані). Приблизно 20 % від сумарного підвищення тиску повітря проходило в компресорі, інші 80 % – в камері згоряння. Максимальний тиск у циклі становив 900 кПа. На випробуваннях потужність ГТА склала 120 кВт (при запланованих 746 кВт, що дорівнювало б 1000 к. с.).

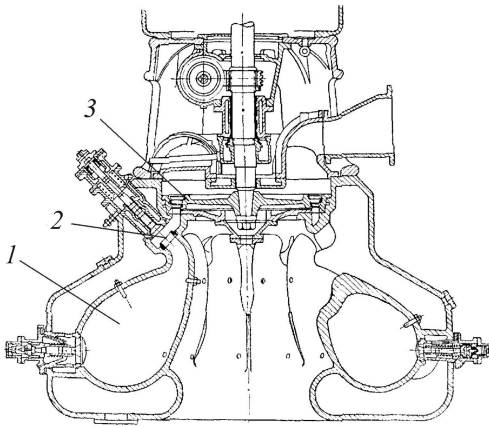
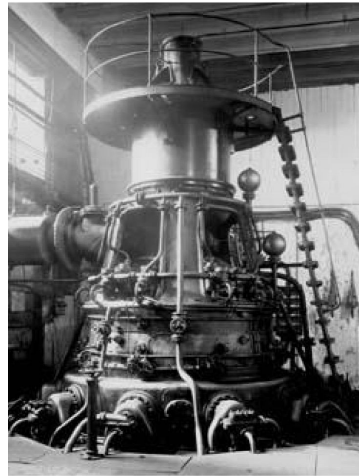
*а**б*

Рис. 7.5. Схема (а) та зовнішній вигляд (б) двигуна Х. Хольцварта (1910 р.):

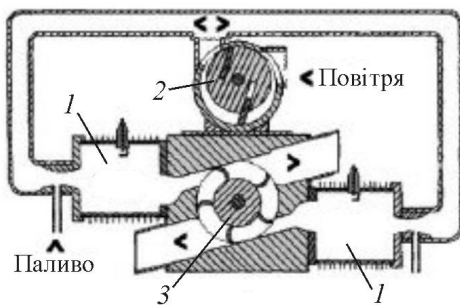
1 – камера згоряння; 2 – сопло; 3 – двовінцеве робоче колесо турбіни

Незважаючи на те, що **ККД ідеального циклу** ГТА пульсуючого горіння є вищим порівняно з ГТА безперервного горіння, такі агрегати, які набули певного розвитку в першій половині XX ст., не знайшли надалі широкого застосування. (Хоча до середини 30-х років вони розглядалися багатьма вченими як найбільш перспективний, навіть єдино можливий варіант виконання ГТА.) Це пояснюється тим, що **ККД реального циклу** ГТА пульсуючого горіння звичайно не перевищує ККД циклу з ізобарним підведенням тепла, останнє обумовлено низьким ККД газової турбіни через переривчасту зміну параметрів газу, який надходить до неї. Крім того, конструктивно ГТА зі згорянням при постійному об'ємі значно складніший через необхідність застосування автоматично керованих клапанів у камері згоряння, які до того ж збільшують її аеродинамічний опір.

Проте експериментальні дослідження таких ГТА не припиняються дотепер. Так, наприклад, американський інженер Роберт Скрегг у 1999 р. запатентував (US Patent № 6000214), а в наступні роки за допомогою компанії "Turbine Truck Engines, Inc." побудував і випробував конструкцію автомобільного

двигуна даного принципу дії (за його визначенням – "Detonation Cycle Gas Turbine"). Він стверджує, що застосування даного двигуна на вантажному транспорті замість традиційних поршневих двигунів дозволить зменшити витрату палива майже на 30 % (оскільки ККД двигуна сягає 40 %), скоротити викид шкідливих речовин в атмосферу, зменшити розміри і масу енергетичної установки.

У двигуні (рис. 7.6) дві безклапанні камери згоряння по черзі випускають газ на спільну турбіну та одночасно з цим (оскільки відсутні клапани на вході) протитиском нагнітають повітря одна в одну; повітря подається в двигун роторним компресором.



а



б

Рис. 7.6. Запатентована схема (а) і випробування двигуна 5-го покоління Р. Скрегга у 2008 р. (б):

1 – камери згоряння; 2 – компресор; 3 – колесо турбіни

7.3. Класифікація за принципом охолодження робочого тіла

За принципом охолодження робочого тіла розрізняють газотурбінні агрегати:

відкритого циклу;

закритого (замкнутого) циклу.

Процесом, який замикає термодинамічний цикл газотурбінного агрегату (цикл Брайтона), є охолодження робочого тіла (процес 4–1 на рис. 7.7).

У газотурбінних агрегатах відкритого циклу цей процес здійснюється масообміном з навколишнім середовищем, тобто викидом відпрацьованих у турбіні гарячих газів в атмосферу при одночасному всмоктуванні компресором холодного атмосферного повітря. Процес 4–1 на тепловій діаграмі в такому випадку характеризується як **умовний процес охолодження, який замикає цикл.**

Завдяки своїй простоті ГТА відкритого циклу в даний час набули домінуючого поширення. Незважаючи на ряд істотних переваг, ГТА закритого циклу застосовуються нечасто. З цієї причини весь попередній і наступний матеріал у даному навчальному посібнику розглядається виключно на прикладі газотурбінних агрегатів відкритого термодинамічного циклу.

В енергетичних установках з **газотурбінними агрегатами закритого циклу** (замкнутах ГТУ) процес 4–1 охолодження робочого тіла здійснюється у спеціальному теплообміннику – охолоджувачі, після чого робоче тіло повертається в компресор (рис. 7.8).

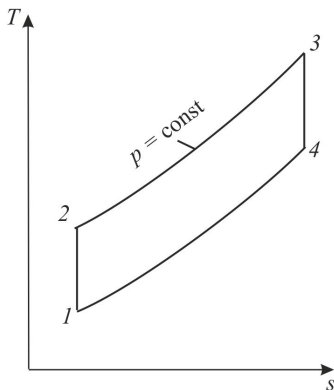


Рис. 7.7. Ідеальний цикл Брайтона:

пр. 1–2 – підвищення тиску повітря в компресорі; пр. 2–3 – нагрів робочого тіла в камері згоряння; пр. 3–4 – розширення газів у турбіні; пр. 4–1 – охолодження робочого тіла

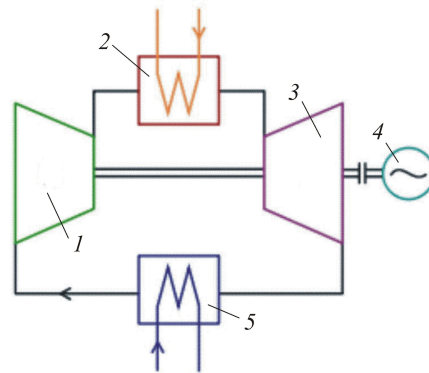


Рис. 7.8. Структурна схема ГТА закритого циклу:

1 – компресор; 2 – нагрівач робочого тіла; 3 – турбіна; 4 – споживач; 5 – охолоджувач робочого тіла

Перша у світі енергетична установка подібного типу була створена в Швейцарії. У 1935 р. провідний інженер компанії "Escher Wyss AG" (м. Цюрих) **Курт Келлер** під керівництвом професора Федерального інституту технології **Якоба Аккерета** (рис. 7.9)¹ запатентував (патент Швейцарії № 468287, дата реєстрації – 12 липня 1935 р.), а в 1939 р. побудував експериментальну газотурбінну установку "AK-Anlage", яка працювала за закритим термодинамічним циклом (рис. 7.10).

Компресорна частина установки (у ролі робочого тіла використовувалося повітря) складалася з трьох каскадів 1, 3 і 4, розташованих на одному валу, між якими знаходилися проміжні охолоджувачі робочого тіла 10 і 9. Стиснуте до 2,35 МПа повітря підігрівалося спочатку в регенераторі 6 (до температури 638 К; міра регенерації 0,85), а потім у повітряному котлі 7

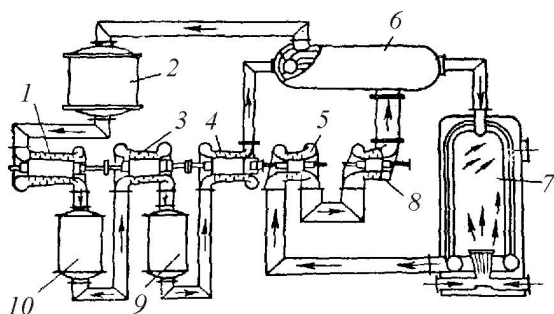
¹Саме професор аеродинаміки Якоб Аккерет у 1929 р. увів у вжиток параметр, який назвав на честь видатного австрійського фізика **числом Маха**.



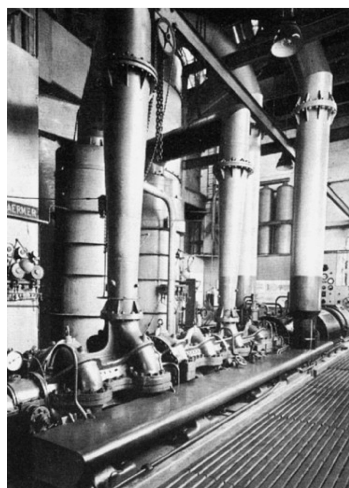
Рис.7.9. Якоб Аккерет
(1898–1981)

(до 925...950 К). Параметри робочого тіла після турбіни компресорів становили 1,18 МПа та 773 К, після силової турбіни – 0,6 МПа та 673 К. Пройшовши через регенератор і кінцевий охолоджувач 2, повітря з тиском 0,59 МПа і температурою 293 К надходило назад у компресорну частину. Частоти обертання турбін становили 8000 та 3000 об/хв, потужність ГТА – 2 МВт, ефективний ККД – 31,5 %.

Однією з головних переваг таких енергетичних установок є **використання практично будь-якого палива**. Низькокалорійні сорти палива (вугілля, торф, доменний газ і т. п.) спалюються в спеціальних пристроях, що одержали назву **повітряних котлів**. Нагрівання робочого тіла ГТУ відбувається в поверхневому теплообміннику, розташованому всередині такого котла. Робоче тіло може підігріватися в атомному реакторі. Для цієї мети використовуються реактори з рідкометалевим теплоносієм і реактори з газовим охолодженням, останні є найбільш перспективними. Теоретично не виключена можливість створення атомної газотурбінної установки на парах металів з конденсацією або без конденсації їх за турбіною.



a



b

Рис. 7.10. Схема (а) і зовнішній вигляд (б) установки "АК-Anlage" (АК36)
[42, с. 46]:

- 1 – компресор низького тиску; 2 – кінцевий охолоджувач повітря; 3 – компресор середнього тиску; 4 – компресор високого тиску; 5 – турбіна компресорів;
6 – регенератор; 7 – нагрівач повітря (повітряний котел); 8 – силова турбіна;
9 та 10 – проміжні охолоджувачі повітря

Збереження високого ККД на часткових режимах роботи є специфічною особливістю розглядуваних ГТУ. При навантаженні, яке дорівнює половині і чверті від номінального, ККД відповідно становить близько 90 та 75 % його максимального значення (наприклад, для двигуна UGT 25000 відкритого циклу цей же параметр становить 82 та 50 %, для UGT 6000 – 81 та 58 %, для UGT 3000 – 80 та 59 % [3, с. 88]). Настільки високий рівень економічності досягається регулюванням потужності шляхом зміни масової кількості робочого тіла, що циркулює в замкнутому контурі. При цьому об'ємна витрата практично не змінюється, температура газу перед турбіною також зберігається постійною (у ГТА відкритого циклу регулювання потужності здійснюється зміною витрати палива, яке подається в камеру згоряння).

Підвищенню ККД на часткових навантаженнях сприяє також збереження на незмінному рівні ККД турбін та компресорів унаслідок того, що температури і швидкості в проточних частинах не змінюються і трикутники швидкостей не спотворюються.

Підтримка постійної температури при різних навантаженнях сприятливо позначається на працездатності гарячих елементів установки, які не зазнають додаткових температурних напружень при нестационарних режимах роботи.

У ролі робочого тіла для ГТА закритого циклу **можна використовувати будь-який газоподібний теплоносій**, що є інертним до конструкційних матеріалів, термостійким і нетоксичним. Як робоче тіло найчастіше застосовують азот, вуглекислий газ, гелій. Останній з них, маючи більшу вартість, за теплофізичними властивостями є найкращим; його теплоємність в 4...5 разів більша, відносні втрати тиску в тракті в 1,4...2,5 разу менші, коефіцієнт тепловіддачі в 1,5...3,0 рази більший, розміри теплообмінних апаратів енергетичної установки в 1,3...2,8 разу менші [20, с. 9].

Використання відмінних від повітря робочих тіл потребує спеціальної герметизації ущільнень у місцях виходу вала з корпусу, підвищеної герметичності трубопроводів і теплообмінників, що, однак, не ліквідує до кінця витічки. При використанні в ролі робочого тіла повітря необхідно враховувати його недостатню інертність до конструкційних матеріалів, що призводить до корозії деталей і циркуляції в системі частинок іржі, які спричиняють знос лопаток турбомашин.

Тиск робочого тіла на вході в компресор може бути вищим, ніж атмосферний (у сучасних конструкціях приблизно в 6...10 разів). При незмінній мірі підвищення тиску в циклі це обумовлює більшу густину циркулюючого газу і менші габарити елементів установки.

У замкнутих установках порівняно з відкритими в результаті підвищення рівня тиску може бути отримана значно більша потужність в одному агрегаті.

Істотною перевагою ГТУ закритого циклу є **можливість віддачі великої кількості тепла в теплофікаційну мережу** без будь-якого зниження ККД установки. Теплофікаційні енергетичні установки, що працюють за закритим циклом, мають більші можливості, ніж установки відкритого циклу. Це пояснюється тим, що тепло з закритого циклу відводиться при відносно високій температурі, а охолоджуюча вода може бути використана безпосередньо для теплофікації. Охолоджуюча частина таких установок включає в себе ряд мережних підігрівачів води, які забезпечують опалення, гаряче водопостачання і т. п. Корисне використання тепла в установках становить від 60 до 80 %.

Як перевагу розглядуваних газотурбінних установок необхідно відзначити також **незалежність їх потужності і ККД від параметрів атмосфери** та циркуляцію в системі чистого теплоносія, не забрудненого продуктами згоряння, що позитивно позначається на довговічності лопаток турбомашин.

Енергетичним установкам з агрегатами закритого циклу притаманні **принципові недоліки:**

велика металоємність і висока вартість теплообмінних апаратів (повітряних котлів, регенераторів, охолоджувачів);

відносно невисока початкова температура газу – 1000...1100 К, яку обмежує в повітряних котлах низька тепловіддача від газу до теплообмінника і стійкість металу труб підігрівача, в атомних реакторах – надійність роботи системи керування і захисту (прискорена корозія графіту системи при підвищених температурах); невисока початкова температура газу обумовлює гірший в порівнянні з установками відкритого циклу ККД на номінальному режимі роботи;

велике число допоміжних механізмів.

Основною конструктивною особливістю газотурбінних агрегатів закритого циклу є виконання компресора (або компресора високого тиску при двох каскадах стиснення) у спільному корпусі з турбіною при двохопорному роторі турбокомпресора. Завдяки цьому відпадає необхідність ущільнювати газ з боку найбільшого тиску (на виході з компресора і на вході в турбіну) і досягається висока компактність турбомашинної групи.

У зв'язку з високим тиском у циклі і малою об'ємною витратою газу компресори для ГТУ потужністю до 6...8 МВт виконують відцентровими, для ГТУ більшої потужності – осьовими.

Турбомашинам таких ГТУ властива масивність корпусів турбін та компресорів, обумовлена високим тиском газу в циклі. Відносно малі об'ємні витрати робочого середовища зумовлюють високі числа обертів турбін, тому обов'язковим елементом кожного двигуна є редуктор з великим передавальним відношенням – найчастіше планетарний.

Одним з принципових конструктивних рішень даних ГТУ є застосування підшипників ковзання, змащення яких здійснюється не маслом, а газом, що циркулює в тракті.

Необхідно відзначити, що після закінчення Другої світової війни компанія "Escher Wyss AG" під керівництвом К. Келлера організувала серійне виробництво газотурбінних установок закритого циклу. Протягом кількох десятиліть вона була провідним підприємством у світі з випуску подібної техніки. Ліцензії на виготовлення ГТУ закритого циклу були придбані деякими компаніями Німеччини, Франції, США, Японії. У середині 80-х років після низки енергетичних криз і внаслідок загального зниження темпів розвитку стаціонарного газотурбобудування серійний випуск даних ГТУ був припинений, хоча експериментальні дослідження в даному напрямку ведуться дотепер.

На рис. 7.11–7.15 зображені теплова схема та зовнішній вигляд окремих вузлів газотурбінного агрегату закритого циклу потужністю 50 МВт, який працював на гелії з підігрівом газу в ядерному реакторі і був розташований у м. Оберхаузен, Німеччина (т. зв. енергоблок "Oberhausen II"). Ця енергетична установка була введена в дію у 1974 р., закрита в 1987 р. під впливом громадськості після аварії на Чорнобильській АЕС.

У технічній літературі можна також зустріти опис проектів **газотурбінних установок напівзамкненого типу**. У цих установках, які належать у цілому до відкритого циклу, для підвищення ефективності застосовується часткова рециркуляція робочого тіла (наприклад, у регенераторах [43]). Незважаючи на теоретичні дослідження, які проводяться протягом тривалого періоду, ці установки поки не набули практичної реалізації.

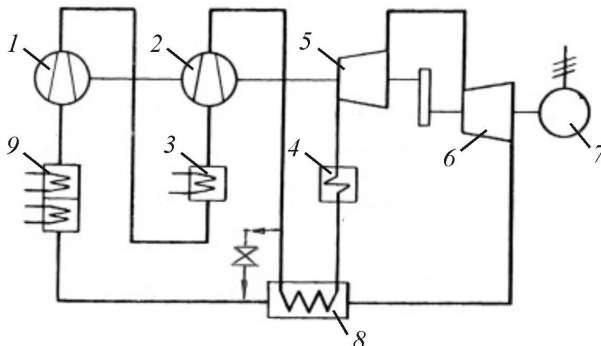


Рис. 7.11. Теплова схема ГТА закритого циклу на гелії з підігрівом газу в ядерному реакторі ("Oberhausen II"):

- 1 – компресор низького тиску; 2 – компресор високого тиску; 3 – проміжний охолоджувач робочого тіла; 4 – нагрівач робочого тіла (ядерний реактор); 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску; 7 – генератор струму; 8 – регенератор; 9 – кінцевий охолоджувач робочого тіла

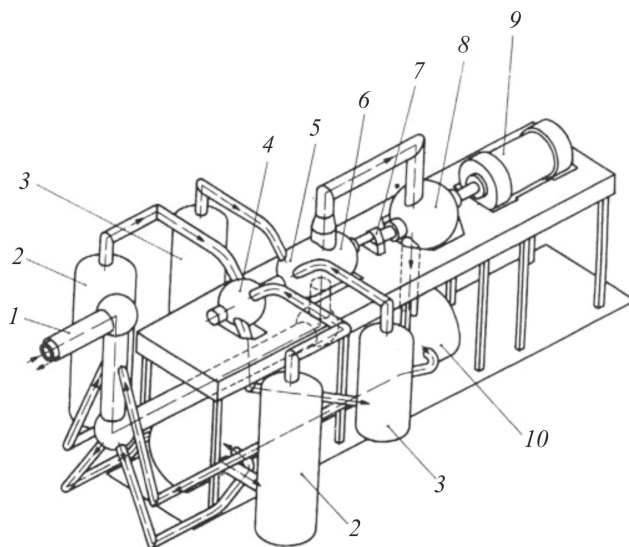
*a**б*

Рис. 7.12. Конструктивна схема (*a*) і зовнішній вигляд (*б*) ГТА закритого циклу "Oberhausen II":

1 – колектор робочого тіла; 2 – кінцеві охолоджувачі; 3 – проміжні охолоджувачі; 4 – компресор низького тиску; 5 – компресор високого тиску; 6 – турбіна високого тиску; 7 – редуктор; 8 – турбіна низького тиску; 9 – генератор; 10 – регенератор

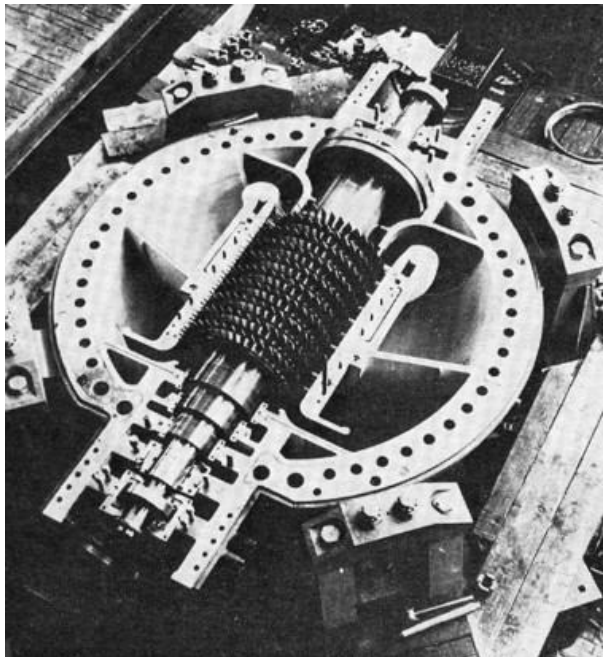
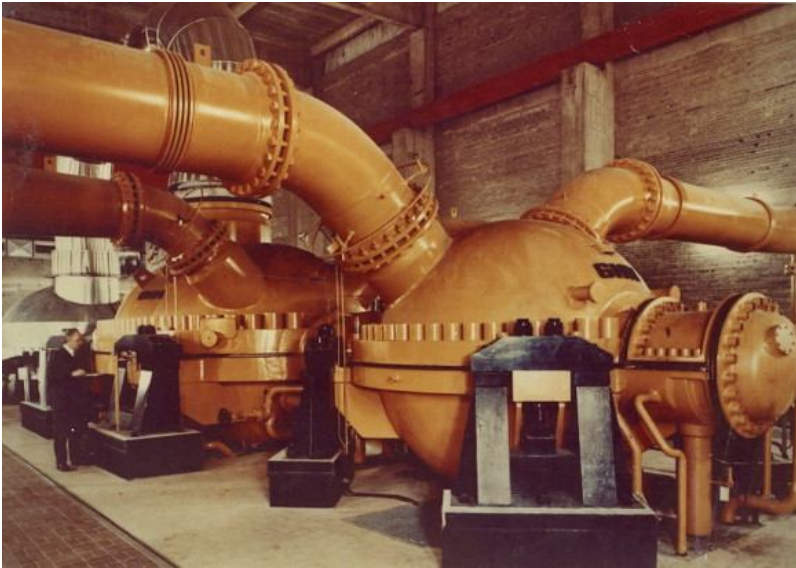


Рис. 7.13. Компресор низького тиску ГТА закритого циклу "Oberhausen II" у сферичному корпусі

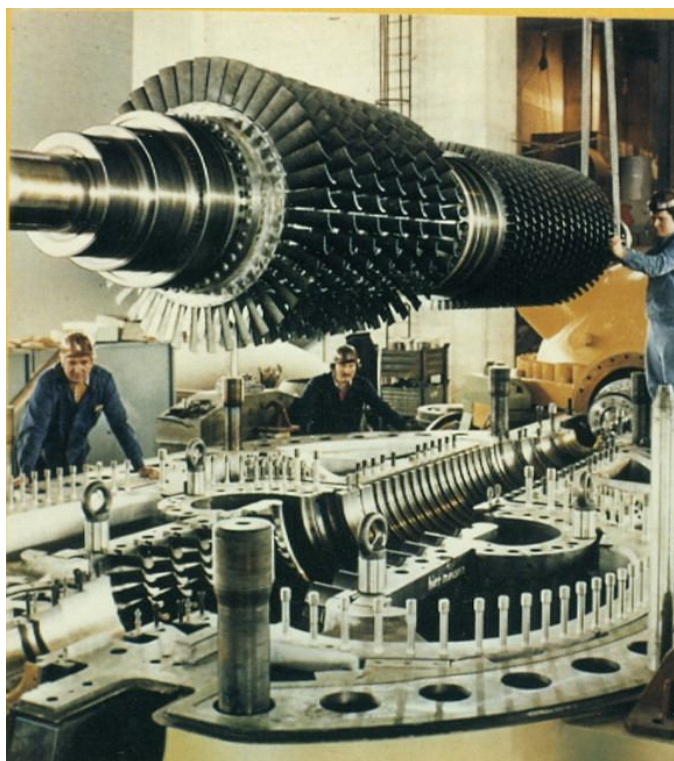
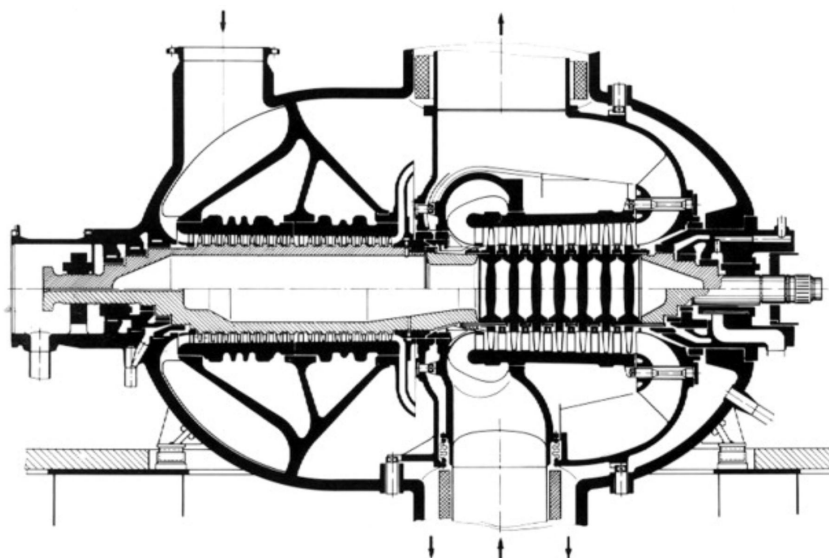


Рис. 7.14. Секція високого тиску (компресор високого тиску та турбіна компресорів) ГТА закритого циклу "Oberhausen II"

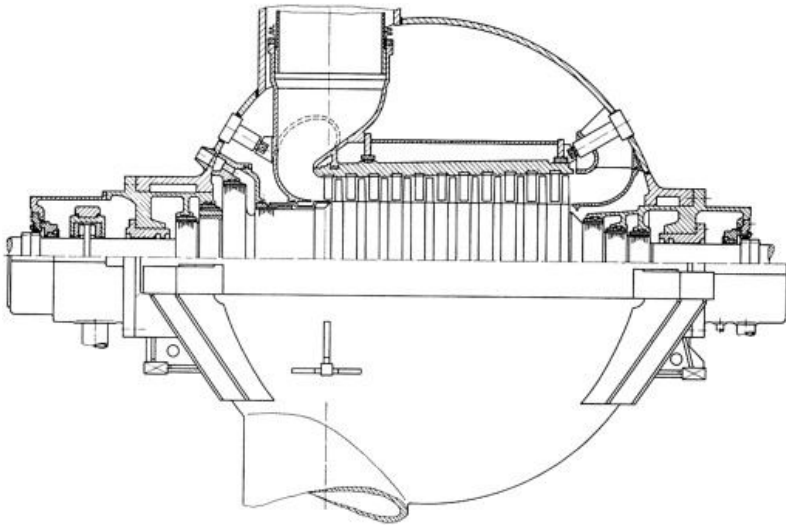


Рис. 7.15. Поздовжній переріз силової турбіни ГТА закритого циклу "Oberhausen II" у сферичному корпусі

7.4. Класифікація за типом силової турбіни

За типом силової турбіни розрізняють газотурбінні агрегати:

з вільною силовою турбіною;

з блокованою силовою турбіною.

У загальному випадку у складі газотурбінного агрегату може бути кілька турбін. При цьому кожна з них має своє функціональне призначення. У складі ГТА розрізняють турбіни силові та турбіни компресорів.

Силовую турбіною називається та з турбін ГТА, яка передає потужність споживачеві (приводить в обертання ротор споживача). **Турбіна компресора** приводить в обертання ротор компресора.

Різні схеми газотурбінного агрегату з вільною силовою турбіною показані на рис. 7.16.

Силова турбіна отримала в даному випадку назву "вільної", тому що вона вільна від жорсткого (механічного) зв'язку з ротором компресора.

Ротор компресора може приводитися в обертання першою за рухом газу турбіною – високого тиску (схема ВК, див. рис. 7.16, *а*) або другою за рухом газу турбіною – низького тиску (схема НК, див. рис. 7.16, *б*).

Як видно з рис. 7.17, на режимах часткового навантаження ефективний ККД газотурбінного агрегату, виконаного за схемою ВК, істотно знижується, у той час як ККД ГТА схеми НК навіть дещо збільшується, що говорить на його користь.

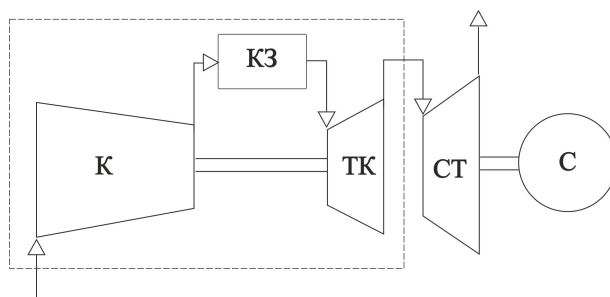
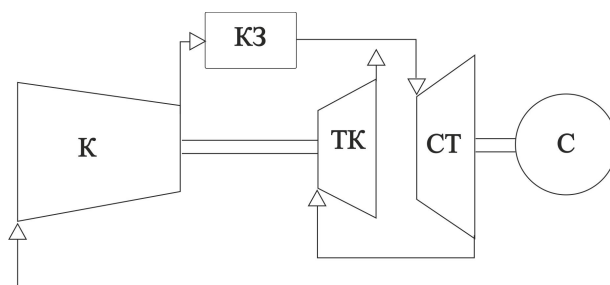
***a******б***

Рис. 7.16. Схеми ГТА з вільною силовою турбіною:

a – привід компресора від вала турбіни високого тиску (схема ВК); ***б*** – привід компресора від вала турбіни низького тиску (схема НК); К – компресор; КЗ – камера згоряння; ТК – турбіна компресора; СТ – силова турбіна; С – споживач

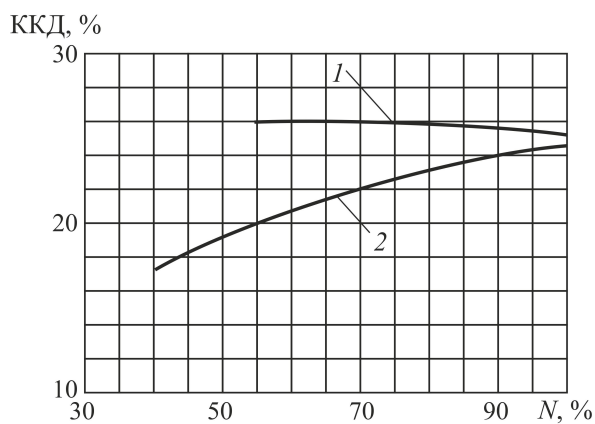


Рис. 7.17. Зміна ефективного ККД ГТА схем НК (1) і ВК (2) при часткових навантаженнях [48, с. 365]

Однак для газотурбінних агрегатів, які працюють на часткових режимах, необхідно крім економічності враховувати також можливість настання нестійкого режиму роботи компресора – **помпажу**. Схема НК відрізняється тим, що при зниженні навантаження компресор досить швидко входить в область роботи з нестійкими режимами. З цієї причини, навіть незважаючи на кращу ефективність, **схему НК для компоновання сучасних ГТА не застосовують**.

Необхідно відзначити, що компоновання газотурбінного двигуна з вільною силовою турбіною дозволяє подати його у вигляді **двох основних модулів – газогенератора (генератора газу) та вільної силової турбіни**. Вільна силова турбіна виробляє корисну потужність, а газогенератор (це частина двигуна, виділена на рис. 7.16, *а* штриховим контуром) готує робоче тіло високого тиску і високої температури для силової турбіни.

На рис. 7.18 показане компоновання авіаційного турбовального двигуна "Makila 1A1" компанії "Turbomeca S.A." максимальною потужністю 1800 кВт, виконаного за схемою ВК та оснащеного двоступінчастою вільною силовою турбіною.

Різні схеми газотурбінного агрегату з блокованою силовою турбіною показані на рис. 7.19.

Відмінною особливістю таких газотурбінних агрегатів є те, що силова турбіна в них одночасно виконує функції турбіни компресора (тобто ніби блокується компресором).

У сучасному газотурбобудуванні набули поширення дві компоновальні схеми ГТА з блокованою силовою турбіною, які умовно за кількістю окремих, механічно не зв'язаних між собою валів можна назвати **одновальною** і **двовальною**.

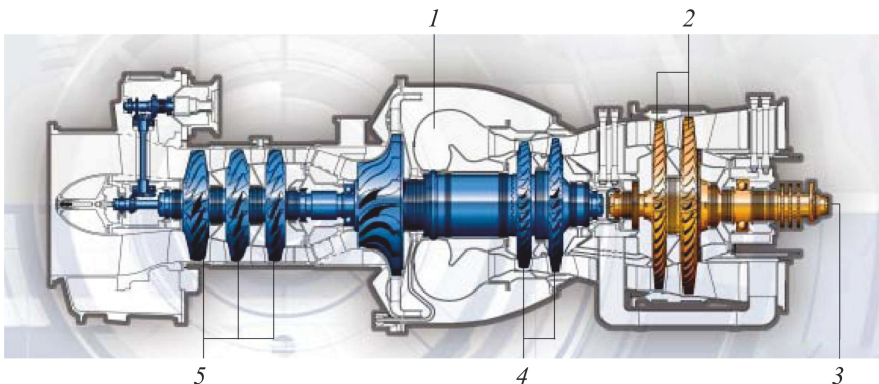


Рис. 7.18. Компоновання турбовального двигуна "Makila 1A1" компанії "Turbomeca S.A." з вільною силовою турбіною:

1 – камера згоряння; 2 – силова турбіна; 3 – вихідний вал; 4 – турбіна компресора;
5 – осевідцентровий компресор

В одновальному ГТА (див. рис. 7.19,*а*) компресор, турбіна і споживач знаходяться на одному валу. Одна єдина турбіна виконує функції і силової, і турбіни компресора.

Зразком двигуна такого типу, наприклад, є ГТД 110 потужністю 114 МВт розробки ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект" (рис. 7.20). Двигун оснащений 15-ступінчастим осьовим компресором, протитоковою трубчасто-кільцевою камерою згоряння і чотириступінчастою осьовою турбіною. Відбір потужності до споживача здійснюється від ротора двигуна з боку компресора [35, с. 86–89].

До складу двовального ГТА (див. рис. 7.19,*б*) входять дві окремі турбіни – високого і низького тисків, що в даному випадку пояснюється наявністю двох окремих компресорів (відповідно КВТ і КНТ). Перша з турбін (ТВТ) приводить в обертання ротор компресора високого тиску (тобто є тільки турбіною компресора), друга ж турбіна (ТНТ) одночасно приводить в обертання ротор компресора низького тиску і ротор споживача (тобто є і турбіною компресора, і силовою турбіною).

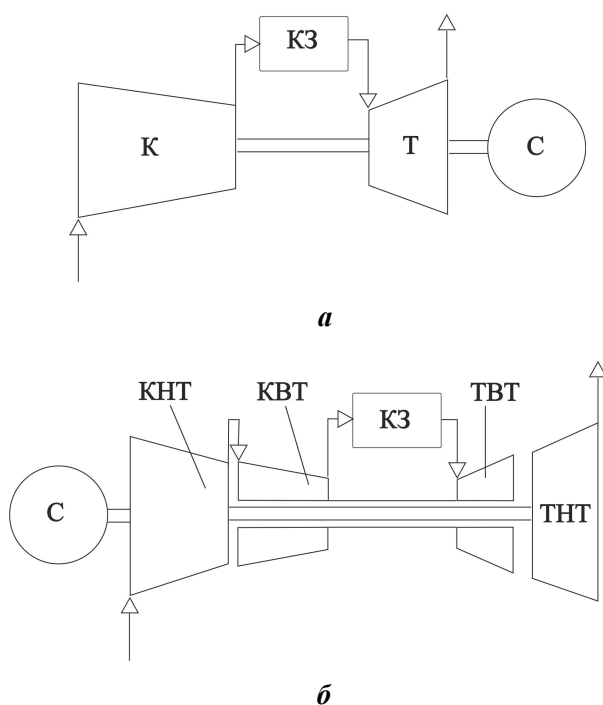


Рис. 7.19. Схеми ГТА з блокованою силовою турбіною:

а – одновальний ГТА; *б* – двовальний ГТА; КНТ – компресор низького тиску; КВТ – компресор високого тиску; Т – турбіна; ТВТ – турбіна високого тиску; ТНТ – турбіна низького тиску

Найбільш відомим у цей час представником такої компоувальної схеми є двигун LM6000 потужністю 44 МВт виробництва "General Electric Co." (США). Цей ГТД складається з послідовно розташованих п'ятиступінчастого компресора низького тиску і 14-ступінчастого компресора високого тиску (рис. 7.21). Привід компресорів здійснюється відповідно двоступінчастою турбіною високого тиску і п'ятиступінчастою турбіною низького тиску. Відбір потужності здійснюється від ротора турбокомпресора низького тиску. Залежно від компоування агрегату даний відбір може виконуватися як з боку входу повітря в проточну частину, так і з боку виходу газів з ГТД. Ротор низького тиску служить також джерелом механічної енергії для навішеного на нього блока допоміжних механізмів (коробки приводів) [36, с. 242–243].

Як ГТА з вільною силовою турбіною, так і ГТА з блокованою силовою турбіною в даний час знайшли достатньо широке застосування. Кожній з цих схем властиві певні **переваги і недоліки**, які обумовлюють специфіку їх конкретного застосування.

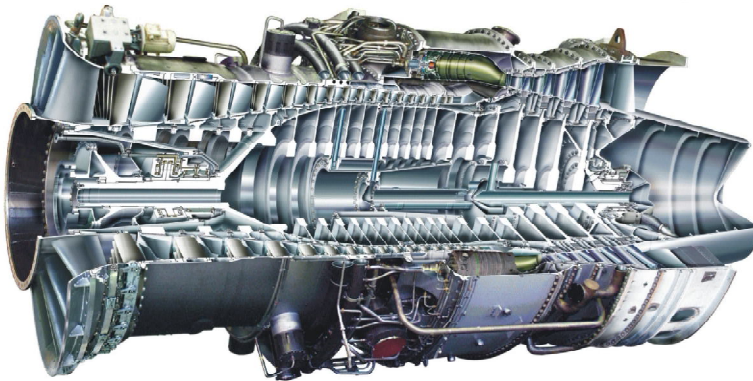


Рис. 7.20. Двигун ГТД 110 розробки ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект"

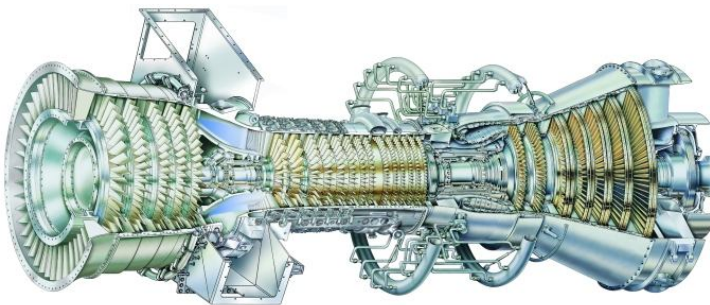


Рис. 7.21. Двигун LM6000 компанії "General Electric Co."

Схема з вільною силовою турбіною застосовується в газотурбінних агрегатах, які потребують гнучкості в експлуатації, тобто часто працюють на режимах неповного навантаження. Це ГТА, що використовуються для приводу судових рушіїв, нагнітачів природного газу компресорних станцій, рушіїв наземних транспортних засобів та вертольотів.

Особливо ефективним є використання даної схеми для наземних транспортних ГТА. Це пов'язано з характерною зміною крутного моменту на часткових режимах (т. зв. **тягова характеристика**), що робить непотрібною коробку швидкостей зі зчепленням або дозволяє звести до мінімуму число її передач. Як видно з рис. 7.22, одновальні ГТА (крива 1) характеризуються

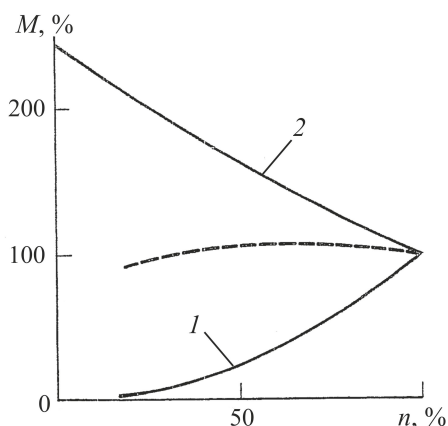


Рис. 7.22. Залежність крутного моменту на вихідному валу двигуна від його швидкості обертання [50, с. 354]:

1 – для одновального ГТА; 2 – для двовального ГТА з вільною силовою турбіною; --- – для поршневого двигуна

різким спадом крутного моменту при переході на режим неповної потужності, що робить їх абсолютно непридатними для використання на транспорті (при механічній передачі крутного моменту споживачеві). Для порівняння штриховою лінією показана зміна крутного моменту для поршневого двигуна.

Газотурбінний агрегат з вільною силовою турбіною має характеристику крутного моменту (крива 2) навіть кращу, ніж у поршневих двигунів. Більш того, в таких ГТА цілком можливо досягти значення крутного моменту при запуску (пускового моменту) в два або навіть три рази більшого, ніж на номінальному режимі роботи.

Перевагою ГТА з вільною силовою турбіною є також значно менша потужність пускового пристрою, оскільки розкручувати при запуску необхідно тільки ротор газогенератора, маса якого менша, ніж сумарна маса роторної частини ГТА.

Згідно з [21, с. 9], відсутність безпосереднього механічного зв'язку між компресором і механізмом, що приводиться, сприятливо позначається (з точки зору запасу стійкості) на компресорі при його роботі на перехідних і часткових режимах.

Схему з вільною силовою турбіною зручно використовувати при створенні стаціонарних і судових ГТА на основі конвертованих турбореактивних двигунів (до вихідного двигуна замість реактивного сопла додається вільна силова турбіна).

Розглядувана схема зручна і з точки зору багатоцільового використання створюваного газотурбінного двигуна. Залежно від конкретної галузі застосування (привід гребного гвинта, нагнітача природного газу, генератора струму) у базового ГТД модифікується тільки вільна силова турбіна, а газогенераторна частина практично не змінюється. Останнє вважається важливим, оскільки транспортні і привідні двигуни часто випускаються порівняно невеликими серіями і багатоцільове використання дозволяє значно розширити та тим самим здешевити виробництво.

Газотурбінні агрегати з блокованою силовою турбіною (особливо одновальні) простіші у виготовленні і дешевші. Менша, порівняно з попередньою схемою, кількість турбомашин обумовлює меншу сумарну кількість валів, опор, перехідних частин корпусу, більш просту конструкцію системи змащення і в кінцевому підсумку кращу надійність.

Газотурбінні агрегати з блокованою силовою турбіною знаходять застосування в енергетичних установках, які експлуатуються головним чином на одному (номінальному) режимі роботи. Ідеально вони підходять для приводу генераторів електричного струму. Як уже зазначалося, 27 % (у вартісному вираженні) усіх виготовлюваних у світі газотурбінних двигунів мають саме це цільове призначення [16, с. 23].

7.5. Класифікація за типом генератора газу

За типом генератора газу (газогенератора) розрізняють газотурбінні агрегати:

- з турбокомпресорним генератором газу;
- з вільнопоршневим генератором газу.

Призначення газогенератора – надати робочому тілу (газу) запас потенціальної енергії, необхідний для подальшого перетворення його у корисну механічну роботу в силовій турбіні. Потенціальна енергія, кількісним виразником якої є ентальпія, пропорційно залежить від тиску і температури. Отже, в газогенераторі має здійснюватися підвищення тиску і температури робочого тіла.

Типова конструкція **газотурбінного агрегату з турбокомпресорним генератором газу** показана на рис. 7.23. Генератор газу в даному випадку складається з послідовно розташованих компресора, камери згоряння і турбіни компресора.

У компресорі підвищується тиск робочого тіла, в камері згоряння – його температура. Деяка частина наданої газу потенціальної енергії витрачається на власні потреби газогенератора – на здійснення роботи в турбіні компресора.

Необхідно відзначити, що ГТА з турбокомпресорним генератором газу в даний час набули домінуючого поширення. Незважаючи на ряд істотних

переваг, ГТА з вільнопоршневим генератором газу застосовуються нечасто. З цієї причини весь попередній і наступний матеріал у даному навчальному посібнику розглядається виключно на прикладі газотурбінних агрегатів з турбокомпресорним генератором газу.

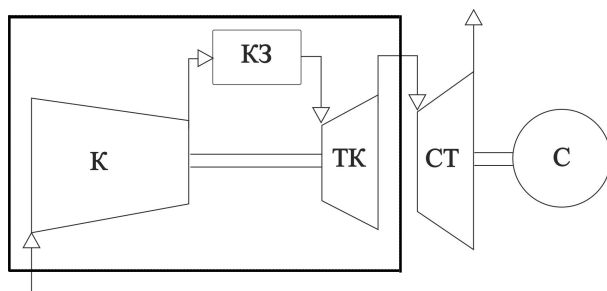


Рис. 7.23. Схема ГТА з турбокомпресорним генератором газу

Газотурбінний агрегат з вільнопоршневим генератором газу (ВПГГ) багатьма дослідниками характеризується як комбінований агрегат, що поєднує в собі одночасно і дизельний двигун, і газову турбіну. На рис. 7.24 показана схема ГТА даного типу.

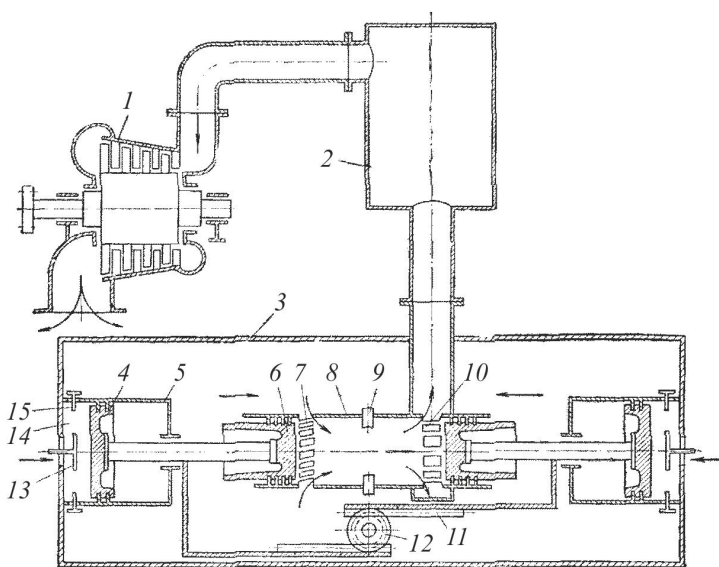


Рис. 7.24. Схема ГТА з вільнопоршневим генератором газу [48, с. 376]:

- 1 – силова газова турбіна; 2 – ресивер газу; 3 – ресивер повітря; 4 – поршень компресора;
 5 – поршневий компресор; 6 – поршні двигуна; 7 – продувні вікна; 8 – дизельний циліндр;
 9 – паливна форсунка; 10 – випускні вікна; 11 – зубчасті рейки; 12 – зубчасте колесо;
 13 – всмоктувальний клапан; 14 – робоча порожнина компресора;
 15 – нагнітальний клапан

При згорянні палива, яке впорскується через форсунку 9, відбувається розширення газу в дизельному циліндрі 8, внаслідок чого поршні двигуна 6 розходяться в сторони і жорстко зв'язані з ними поршні компресора 4 стискають повітря, яке знаходиться в порожнинах 14.

Далі стиснене повітря через нагнітальні клапани 15 надходить у ресивер повітря 3. Наприкінці цього ходу відкриваються випускні вікна 10 і гази, що розширилися в циліндрі 8, надходять у ресивер 2. Разом з тим стиснене повітря через продувні вікна 7 потрапляє в циліндр, здійснюючи його продувку і зарядку. Надлишок цього повітря через випускні вікна 10 також надходить у ресивер 2, де змішується з гарячими газами та охолоджує їх. Зворотний рух поршнів відбувається під впливом пружної дії стисненого в порожнинах компресорів 5 повітря, а також унаслідок розрідження, яке утворюється позаду компресорних поршнів 4 при їх русі до зовнішніх мертвих точок. Усмоктування повітря в порожнини компресорів відбувається через клапани 13. При зближенні поршнів 6 знову впорскується паливо і цикл повторюється.

З ресивера 2 робочі гази надходять у турбіну 1, яка виробляє корисну потужність.

Синхронізація руху поршнів здійснюється за допомогою зубчастого колеса 12 і рейок 11.

Для збільшення потужності агрегату вмикаються паралельно кілька ВПГГ, які працюють на одну турбіну (рис. 7.25). Відповідно і регулювання потужності крім традиційного способу – зміною витрати палива – може здійснюватися вмиканням або вимиканням окремих ВПГГ.

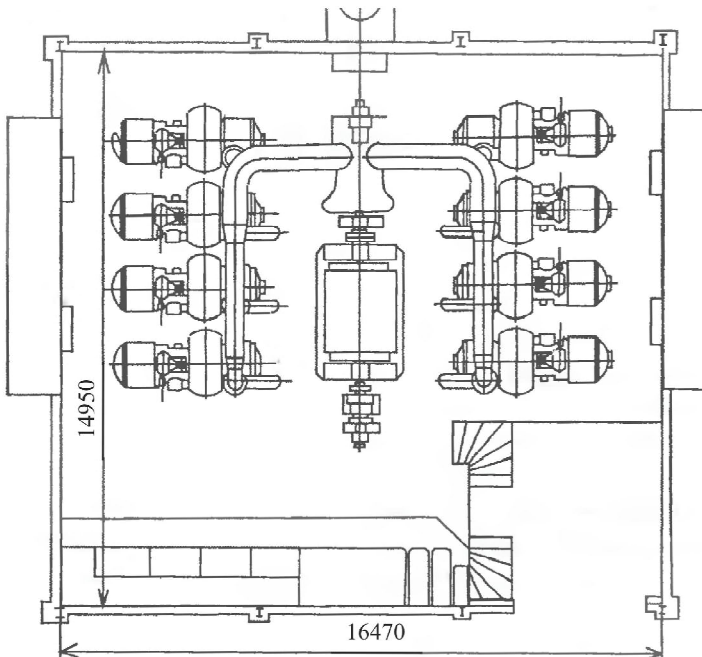


Рис. 7.25. Верхній план машинного залу електростанції з ГТА, який має у своєму складі вісім ВПГГ [44, с. 149]

Газотурбінний агрегат з вільнопоршневим генератором газу краще пристосований для тривалої роботи в області високих температур і тисків, ніж ГТА з турбокомпресорним газогенератором, оскільки найбільш вразлива його частина – лопатковий апарат газової турбіни – працює при порівняно невисокій температурі. (Слід зазначити, що газогенератор турбокомпресорного типу насправді містить у собі всі найбільш вразливі елементи газотурбінного агрегату. Як правило, його ресурс у два або три рази менший від ресурсу вільної силової турбіни.) З цієї причини початкові параметри газу (температура і тиск) у циклі ГТА з ВПГГ можуть бути істотно збільшені, що дозволяє досягти більшого ефективного ККД агрегату. Наприклад, при максимальному тиску в дизельному циліндрі близько 10 МПа і температурі біля 2050 К ефективний ККД вже перевищує 40 %. При цьому тиск і температура газу перед силовою турбіною становлять лише 0,5 МПа і 770...820 К відповідно [48, с. 377].

Уже перші ГТА з ВПГГ, які з'явилися у 40-х роках, при потужності 4400 кВт мали ККД 35...38 %. Приблизно таку ж ефективність мають і сучасні ГТА простого циклу з турбокомпресорним генератором газу.

До переваг розглядуваних ГТА відноситься також використання більш важких (і отже, більш дешевих) сортів палива – солярового масла і мазутів.

Генератори газу з вільнорухомими поршнями є повністю зрівноваженими машинами, тому їх можна встановлювати без масивного фундаменту. У транспортних установках такі газогенератори не спричиняють шкідливих вібрацій [46, с. 30].

Газотурбінні агрегати з ВПГГ зручніші в експлуатації. Наявність в їх складі вільної силової турбіни визначає хорошу тягову характеристику на часткових режимах роботи. Ремонт їх простіший, ніж ремонт як ГТА з турбокомпресорним газогенератором, так і звичайних дизелів.

Головним недоліком розглядуваних ГТА є значно гірші масогабаритні характеристики в порівнянні з турбокомпресорними ГТА простого циклу.

При експлуатації їх також спостерігалися підвищена шумність (що в цілому характерно для всіх поршневих двигунів) і недостатня надійність (знос рейок синхронізуючого механізму та ін.).

Перший у світі ГТА з вільнопоршневим генератором газу був розроблений у Франції аргентинським інженером **Раулем Пескара** (рис.7.26). У 1938 р. агрегат потужністю 800 кВт з двома газогенераторами G-30 успішно пройшов випробування у ролі приводу генератора електричного струму. Після закінчення Другої світової війни серійне виробництво даного виду



Рис. 7.26. Рауль Патерас Пескара (1890–1966)

техніки організовує підприємство "S.I.G.M.A." ("Société industrielle générale de mécanique appliquée"¹). Виготовленням газових турбін для ГТА займалася компанія "Alstom S.A."

У 1950 р. для військово-морського флоту Франції будується серія мінних тральщиків, приводом яких були ці ГТА потужністю 1470 кВт кожний. Ними також були оснащені: у 1953 р. два вантажних судна "Cantenac" і "Mérignac", з 1953 по 1956 р. – 21 комерційне судно типу "Sirius", у 1956 р. – судно "William Patterson" (одне з чотирьох суден типу "Liberty", виділених Морською адміністрацією США з метою визначення найбільш прийнятної для транспортних суден типу енергетичного приводу), у 1952 і 1958 рр. – два локомотиви, побудовані компанією "Renault A.S.". Широке застосування ГТА з ВПГГ знайшли у 50–60-ті роки також у промисловості та енергетиці (рис. 7.27–7.30). Крім Франції над створенням та освоєнням даної техніки працювали в Англії, США, Німеччині, Швейцарії.

До 1963 р. сумарна потужність виготовлених агрегатів з вільнопоршневим генератором газу перевищила 500 МВт. Ними були оснащені 47 суден, ці ГТА служили приводом компресорних установок в 11 галузях промисловості, продажі були здійснені у 40 країн світу (у тому числі в Радянському Союзі були побудовані шість лісовозів типу "Павлин Виноградов",

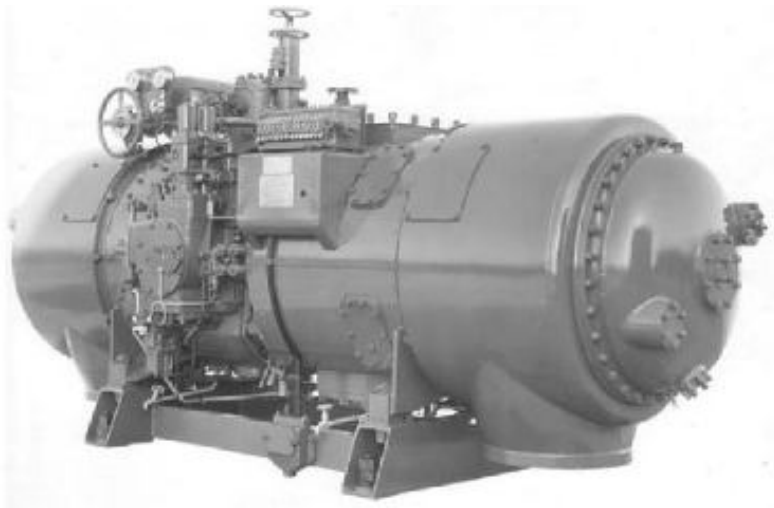


Рис. 7.27. Вільнопоршневий генератор газу GS-34 (вважається найбільш вдалою моделлю ВПГГ з усіх існуючих; маса 8 т, міра підвищення тиску в компресорі 5,42, загальна міра підвищення тиску 8,5; один GS-34 забезпечував потужність 850 кВт при ККД ГТА 34,6 %)

¹"Промислове товариство загальної прикладної механіки".

обладнаних ГТА компанії "S.I.G.M.A." потужністю 3000 кВт, та один рибальський траулер з потужністю ГТА 395 кВт [44, с. 101]).

Однак у 60-х роках подальше вдосконалення ГТА з вільнопоршневим генератором газу почало сповільнюватися і в 70-ті роки після низки енергетичних криз та підвищення цін на паливо серійне виробництво даних ГТА було припинено¹.

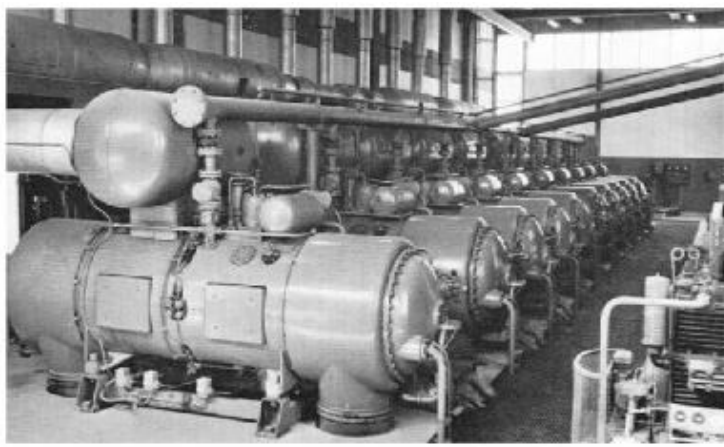


Рис. 7.28. Енергетична установка електростанції в Агусті (Сицилія, Італія) потужністю 7,2 МВт

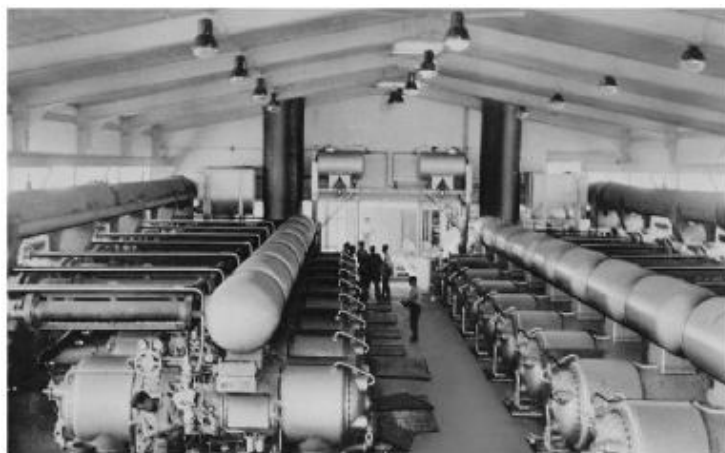


Рис. 7.29. Енергетична установка електростанції в Доніамбо (Нова Каледонія) потужністю 24 МВт

¹Компанія "S.I.G.M.A." припинила свою діяльність у 1967 р.

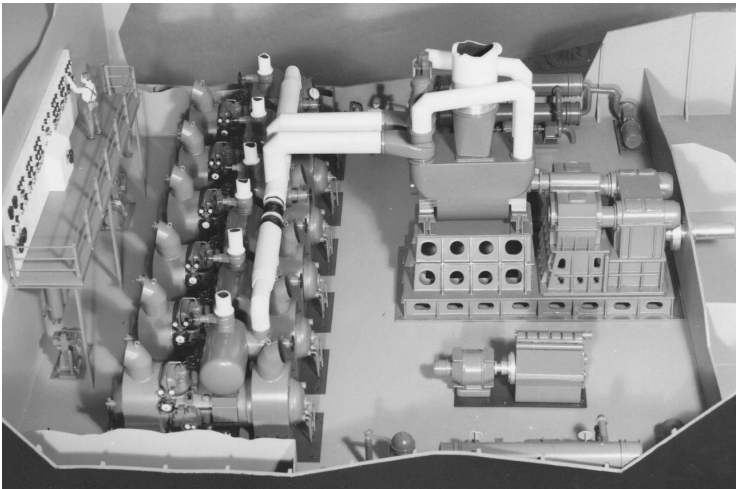


Рис. 7.30. Модель розташування ГТА з ВПГГ у машинному відділенні судна

7.6. Класифікація за кількістю компресорів

За кількістю окремих, механічно не зв'язаних між собою компресорів розрізняють газотурбінні агрегати:

- з однокаскадним компресором;
- з двокаскадним компресором;
- з трикаскадним компресором.

Одним з напрямів підвищення ефективного ККД газотурбінного агрегату є збільшення початкової температури газу перед турбінною частиною. Як випливає з розрахунків, збільшення початкової температури газу обумовлює необхідність одночасного підвищення початкового тиску газу. Однак чим більший тиск в останніх ступенях компресора на номінальному режимі, тим вища ймовірність настання помпажу в компресорі при його роботі на режимах неповного навантаження.

Для запобігання появі помпажних явищ використовуються різноманітні конструктивні рішення: поворотні лопатки вхідного напрямного апарата і напрямних апаратів декількох перших ступенів компресора, випускання повітря з проміжних ступенів в атмосферу і т. п.

Одним з найбільш ефективних конструктивних рішень є **поділ компресора** ГТА на кілька окремих, механічно не зв'язаних між собою частин (каскадів). Кожен з цих каскадів має свій ротор, опори, свою частоту обертання і свою турбіну, яка приводить його в обертання. Зв'язок між каскадами аеродинамічний – потоком повітря, що переходить з однієї частини в іншу.

Чим більша міра підвищення тиску в компресорі, тим більшою є кількість каскадів, на яку доцільно його розбивати (згідно з [50, с. 8], робити це мож-

на починаючи з міри підвищення тиску, що дорівнює 8). У даний час найчастіше ділять компресор на дві частини. В останні десятиліття з'явилися трикаскадні газотурбінні агрегати. Надалі, у міру вдосконалення ГТА можна очікувати використання і чотирикаскадної схеми.

Використання багатокаскадної схеми здійснює ефект саморегулювання компресора, що в ряді випадків дозволяє обійтися без інших засобів запобігання помпажу.

Зменшення неузгодженості окремих ступенів компресора в такому його виконанні **на часткових режимах роботи:**

- підвищує запас стійкості компресора (тобто зменшує ймовірність настання помпажу);

- покращує ККД двигуна (оскільки повністю або частково відпадає необхідність в інших, витратних засобах регулювання, наприклад у перепуску повітря з компресора);

- зменшує вібраційні напруження в робочих лопатках.

Слід зазначити, що багатокаскадна схема не має переваг при роботі на номінальному режимі. До її **недоліків** необхідно віднести:

- істотне ускладнення конструкції ГТА (збільшення числа турбомашин обумовлює збільшення сумарного числа валів, опор, перехідних частин корпусу, ускладнення системи змащення і т. д.);

- збільшення розмірів і маси ГТА;

- зменшення надійності конструкції і збільшення її вартості (неминучі наслідки підвищення складності).

Компонувальні схеми газотурбінних агрегатів з різним числом механічно не зв'язаних між собою компресорів наведені на рис. 7.31.

Однокаскадна одновальна схема (див. рис. 7.31,*а*) застосовується в даний час для агрегатів, які працюють переважно на одному (номінальному) режимі. До таких належать ГТА, що приводять в обертання генератор електричного струму. Зразком такого двигуна може бути, наприклад, ГТД 110 розробки ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект" (див. рис. 7.20).

Однокаскадна двовальна схема (див. рис. 7.31,*б*), як було розглянуто раніше, завдяки наявності в її складі вільної силової турбіни вже має досить високу гнучкість при роботі на режимах неповного навантаження. Оснащення таких ГТА розвиненою системою регулювання компресора дозволяє з високою мірою надійності застосовувати їх не тільки для приводу генераторів струму, але і в промисловості (для приводу нагнітачів газу тощо), і на транспорті.

Зразком двигуна такого типу є турбореактивний двигун J79 компанії "General Electric Co." (він же після конвертації – судновий двигун LM1500), який при однокаскадній схемі і мірі підвищення тиску 12 (17-ступінчастий компресор) оснащений поворотним входним напрямним апаратом і поворотними напрямними апаратами перших шести ступенів компресора (рис. 7.32). Кутове положення лопаток визначається залежно від температури повітря на вході в компресор і частоти обертання його ротора.

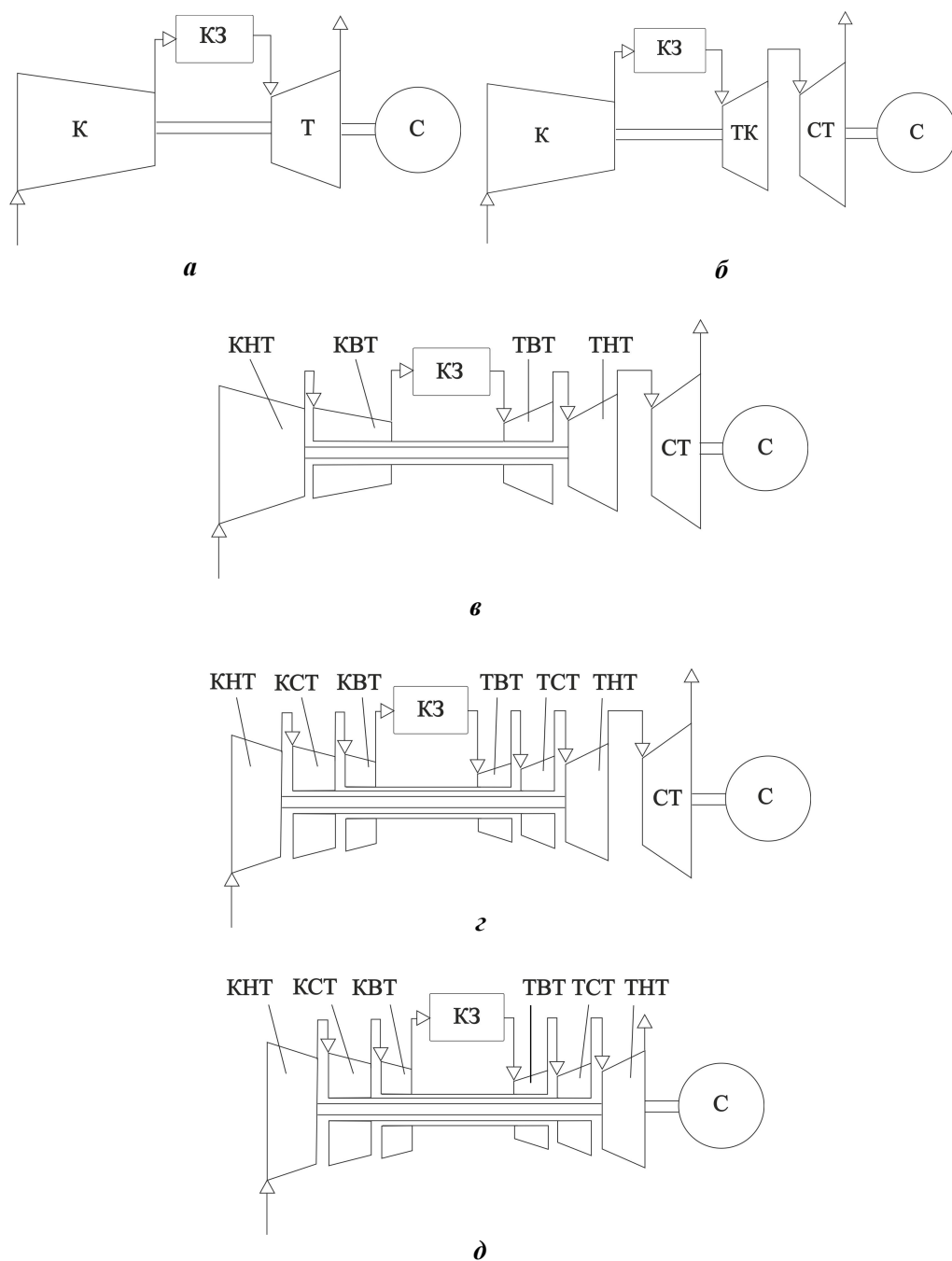


Рис. 7.31. Схеми ГТА з різним числом компресорів:

а – однокаскадний ГТА з блокованою силовою турбіною; **б** – однокаскадний ГТА з вільною силовою турбіною; **в** – двокаскадний ГТА з вільною силовою турбіною; **г** – трикаскадний ГТА з вільною силовою турбіною; **д** – трикаскадний ГТА з блокованою силовою турбіною; КСТ – компресор середнього тиску; ТСТ – турбіна середнього тиску

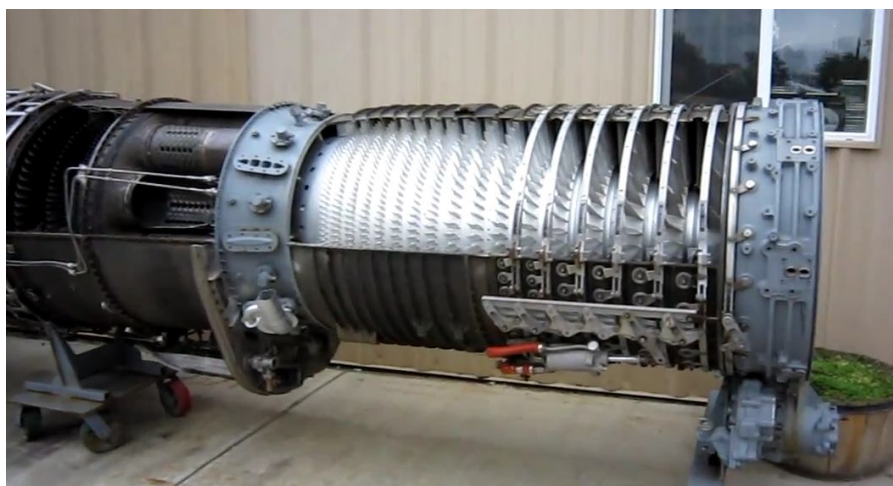


Рис. 7.32. Двигун J79 компанії "General Electric Co." з 17-ступінчастим осьовим компресором

Схема двокаскадного газотурбінного агрегату з вільною силовою турбіною (див. рис. 7.31, *в*) в даний час є найбільш популярною серед суднових агрегатів. За такою схемою виконані всі суднові двигуни ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" (Україна), більшість двигунів "Rolls-Royce plc" (Великобританія) і "Pratt & Whitney Corp." (США), двигун LM1600 "General Electric Co.".

У таких ГТА повітря послідовно проходить через механічно не зв'язані компресор низького тиску і компресор високого тиску. Частоти обертання даних компресорів різні і приймаються виходячи з умов економічності роботи. Частота обертання КВТ приймається дещо більшою, що дозволяє зменшити його діаметр і тим самим збільшити довжину лопаток останніх ступенів з метою зменшення кінцевих втрат і збільшення їх ККД.

Після нагрівання в камері згоряння робоче тіло надходить у турбінну частину, яка складається з трьох послідовно розташованих турбін – високого тиску, низького тиску та вільної силової турбіни.

Турбіна високого тиску всю генеровану потужність витрачає на привід компресора високого тиску, для чого механічно з'єднується з ним валом, утворюючи так званий "турбокомпресор високого тиску". Турбіна низького тиску генеровану потужність витрачає на привід КНТ. Вал, що з'єднує ТНТ і КНТ, проходить усередині порожнистого вала турбокомпресора високого тиску. Дана компоновальна схема "вал у валу" є традиційним конструктивним рішенням в авіаційних ГТД і звідти перейшла до агрегатів іншого призначення.

Корисна потужність, яка передається споживачеві, генерується за допомогою вільної силової турбіни.

Слід зазначити, що двокаскадна схема з вільною силовою турбіною використовується в деяких турбовальних двигунах (для приводу вертольотів), а також у танкових ГТД (наприклад, у ГТД-1000Т і ГТД-1250 підприємства ОАО "Климов" (Росія)). В енергетичних і привідних ГТА вона застосовується рідко, як правило, тільки в агрегатах, модифікованих із суднових або авіаційних.

Зразком двигуна розглядуваної схеми є UGT 10000 потужністю 10 МВт виробництва ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект" (рис. 7.33). Двигун оснащений осьовими дев'яноступінчастими компресорами низького і високого тисків (загальна міра підвищення тиску 19), протитоковою трубчастокільцевою камерою згоряння, одноступінчастими ТВТ і ТНТ, а також вільною силовою турбіною, яка залежно від конкретної галузі застосування може мати у своєму складі шість, чотири або три ступені (на рисунку – чотири ступені). Двигун UGT 10000 використовується для приводу нагнітачів природного газу компресорних станцій і генераторів струму [35, с. 61–62].

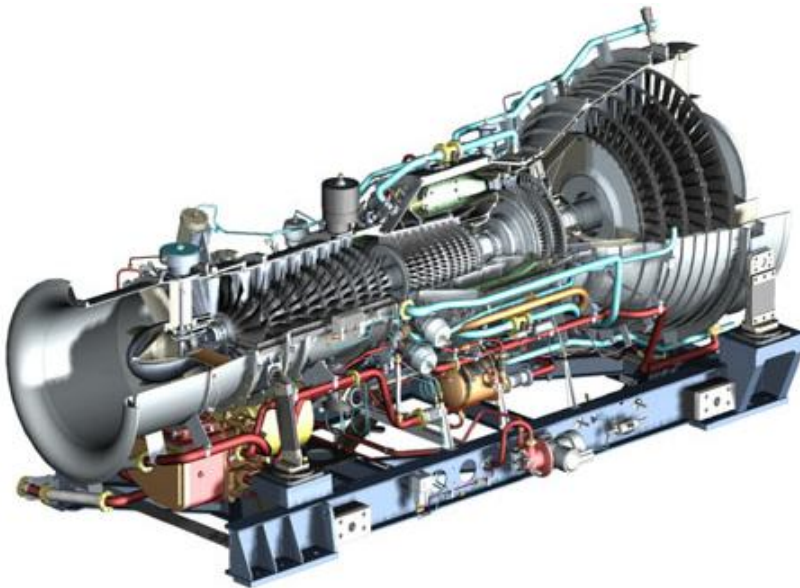


Рис. 7.33. Двигун UGT 10000 виробництва ДП НВКГ "Зоря"—"Машпроект" з дев'яноступінчастими КНТ і КВТ

Необхідно сказати, що схема з двокаскадним газогенератором знайшла найбільше застосування в авіаційних двоконтурних турбореактивних двигунах (замість вільної силової турбіни там використовується реактивне сопло).

Трикаскадні газотурбінні агрегати в стаціонарних і суднових установках у цей час використовуються ще рідко. Можна назвати тільки два серійних

ГТА даного виду – "Trent" компанії "Rolls-Royce plc" (Великобританія) та НК-37-1 (НК-36СТ) підприємства ОАО "Кузнецов" (Росія).

Енергетичний двигун НК-37-1 потужністю 31 МВт створений на основі серійного двоконтурного турбореактивного двигуна НК-32. Виконаний трикаскадним з вільною силовою турбіною (див. рис. 7.31,з). Складається з триступінчастого КНТ, п'ятиступінчастого КСТ, семиступінчастого КВТ (загальна міра підвищення тиску 25), кільцевої камери згоряння, одноступінчастих ТВТ, ТСТ і ТНТ, чотириступінчастої вільної силової турбіни (рис. 7.34). Його привідна модифікація носить назву НК-36СТ [35, с. 169–170].

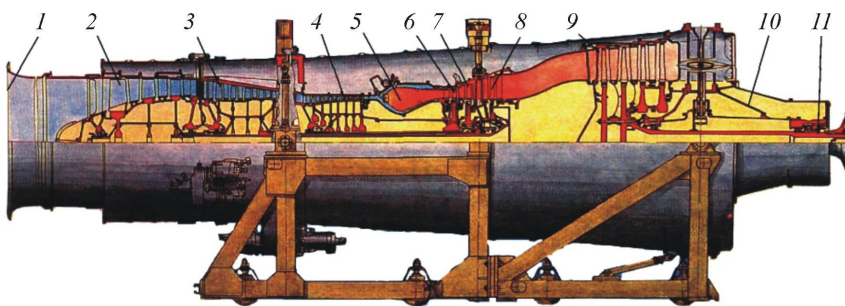


Рис. 7.34. Двигун НК-37-1 компанії ОАО "Кузнецов" [16, с. 151]:

1 – вхідний пристрій; 2 – триступінчастий КНТ; 3 – п'ятиступінчастий КСТ;
4 – семиступінчастий КВТ; 5 – камера згоряння; 6, 7, 8 – одноступінчасті ТВТ, ТСТ і ТНТ;
9 – чотириступінчаста силова турбіна; 10 – задня опора; 11 – вал відбору потужності

Привідний двигун "Trent" створений на основі двоконтурного турбореактивного двигуна "Trent 800", обраного багатьма авіалініями для приводу літаків "Boeing 777" та аеробуса A330. Виконаний трикаскадним з блокованою силовою турбіною (відбір потужності здійснюється від ротора низького тиску, див. рис. 7.31,д). Має потужність 52 МВт при загальній мірі підвищення тиску в компресорі 35. Складається з двоступінчастого КНТ, восьмиступінчастого КСТ, шестиступінчастого КВТ, камери згоряння, одноступінчастих ТВТ і ТСТ, п'ятиступінчастої силової турбіни, яка одночасно приводить в обертання компресор низького тиску (рис. 7.35). Енергетичні модифікації двигуна отримали найменування "Trent 60 DLE" і "Trent 60 WLE" [36, с. 117–119].

Найбільшого поширення трикаскадні газогенератори набули в авіаційних двоконтурних турбореактивних двигунах. Компресорна частина таких двигунів складається, як правило, з одно-, дво- або триступінчастого вентилятора, 4...6-ступінчастого КСТ та 4...8-ступінчастого КВТ.

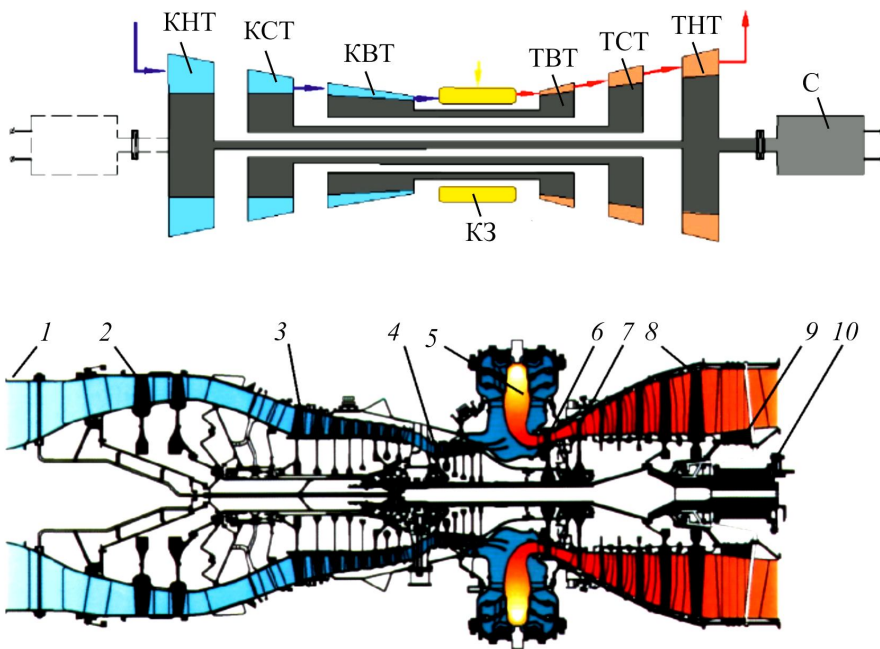


Рис. 7.35. Двигун "Trent" компанії "Rolls-Royce plc" [16, с. 153]:

1 – вхідний пристрій; 2 – двоступінчастий КНТ; 3 – восьмиступінчастий КСТ; 4 – шести-
ступінчастий КВТ; 5 – камера згоряння; 6 і 7 – одноступінчасті ТВТ і ТСТ; 8 – п'ятиступін-
часта силова турбіна; 9 – задня опора; 10 – вал відбору потужності

7.7. Класифікація за кількістю роторних валів

За кількістю роторних валів розрізняють газотурбінні агрегати:

одновальні;
двовальні;
тривальні;
чотиривальні.

Прикладом **одновального ГТА** може бути агрегат, зображений на рис. 7.31,*а* (однокаскадний з блокованою силовою турбіною), **двовального** – на рис. 7.31,*б*, 7.36 (однокаскадний з вільною силовою турбіною) та 7.19,*б* (двокаскадний з блокованою силовою турбіною), **тривального** – на рис. 7.31,*в* (двокаскадний з вільною силовою турбіною) та 7.31,*д* (трикаскадний з блокованою силовою турбіною), **чотиривального** – на рис. 7.31,*г* (трикаскадний з вільною силовою турбіною).

Загальне число валів роторної частини газотурбінних агрегатів визначається кількістю окремих, механічно не зв'язаних між собою компресорів, а також наявністю (відсутністю) вільної силової турбіни. Як впливає

з раніше розглянутого матеріалу, чим більше окремих валів має у своєму складі ГТА, тим, з одного боку, краще він пристосований до роботи на режимах неповного навантаження, а з іншого боку, вища його складність, більші маса, розміри та вартість, гірша надійність. Тому використовувати багатовальну



Рис. 7.36. Роторна частина двовального ГТД

(багатокаскадну тощо) схему доцільно тільки тоді, коли цього вимагають конкретні умови роботи газотурбінного агрегату (привід транспортних засобів, нагнітачів газу та ін.). В іншому ж випадку краще обмежитися більш простою одновальною конструкцією.

7.8. Класифікація за способом передачі потужності споживачу

За способом передачі потужності споживачу розрізняють газотурбінні агрегати:

- прямої дії (прямодіючі);
- з механічною (зубчастою) передачею;
- з електричною передачею.

Пряма передача потужності споживачу можлива, якщо частота обертання його ротора відповідає частоті обертання силової турбіни ГТД. Вона застосовується, наприклад, для приводу генераторів електричного струму, нагнітачів природного газу компресорних станцій, насосів, вентиляторів, які мають частоту обертання кілька тисяч обертів на хвилину.

Слід зазначити, що з усіх можливих варіантів пряма передача є найбільш ефективною, оскільки виключає втрати енергії в передавальних механізмах.

На жаль, така передача не завжди може бути реалізована на практиці. Це пояснюється головним чином необхідністю витримувати деяке співвідношення між частотою обертання силової турбіни та її діаметром. Як показують розрахунки, чим менша частота обертання ротора турбіни, тим більший буде її діаметр. Теоретично є можливим спроектувати турбіну на будь-яку швидкість обертання, проте в багатьох випадках її габарити можуть стати неприпустимо великими. Тому часто для передачі потужності від ГТД до споживача використовуються різні допоміжні пристрої (механічні або електричні), які знижують частоту обертання.

Механічна (зубчаста) передача потужності споживачеві передбачає включення редуктора до складу газотурбінного агрегату.

Редуктори сучасних ГТА характеризуються відносно малими втратами передаваної потужності (в нереверсивному виконанні, як правило, не більше 2...3 %), компактністю і високою надійністю. Їх типи та конструкції вельми різноманітні. Вони виконуються одно- та багатоступінчастими з циліндричними

ступенями (колесами) із зовнішнім зачепленням (перебірні редуктори) і з планетарними ступенями (планетарні редуктори). Розташовуються в закритих зварних або зварно-литих корпусах і мають примусово-циркуляційне змащення.

Загальне передавальне відношення в редукторах ГТА може досягати 120. Одноступінчасті конструкції застосовуються, як правило, тільки при передавальних відношеннях від 3 до 9 [16, с. 607].

У суднових агрегатах редуктори часто використовуються також для об'єднання потужності від кількох приводів (двох ГТД або ГТД та дизеля) або її поділу (один привід на два гребні гвинти), можуть приводити в обертання різні допоміжні механізми.

На рис. 7.37 показаний перебірний редуктор фірми "RENK AG" передаваною потужністю 100 МВт.

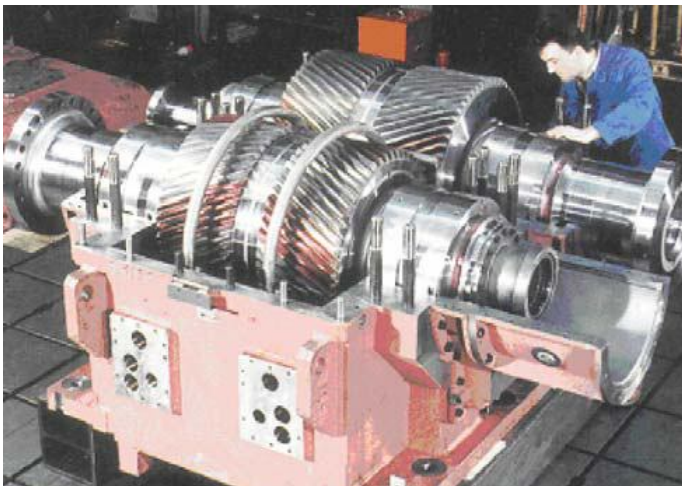


Рис. 7.37. Перебірний редуктор передаваною потужністю 100 МВт фірми "RENK AG" зі знятою верхньою кришкою

Слід зазначити, що до складу механічних передач (зокрема, реверсивних) може включатися гідравлічна передача (гідромуфта). Її застосовують для створення еластичного зв'язку між елементами редуктора, а також для можливості деякого зниження частоти обертання, вимикання і вмикання передачі потужності за необхідності (час випорожнення гідромуфти становить приблизно 3 с, а час її заповнення близько 7 с).

Складовим елементом газотурбінного агрегату М15, встановленого на ракетних катерах проекту 1241.1 "Молнія" (рис. 7.38), є **маршовий редуктор Р076**, кінематична схема і поздовжній переріз якого показані на рис. 7.39.

Редуктор Р076 співвісний, планетарно-диференціальний, триступінчастий, з двома швидкостями обертання вихідного вала. Перша швидкість

забезпечує автономну роботу маршового ГТД на свій гребний вал або через конічну передачу (перекидання) одночасно на два гребні вали (за необхідності). Друга швидкість призначена для спільної роботи маршового ГТД з прискорювальними ГТД. Зміна швидкості здійснюється перемиканням спеціальних пневматичних гальм (залежно від того, яка ланка диференціальної передачі загальмовується, маємо першу або другу швидкість).

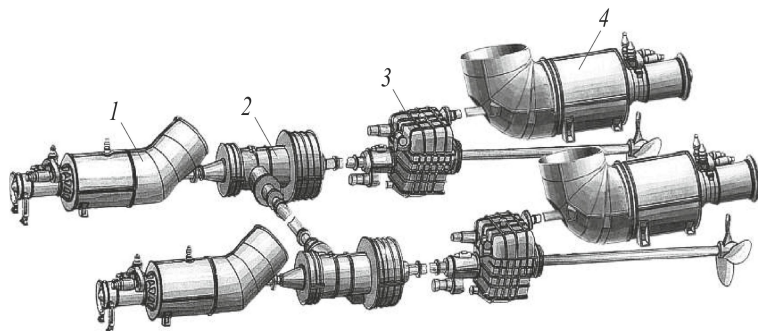


Рис. 7.38. Схема агрегату М15 ракетного катера проекту 1241.1 "Молния" [24, с. 92–93]:

1 – два маршові двигуни Д076 (UGT 3000); 2 – два маршові редуктори Р076;
3 – два редуктори повного ходу Р077; 4 – два прискорювальні двигуни Д077 (UGT 6000)

За знижувальним ступенем розташована роз'єднувальна муфта 5, призначена для вмикання або вимикання маршового двигуна.

Як опори зубчастих коліс використовуються підшипники кочення. Пневматична система (стиснене повітря) забезпечує роботу гальм першої та другої швидкостей, роз'єднувальної та кулачково-демпфіруючої муфти.

Редуктор виготовляється в різних виконаннях для лівого і правого бортів з різним напрямком обертання гребного вала. Передавальне відношення на першій швидкості становить 22,18, на другій – 9,64; оберти вихідного вала – 420 та 900 об/хв відповідно. Маса редуктора 2900 кг, габарити 2,62×1,56×1,39 м.

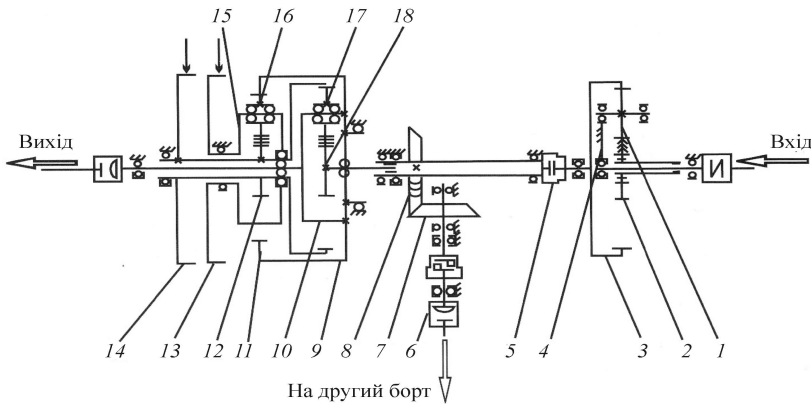
Корпус редуктора литий з алюмінієвого сплаву, складається з кількох частин з вертикальними роз'ємами.

Електрична передача потужності припускає подвійне перетворення енергії. Спочатку механічна енергія обертання ротора силової турбіни перетворюється в електричну енергію в електрогенераторах. Електричний струм далі по мережі надходить до електродвигуна, який вже і приводить в обертання ротор споживача (тобто маємо друге перетворення – електричної енергії в механічну).

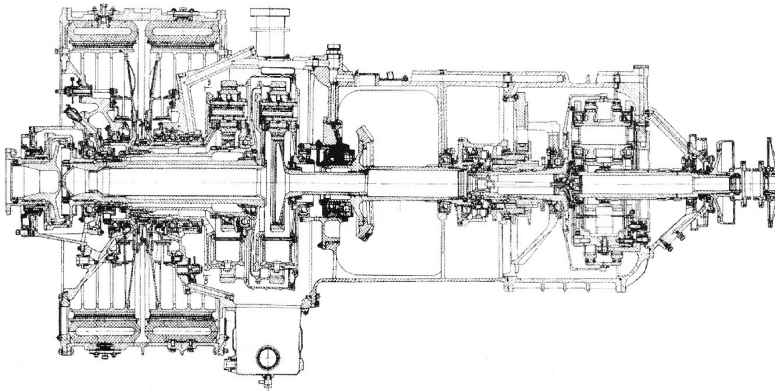
Дана передача знаходить застосування у складі газотурбінних агрегатів, які використовуються на водному або наземному транспорті (пасажирських

суднах, кораблях військово-морського флоту, локомотивах, вантажних автомобілях і т. п.).

Електрична передача дозволяє використовувати потужність декількох двигунів для приводу одного рушія (наприклад, гребного гвинта) або, навпаки, передавати потужність від одного ГТД до кількох рушіїв для підвищення живучості або маневреності енергетичної установки. Завдяки відсутності



a



б

Рис. 7.39. Кінематична схема (*a*) і поздовжній переріз (*б*) редуктора Р076 [15, с. 8; 24, с. 212–213]:

знижувальна співвісна передача: 1 – сателіти; 2 – колесо шевронне сонячне;

3 – епіцикл; 4 – корпус підшипника;

конічна передача: 5 – роз'єднувальна муфта; 6 – кулачково-демпфіруюча муфта;

7, 8 – двошвидкісні шестерні;

планетарна передача: 9 – епіцикл першого ступеня; 10 – водило першого ступеня;

11 – епіцикл другого ступеня; 12 – провідна шестірня другого ступеня; 13 – пневматичне гальмо першої швидкості; 14 – пневматичне гальмо другої швидкості; 15 – водило другого

ступеня; 16 – сателіти другого ступеня; 17 – сателіти першого ступеня; 18 – провідна

шестірня першого ступеня

механічного зв'язку між електрогенераторами та електродвигунами їх частоти обертання можна вибирати оптимальними, а газотурбінні двигуни виявляються захищеними від зовнішніх впливів (ударних та інших) з боку рушія.

Перевагою розглядуваної передачі є можливість живлення інших (крім електродвигуна) споживачів електричної енергії на об'єкті.

Один з можливих варіантів розташування обладнання суднової енергетичної установки з ГТА та електричною передачею показаний на рис. 7.40. Енергетична установка розміщена максимально в кормі. Оскільки в трюмі знаходиться тільки головний гребний електродвигун, то машинне відділення не потребує значної довжини. Газотурбінний агрегат, який живить гребний електродвигун, розміщується в приміщенні на головній палубі і ще більше зміщений у корму. Так само розташовуються допоміжні газотурбогенератори. Енергетична установка має регенерацію та утилізацію тепла випускних газів. Передача потужності електрична, тому найбільшу масу в ЕУ має гребний електродвигун, який розміщений разом з коротким валопроводом у трюмі.

Розташування газотурбінних двигунів на головній палубі є зручним для їх обслуговування, ремонту і заміни. Крім того, повітроприймальний та газовипускний трубопроводи мають значно меншу довжину в порівнянні з розміщенням ГТА в трюмі. Це дозволяє зменшити втрати тиску в газоповітряних трактах.

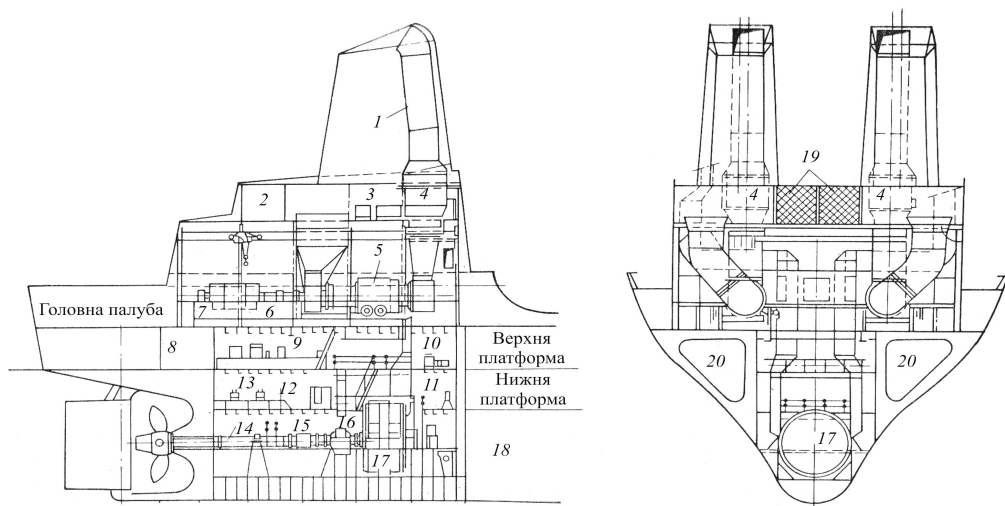


Рис. 7.40. Розташування суднової ЕУ з ГТА та електричною передачею потужності [2, с. 147]:

1 – газохід ГТД; 2 – приміщення станції вуглекислотного гасіння; 3 – масляні цистерни ГТД та гребного електродвигуна; 4 – регенератор; 5 – ГТД; 6 – редуктор; 7 – електрогенератор із збудником; 8 – майстерня; 9 – агрегати масляної та паливної систем; 10 – компресор пускового повітря; 11 – паливоперекачувальний насос; 12 – охолоджувачі прісної води; 13 – сепаратори палива і масла; 14 – валопровід; 15 – механізм зміни кроку; 16 – головний упорний підшипник; 17 – головний електродвигун; 18 – фільтр заборотної води; 19 – повітроприймальні фільтри; 20 – паливні цистерни

Електричні передачі бувають постійного і змінного струму, а також комбіновані: з генераторами змінного струму, електродвигунами постійного струму і безмашинними статичними перетворювачами змінного струму в постійний.

Електричні передачі постійного струму мають високі маневрені якості, найшвидший реверс у порівнянні з передачами інших типів, високі пускові моменти. Наприклад, на суднах повне загальмування гребного гвинта (припинення обертання) при такій передачі здійснюється протягом 5...16 с, а вибіг судна при його номінальній початковій швидкості звичайно не перевищує 6...7 довжин корпусу [14, с. 318]. Подібні характеристики найбільш сприятливі для транспортних засобів, які працюють на змінних тягових режимах і потребують підвищеної маневреності.

Пропульсивні установки з електропередачами постійного струму легко і просто регулюються. Реверс проводиться шляхом впливу на систему збудження генераторів, в якій використовуються струми порівняно невеликої сили. Це є важливою перевагою передач постійного струму, оскільки дозволяє створити гнучку систему дистанційного керування.

Недоліки передач постійного струму (у порівнянні із змінним струмом): низький ККД (0,84...0,88), як наслідок перемноження коефіцієнтів корисної дії генератора, мережі та електродвигуна;

значна маса (приблизно в 1,5 разу більше, ніж для передач змінного струму);

менша надійність машин постійного струму.

Електричні передачі змінного струму мають вищу ефективність – 0,88...0,93, меншу масу і більшу надійність. Однак вони позбавлені найважливішої переваги, властивій передачам постійного струму, – поліпшених тягових і маневрених характеристик.

Так, наприклад, у передачах змінного струму зменшення частоти обертання електродвигуна і рушія, що приводиться ним, є можливим тільки за рахунок зменшення потужності, яка розвивається ГТД; при цьому, як правило, зменшується і крутний момент (нагадаємо, що потужність дорівнює добутку крутного моменту і кутової швидкості обертання ротора). У передачах постійного струму потужність ГТД не залежить від частоти обертання електродвигуна і залишається постійною, а отже, крутний момент із зменшенням частоти обертання буде пропорційно зростати.

Недоліком передач змінного струму є також складна система керування.

Переваги передач постійного і змінного струму намагаються об'єднати в **комбінованих передачах**, в яких генератори виконуються змінного струму, а електродвигуни – постійного. Однак такі передачі потребують додаткових перетворювачів струму, що збільшує розміри і масу енергетичної установки.

Необхідно відзначити, що через свою низьку ефективність, великі розміри і масу, а також високу вартість електричні передачі потужності

в газотурбінних агрегатах нині застосовуються відносно рідко. Як приклад їх сучасного використання на флоті слід згадати корабельні енергетичні установки типу "CODLAG" та "IEP" (див. дод. А).

7.9. Класифікація за наявністю реверса

За наявністю реверса розрізняють газотурбінні агрегати:

нереверсивні;

з реверсивною електричною передачею;

з реверсивним редуктором;

з реверсивною силовою турбіною.

Необхідно сказати, що наявність (або відсутність) реверса є **актуальною тільки для газотурбінних агрегатів, які використовуються на водному або наземному транспорті**. Реверсивні пристрої у складі даних транспортних засобів забезпечують режими гальмування, зупинки і заднього ходу.

У **нереверсивних газотурбінних агрегатах** відсутні спеціальні елементи, що здійснюють зазначені режими. З цієї причини вони мають більш високий ККД, меншу складність, розміри і масу.

Однак енергетична установка транспортного засобу все одно повинна мати у своєму складі реверсивний пристрій. На судах цим пристроєм може бути гвинт регульованого кроку. Такі гвинти в порівнянні з традиційними гвинтами фіксованого кроку більш складні за конструкцією й керуванням, мають менший пропульсивний ККД і більш високу вартість. Проте їх конструкції вже досить добре відпрацьовані і в даний час широко використовуються на флоті.

У **ГТА з реверсивною електричною передачею** реверс (як уже зазначалося раніше) здійснюється шляхом впливу на систему збудження електрогенераторів або перемиканнями в колах головного струму.

Традиційним у багатьох транспортних засобах є використання **реверсивного редуктора** (не тільки в ГТА, але і в установках з поршневими двигунами).

Конструктивне виконання реверсивних редукторів є різним. Як приклад розглянемо **редуктор РБ54**, що входить до складу всережимного газотурбінного агрегату МЗ (рис. 7.41), який використовується на сторожових кораблях проекту 61 "Комсомолец Украины" та ряду інших.

Редуктор РБ54 виконаний перебірним, двоступінчастим, реверсивним; він підсумовує потужність від двох ГТД по 13 МВт кожний; передавальне відношення на передньому ходу становить 17,5, на задньому – 11,7; частота обертання вихідного вала 300 об/хв, маса 34 т. Кінематична схема редуктора зображена на рис. 7.42, схема зачеплення шестерень – на рис. 7.43.

Потужність кожного з двох двигунів через шестерні 1 першого ступеня редуктора передається на шестерні 2 переборів. На одній осі з шестернями 2

розташовані дві шестерні 3 другого ступеня, які знаходяться в зачепленні з вихідним колесом 4.

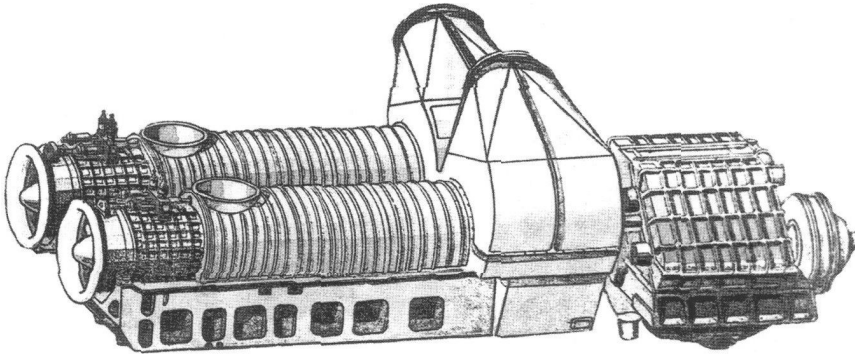


Рис. 7.41. Загальний вигляд агрегату М3 сторожових кораблів проекту 61 [24, с. 35]

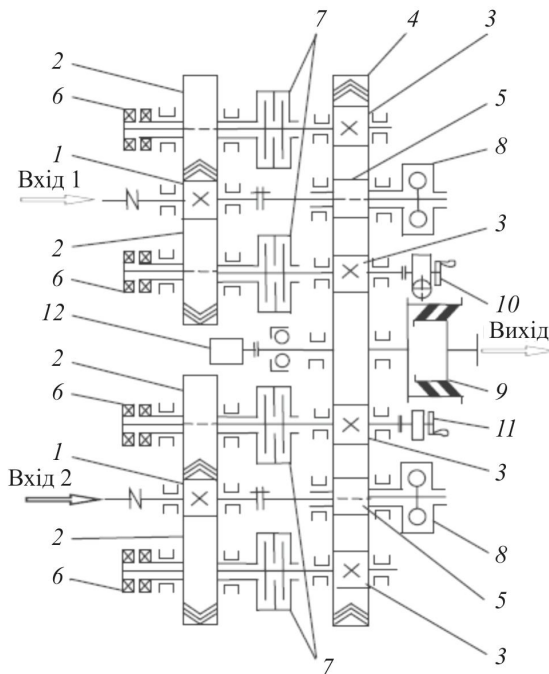


Рис. 7.42. Кінематична схема редуктора РБ54 агрегату М3 [24, с. 193]:

1 – провідна шестірня; 2, 3 – шестерні переборів; 4 – ведене зубчасте колесо;
5 – шестірня заднього ходу; 6 – кулачкова муфта; 7 – фрикційна муфта; 8 – гідромуфта заднього ходу; 9 – звукоізолююча муфта; 10 – валоповоротний пристрій; 11 – стопорний пристрій; 12 – привід масляного насоса редуктора

Вали шестерень 2 першого ступеня не мають постійного жорсткого зв'язку з відповідними шестернями 3. Для їх з'єднання передбачені фрикційні муфти, розташовані всередині корпусу, і кулачкові муфти, розташовані на валах 2 з боку приводу від турбіни.

На одній осі з провідними шестернями 1 в постійному зачепленні з вихідним колесом знаходяться шестерні заднього ходу 5. Передача потужності через них на вихідне колесо 4 може здійснюватися через гідромуфту 8, насосне колесо якої ресорою з'єднане з валом провідної шестірни 1.

На передньому ходу гідромуфти 8 спорожнені (насосні і турбінні колеса обертаються в протилежному напрямку), кулачкові муфти 6 з'єднання шестерень 2 і 3 знаходяться в зачепленні.

У результаті на передньому ходу крутний момент веденого колеса 4 передається через шестерні 3. Шестерні заднього ходу 5 при цьому перебувають у постійному зачепленні з колесом 4 та обертаються вхолосту (шестерні 3 і 5 ні на одному з режимів роботи не входять між собою в зачеплення).

При реверсуванні корабля з переднього ходу на задній знижується потужність двигунів до холостого ходу, швидкість корабля зменшується, кулачкові муфти виводяться із зачеплення (регулювання стисненням повітрям), гідромуфти заповнюються робочим маслом, потужність двигунів збільшується і гвинт корабля крутним моментом гідромуфта обертається у зворотний бік, забезпечуючи кораблю задній хід.

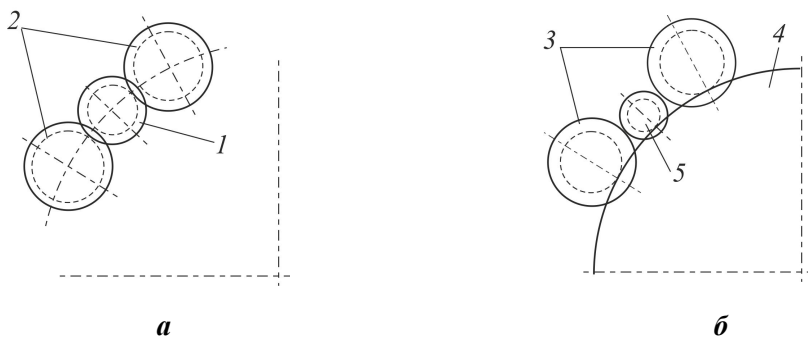


Рис. 7.43. Схема зачеплення шестерень редуктора РБ54 [24, с. 192]:

а – перший ступінь; *б* – другий ступінь

На задньому ходу крутний момент від вала провідної шестірни 1 через гідромуфту передається шестерням заднього ходу 5, а через них веденому колесу 4. Шестерні 3, що, як і раніше, знаходяться в зачепленні з колесом 4, обертаються вхолосту.

При реверсуванні із заднього ходу на передній також знижується потужність двигунів, припиняється подача масла в гідромуфти, включаються фрикційні муфти (стисненням повітрям). При вирівнюванні кутових

швидкостей валів шестерень 2 і 3 включаються кулачкові муфти, збільшується потужність двигунів, гвинт корабля обертається на передній хід.

При включенні кулачкових муфт подача повітря на стискання дисків фрикційних муфт відключається.

Газотурбінні агрегати з реверсивною силовою турбіною суднового призначення в цей час виготовляються тільки одним підприємством у світі – ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" (Україна).

Розробка реверсивних турбін на підприємстві проводилася з 1956 р., і в грудні 1969 р. перший корабель ВМФ, оснащений такою турбіною, був прийнятий в експлуатацію. Дане технічне рішення запатентоване підприємством також у Великобританії, Німеччині, США, Японії.

Реверсивна силова турбіна має два контури для проходження газу: внутрішній 6 і зовнішній 3 (рис. 7.44). При проходженні газу по внутрішньому контуру турбіна обертає вал гребного гвинта на передньому ходу, а при проходженні по зовнішньому контуру при закритому внутрішньому – на задньому ходу. Розподіл потоку газу по контурах визначається положенням поворотних лопаток 7 (клапан переднього ходу) і стрічки перепуску газів у зовнішній контур 2 (клапан заднього ходу). Клапани між собою заблоковані. Задній хід здійснюється одночасним закриттям клапана переднього ходу і відкриттям клапана заднього ходу для направлення газу в зовнішній контур на верхню частину профілю двоярусних робочих лопаток.

Привід клапанів здійснюється пневматичним циліндром через поворотне кільце, з'єднане з важелями і цапфами поворотних лопаток 7, і через шестерні до важелів стрічки перепуску газу 2. Приводом задаються три режими:

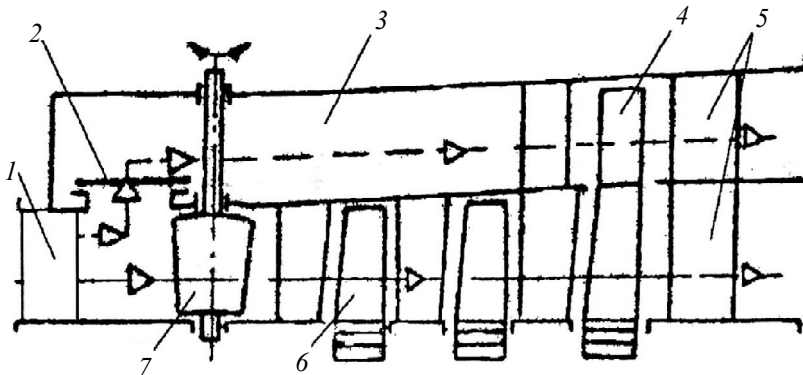


Рис. 7.44. Схема реверсивної силової турбіни ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" [20, с. 30]:

1 – стояки опорного вінця турбіни низького тиску; 2 – стрічковий клапан; 3, 6 – проточна частина турбіни заднього ходу і турбіни переднього ходу відповідно; 4 – двоярусні робочі лопатки; 5 – стояки силової турбіни; 7 – поворотні лопатки

передній хід, задній хід і режим "стоп-гвинт", тобто таке положення клапанів, коли при роботі двигуна зусилля газових потоків зрівноважені і силова турбіна не обертається.

Поздовжній переріз суднової модифікації двигуна UGT 16000, оснащеної реверсивною силовою турбіною, показаний на рис. 7.45; зображення силової турбіни наведено на рис. 7.46.

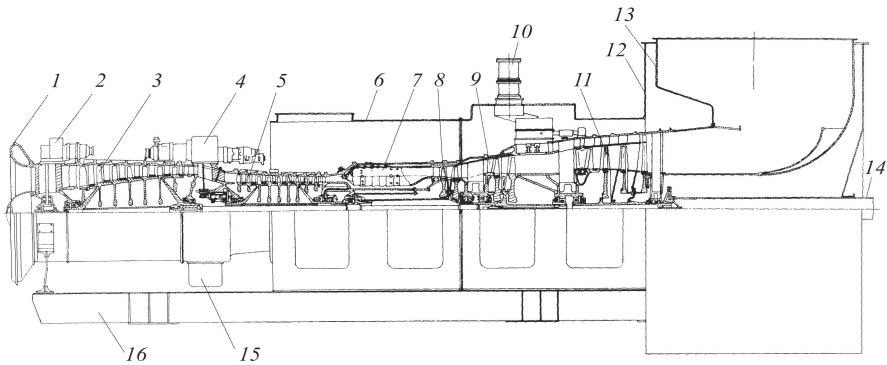


Рис. 7.45. Двигун UGT 16000 (модифікація з реверсивною силовою турбіною)
[35, с. 44]:

1 – вхідний пристрій; 2 – передня коробка приводів; 3 – компресор низького тиску; 4 – задня коробка приводів; 5 – компресор високого тиску; 6 – кожух двигуна; 7 – камера згоряння; 8 – турбіна високого тиску; 9 – турбіна низького тиску; 10 – циліндр реверса; 11 – силова турбіна (турбіна гвинта); 12 – кожух газовідводу; 13 – газовідвід; 14 – ресора; 15 – маслоагрегат; 16 – рама двигуна

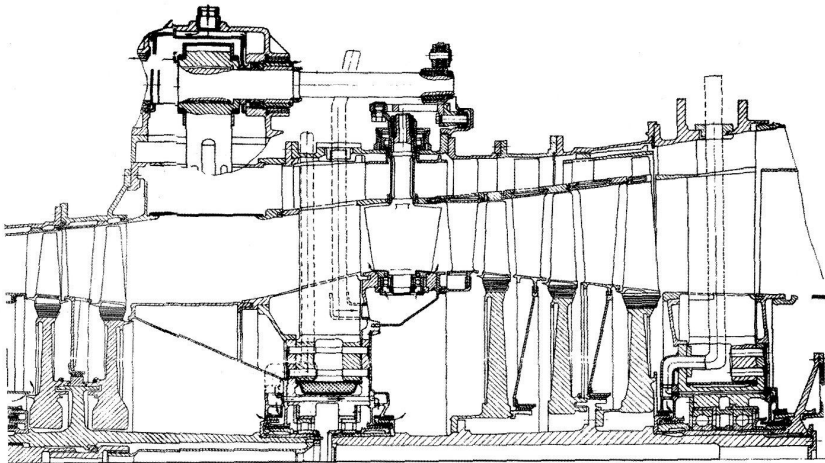


Рис. 7.46. Реверсивна силова турбіна [24, с. 48]

Перевагами розглядуваної конструкції ГТА є висока маневреність (час реверса істотно менший, ніж у інших типів реверсивних пристроїв) і надійність; **головний недолік** – погіршення ККД (головним чином через появу вентиляційних втрат у контурі заднього ходу при роботі ГТА на передньому ходу та витоки між контурами). Так, наприклад, для нереверсивних суднових модифікацій двигуна UGT 6000 – ДП71 та ДР71 – ефективний ККД становить 31,5 %, для реверсивної модифікації (ДС71) – 29 % [35, с. 60]. Нереверсивна модифікація двигуна UGT 3000 (ДЕ76) має ККД 31 %, реверсивна (ДС76) – 28,5 % [35, с. 55].

Наявність двоконтурної силової турбіни, звичайно ж, ускладнює конструкцію двигуна і підвищує його вартість (згідно з [2, с. 85], приблизно на 10 %).

7.10. Класифікація за типом компонування

За типом компонування розрізняють газотурбінні агрегати:
промислового типу;
авіаційного типу.

Історично в розвитку ГТА можна виділити два напрямки. До першого з них (т. зв. **промислового типу компонування**) можуть бути віднесені стаціонарні газотурбінні агрегати, що проектувалися під безпосереднім впливом уже освоєних конструкцій стаціонарних парових турбін. Ці ГТА розроблялися для аналогічних галузей застосування (привід електрогенераторів) і виготовлялися на тих же заводах, що й парові турбіни, тобто в умовах індивідуального та дрібносерійного виробництва. Технологічні процеси виготовлення, складання і монтажу таких агрегатів практично не відрізнялися від аналогічних процесів для парових турбін.

Для конструкції цих агрегатів характерні такі **головні ознаки**:

виконання кожного структурного елемента в окремому корпусі із з'єднанням корпусів зовнішніми газоповітряними комунікаціями порівняно великої довжини;

застосування додаткових теплообмінних пристроїв (регенераторів, повітроохолоджувачів);

використання виносних ("бункерних") камер згоряння;

застосування багатоярусного компонування елементів ГТА з розташуванням турбомашин на "другому поверсі" на масивному фундаменті;

значні розміри і маса (як наслідок з усього раніше вказаного).

Ці газотурбінні агрегати відрізняються високою надійністю, зручністю обслуговування, хорошими показниками ефективності та ресурсу. До їх недоліків належать великі розміри і маса, що ускладнює транспортування і монтаж ГТА у віддалених регіонах, значні аеродинамічні втрати тиску, необхідність суттєвих капітальних вкладень при будівництві станцій з багатоярусним компонуванням.

Прикладом такого ГТА може бути судновий газотурбінний агрегат ГТУ-20, створений у середині 60-х років в СРСР для суховантажного судна "Парижская коммуна", конструктивна схема якого наведена на рис. 7.47, а зовнішній вигляд – на рис. 7.48.

Агрегат (усього їх два у складі двогвинтового судна, кожен потужністю 4350 кВт) працює за циклом з проміжним охолодженням повітря і регенерацією тепла випускних газів. Кожен з двигунів виконаний за двокаскадною схемою з блокованою силовою турбіною. До складу агрегату входять два компресори – низького і високого тисків, турбіни високого і низького тисків, повітроохолоджувач, регенератор, камера згоряння, повітро- і газопроводи з компенсаторами та редуктор.

Турбіни, компресори, камера згоряння і коробка приводів з пусковим пристроєм та механізмами встановлюються на зварній сталевій рамі. У такій схемі ТВТ є приводом КВТ, а ТНТ – приводом КНТ і одночасно, через редуктор, гвинта регульованого кроку [20, с. 21].

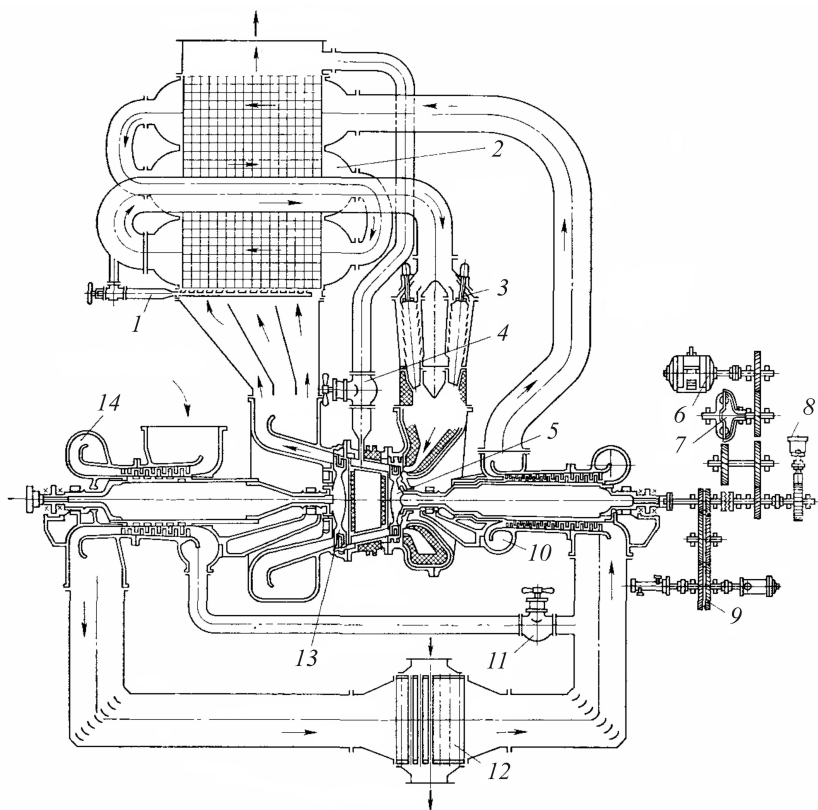


Рис. 7.47. Схема агрегату ГТУ-20 судна "Парижская коммуна" [45, с. 41]:

1 – обдувний пристрій регенератора; 2 – регенератор; 3 – камера згоряння; 4 – газоперепускний клапан; 5 – турбіна високого тиску; 6 – пусковий двигун; 7 – гідротрансформатор; 8 – валоповоротний пристрій; 9 – привід допоміжних механізмів; 10 – компресор високого тиску; 11 – протипомпажний клапан; 12 – повітроохолоджувач; 13 – турбіна низького тиску; 14 – компресор низького тиску

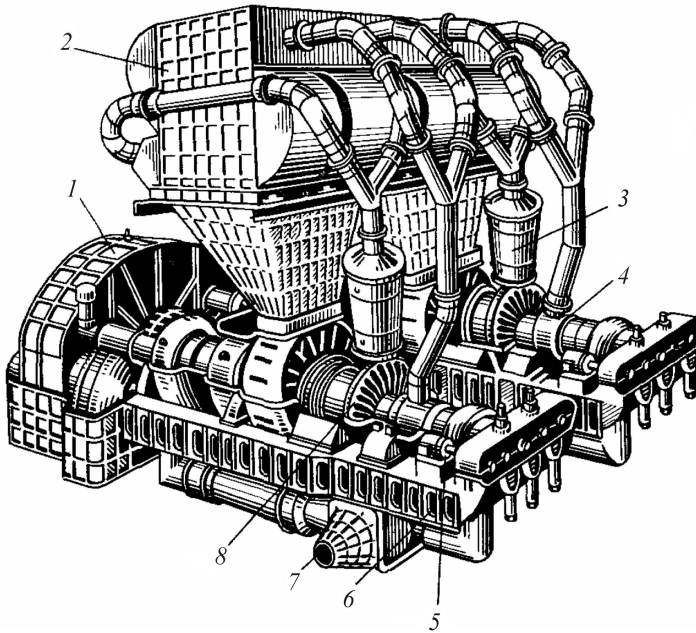


Рис. 7.48. Зовнішній вигляд ГТА судна "Парижская коммуна" [45, с. 42]:

1 – головний редуктор; 2 – регенератор; 3 – камера згоряння; 4, 8 – турбокомпресори;
5 – пусковий електродвигун; 6 – рама; 7 – повітроохолоджувач

На рис. 7.49 наведена структурна схема, а на рис. 7.50 показаний зовнішній вигляд газотурбінного агрегату **GT120** потужністю 40 МВт компанії "STAL-Laval Turbin AB" (Швеція). Агрегат виконаний тривальним, з вільною силовою турбіною і проміжним охолодженням повітря між компресорами. Силова турбіна розміщена паралельно газогенератору, що порушило принцип прямотовості, проте було вжито заходів щодо створення прямого потоку на окремих ділянках тракту і щодо забезпечення симетричності агрегату. З цією метою ротори турбін високого і низького тисків виконані консольними та розташовані у спільному турбінному корпусі; камери згоряння розташовані вертикально по обидва боки турбіни високого тиску; газохід з турбіни низького тиску до силової турбіни виконаний у вигляді двох симетричних трубопроводів, які проходять поперек машинного залу [5, с. 88].

Необхідно відзначити, що намагаючись подолати недоліки, властиві промислового типу компоновання, і широко запозичуючи для свого подальшого розвитку технічні рішення з авіаційного газотурбобудування, більшість виробників з часом відмовилися від багатьох базових ознак цього типу (розташування турбомашин в окремих корпусах, багатоярусного компоновання, виносних камер згоряння і т. д.). Це максимально наблизило такі газотурбінні агрегати до авіаційного конструктивного типу. В даний час до традиційного промислового типу можна віднести тільки деякі ГТА.

Головним чином це продукція компаній "Alstom S.A." (Франція), "Siemens AG" (Німеччина), ЗАО "Невський завод" (Росія) та окремі конструкції ще ряду фірм.

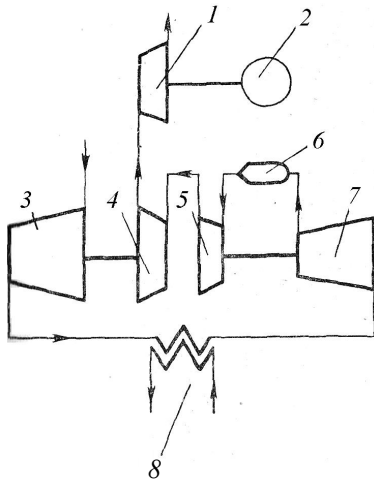


Рис. 7.49. Схема агрегату GT120 компанії "STAL-Laval Turbin AB" [5, с. 89]:

1 – силова турбіна; 2 – генератор; 3 – компресор низького тиску; 4 – турбіна низького тиску; 5 – турбіна високого тиску; 6 – камера згоряння; 7 – компресор високого тиску; 8 – повітроохолоджувач

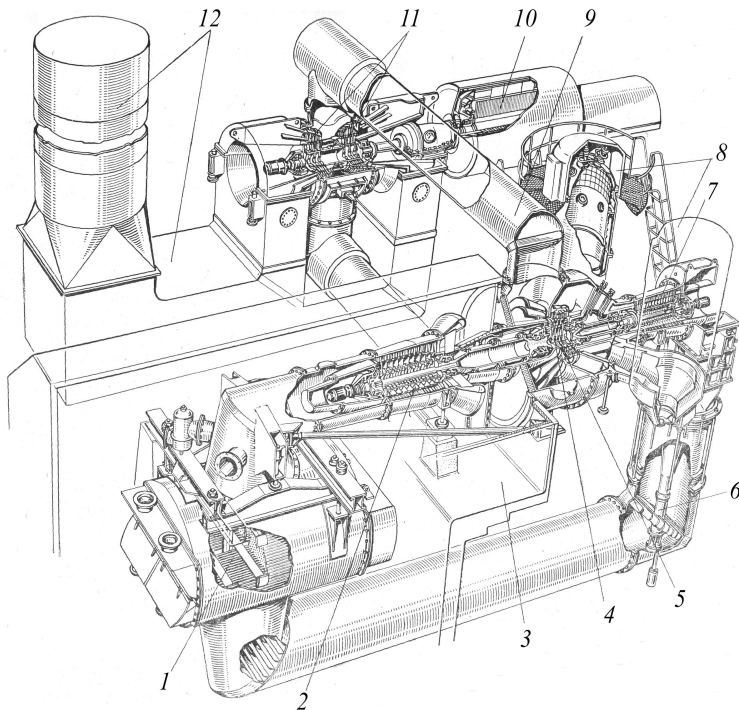


Рис. 7.50. Агрегат GT120 компанії "STAL-Laval Turbin AB" [5, с. 89]:

1 – повітроохолоджувач; 2 – 10-ступінчастий КНТ; 3 – вхід повітря; 4 – двоступінчаста ТНТ; 5 – двоступінчаста ТВТ; 6 – пристрій для повітряного пуску; 7 – 13-ступінчастий КВТ; 8 – камери згоряння; 9 – газохід; 10 – генератор; 11 – двопотокова силова турбіна (у кожному потоці по три ступені); 12 – вихід димових газів

Другим історично сформованим напрямком розвитку ГТА було їх створення для авіації (**авіаційний тип компонування**). При проектуванні таких агрегатів запозичувалися методи вже освоєного виробництва авіаційних поршневих двигунів. Тут із самого початку було характерним використання блочно-агрегатного принципу проектування, а також застосування ряду прогресивних технологічних процесів, властивих для багатосерійного виробництва.

Використання даного принципу дозволило найкращим чином реалізувати переваги, властиві ГТА в порівнянні з іншими типами двигунів (більша питома потужність, вища маневреність, менші витрати на ремонт та експлуатацію), що має вирішальне значення для таких галузей застосування, як повітряний, водний і наземний транспорт.

Для конструкції таких ГТА характерні наступні **головні ознаки**:

- послідовне розташування елементів в осьовому напрямку за рухом робочого тіла з мінімальною довжиною перехідних ділянок;

- вбудовані в корпус ГТА камери згоряння;

- високі напірність компресорних ступенів і теплонапруженість камер згоряння;

- хороша пристосованість для роботи на часткових режимах (розвинуте регулювання компресора і часто багатокаскадне його виконання);

- як правило, відсутність додаткових теплообмінників (регенераторів, повітроохолоджувачів);

- невеликі розміри і маса (як наслідок з усього раніше вказаного).

Поширенню авіаційного конструктивного типу в судновій енергетиці і промисловості в чималій мірі посприяло масове конвертування для цих цілей газотурбінних двигунів, які добре зарекомендували себе в авіації, а також успішний подальший розвиток раніше конвертованих агрегатів.

Успіхи, досягнуті в розвитку ГТА авіаційного типу, стали потужним стимулом до перегляду принципів проектування і стаціонарних ГТА, виробники яких раніше традиційно дотримувалися промислового типу компонування. У даний час до реалізації принципу блочного проектування в тій чи іншій мірі перейшли всі фірми, що виробляють газотурбінні агрегати.

На рис. 7.51 як приклад ГТА авіаційного типу показаний двигун **FT8** потужністю 25 МВт компанії "Pratt & Whitney Corp." (США), який має суднове, привідне та енергетичне застосування. Двигун FT8 створений на основі двоконтурного турбореактивного двигуна JT8D, що серійно випускається тією ж фірмою; виконаний за двокаскадною схемою з вільною силовою турбіною; складається з восьмиступінчастого КНТ, семиступінчастого КВТ, прямотокової трубчасто-кільцевої камери згоряння, одноступінчастої ТВТ, двоступінчастої ТНТ і чотириступінчастої силової турбіни [36, с. 319–320].

На рис. 7.52 зображено енергетичний двигун **"Taurus 65"** потужністю 6,3 МВт компанії **"Solar Turbines Inc."** (США), також виконаний за авіаційним конструктивним типом. Двигун одновальний, має 13-ступінчастий осьовий компресор, кільцеву камеру згоряння, триступінчасту турбіну. Відбір потужності відбувається з боку компресора [36, с. 309–310].

Прикладом ГТА авіаційного типу компоновання також може бути більшість двигунів, що випускаються підприємством ДП НВКГ "Зоря"–"Маш-проект".

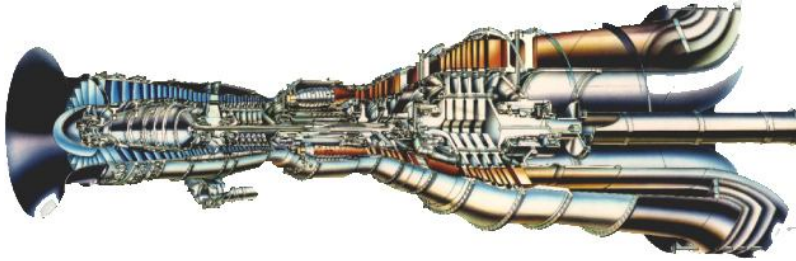


Рис. 7.51. Двигун FT8 потужністю 25 МВт компанії "Pratt & Whitney Corp."

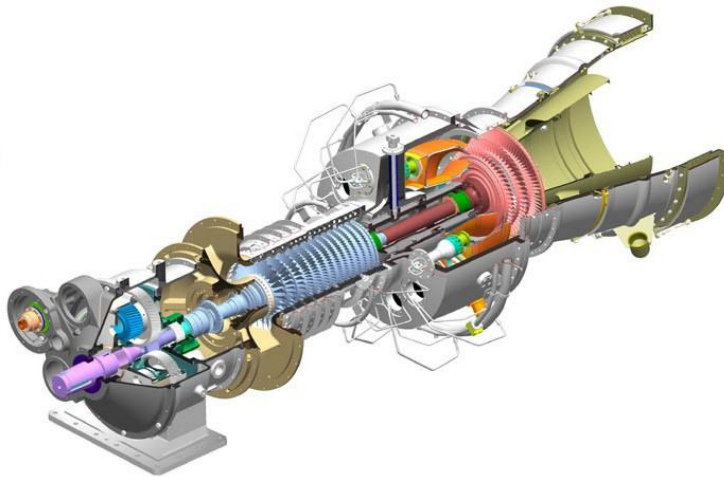


Рис. 7.52. Енергетичний двигун "Taurus 65" потужністю 6,3 МВт компанії "Solar Turbines Inc."

7.11. Класифікація за типом теплової схеми

За типом теплової схеми розрізняють газотурбінні агрегати: прості теплової схеми (простого термодинамічного циклу); складної теплової схеми.

Будову і принцип дії **ГТА простої теплової схеми** (простого термодинамічного циклу) розглянуто в розд. 1 цієї роботи. Нагадаємо, що робоче тіло в такому ГТА, яке надходить у вигляді повітря з атмосфери, послідовно проходить через компресор (де підвищується його тиск), камеру згоряння (де підвищується його температура за рахунок спалювання палива), турбіну (де генерується механічна робота) і у вигляді димових газів викидається в атмосферу (див. рис. 1.1).

Головним недоліком таких газотурбінних агрегатів є менший, у порівнянні з іншими типами енергетичних установок, коефіцієнт корисної дії або, іншими словами, більша питома витрата палива. Так, наприклад, ефективний ККД сучасних ГТА простого циклу потужністю від 3 МВт і вище становить 28...42 % [36, с. 13–25], дизельних ЕУ з МОД і СОД – 46...54 % [6, с. 23], паротурбінних енергоблоків – 30...43 % [3, с. 16; 28].

З метою підвищення ефективності теплової схеми газотурбінного агрегату ускладнюють шляхом введення до нього додаткових теплообмінних елементів.

Основними напрямками ускладнення теплової схеми є:

регенеративний підігрів повітря перед камерою згоряння випускними газами;

проміжне охолодження повітря між компресорами;

проміжний підігрів газів між турбінами;

утилізація тепла випускних газів.

У деяких випадках у ГТА можуть бути реалізовані одночасно кілька із зазначених напрямків.

7.11.1. Регенерація тепла в газотурбінних агрегатах полягає у використанні тепла димових газів, що викидаються в атмосферу, для підігріву повітря перед камерою згоряння. Слід нагадати, що температура газів на виході з сучасних ГТА простого циклу становить 650...900 К [35, 36]. Схема ГТА з регенерацією тепла показана на рис. 7.53.

Регенерація реалізується введенням у ГТА поверхневого теплообмінного апарата – **регенератора (РГ)**, який включається по повітря між компресором і камерою згоряння, а по газу – за останньою турбіною на шляху виходу відпрацьованого газу в атмосферу. У процесі теплообміну температура повітря, яке надходить у камеру згоряння, підвищується, а температура газу, який іде в атмосферу, знижується (рис. 7.54).

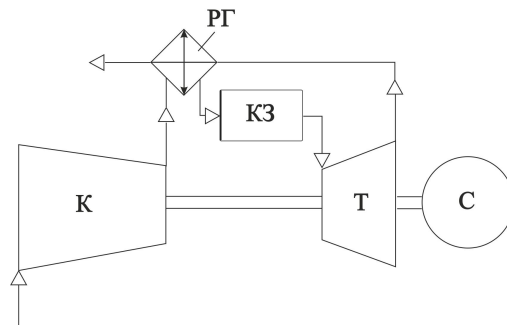


Рис. 7.53. Схема ГТА з регенерацією тепла

Підвищення температури повітря перед камерою згоряння зменшує кількість палива, яке потрібно спалювати в ній для нагріву робочого тіла, внаслідок чого підвищується ККД газотурбінного агрегату. Як наголошується в [45, с. 348], введенням регенератора в схему ГТА можна домогтися відносного підвищення його економічності до 25 %, причому цей спосіб підвищення економічності значно простіший, ніж підвищення ККД проточних частин компресорів і турбін або збільшення температури газу перед турбіною.

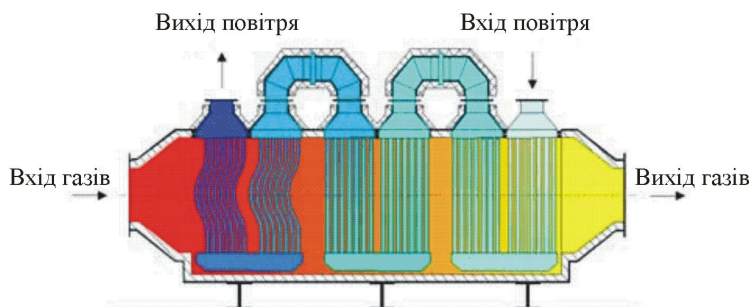


Рис. 7.54. До принципу роботи регенератора

До **недоліків** таких ГТА можна віднести:

значні розміри і масу регенератора;

скхильність регенераторів до різних експлуатаційних неполадок (витоків, забруднень, поломок через термічні напруження і т. д.);

істотні аеродинамічні втрати тиску в регенераторі (як по газовому, так і по повітряному тракту).

Ефективність регенерації тепла в циклі оцінюється за допомогою **міри регенерації** (відношення кількості тепла, фактично отриманого повітрям у регенераторі, до гранично можливого її значення). Чим більша міра регенерації, тим, з одного боку, вищий ефективний ККД газотурбінного агрегату, а з іншого боку, більші розміри і маса регенератора. Так, наприклад, при підвищенні міри регенерації від 0,50 до 0,75 площа поверхні теплообміну в регенераторі (а пропорційно площі його розміри і маса) збільшується в 3 рази [48, с. 59]. Звичайно при проектуванні цей параметр для ГТА беруть не більше 0,80...0,85, в установках закритого циклу – 0,90...0,92 [20, с. 15].

Важливою перевагою регенеративного підігріву повітря перед камерою згоряння є **зниження оптимального значення міри підвищення тиску** в циклі. Чим більша міра регенерації, тим менше підвищення тиску необхідно здійснити в циклі.

Газотурбінні агрегати з регенерацією тепла достатньо широко застосовувалися в 50–70-ті роки в класі потужностей до 25 МВт. Оскільки ГТА перших поколінь не могли забезпечити високу міру підвищення тиску повітря

в компресорі, то додавання до них регенератора дозволяло істотно покращувати їх економічність.

Так, наприклад, в історію радянського газотурбобудування увійшов агрегат **ГТК-10** потужністю 10 МВт підприємства ЗАО "Невский завод" (м. С.-Петербург). Починаючи з 1969 р. більше 1200 од. цього ГТА в різних модифікаціях було виготовлено для приводу нагнітачів природного газу компресорних станцій. В останній модифікації – ГТК-10М – при мірі підвищення тиску 4,2 в компресорі, температурі газу перед турбінною частиною 1053 К (сьогодні це вкрай незначні параметри) і мірі регенерації 0,7 ефективний ККД становить 32,5 % [35, с. 237].

Агрегат ГТК-10 виконаний двовальним, з вільною силовою турбіною (рис. 7.55). Осьовий 10-ступінчастий компресор змонтований в окремому литому корпусі, який жорстко з'єднаний з корпусом турбін. Обидві турбіни одноступінчасті.

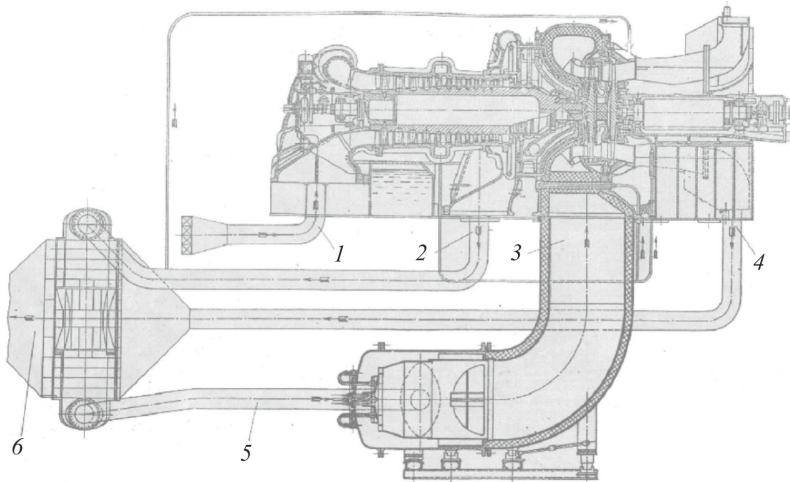


Рис. 7.55. Газотурбінний агрегат ГТК-10-3 потужністю 10 МВт компанії ЗАО "Невский завод":

- 1 – підведення повітря до компресора; 2 – відведення повітря до регенераторів;
3 – підведення газів до турбіни; 4 – відведення газів на регенератор;
5 – підведення повітря до камери згоряння; 6 – відведення газів в атмосферу

Регенератор розташований підвально (також, як і камера згоряння), виконаний з профільних листів і складається з двох секцій. Кожна секція являє собою суцільнозварну конструкцію з декількох пакетів профільних пластин. У середині елементів утворені канали для проходження повітря, а між елементами – канали для проходження газу, які мають у поздовжньому напрямку хвилеподібну форму. Для взаємної опори пластин в елементах між собою, а також для фіксації зазорів між ними, на поверхні пластин є опорні виступи і перемички, розташовані в певному порядку.

У даний час цикл з регенерацією в чистому вигляді використовується, як правило, в ГТА невеликої потужності, в яких складно забезпечити в компресорі високу міру підвищення тиску при одночасному збереженні його високого ККД [16, с. 156]. Слід зазначити, що зниження інтересу в останні десятиліття до циклу з регенерацією багато в чому зумовлене також успіхами в розвитку утилізації тепла випускних газів, застосування якої у складі газотурбінних установок дозволяє підвищити їх ефективність набагато більше.

З регенеративних ГТА, які серійно випускаються в цей час, слід назвати енергетичний агрегат "**Mercury 50**" потужністю 4,6 МВт компанії "Solar Turbines Inc." (США). Агрегат виконаний одновальним (рис. 7.56); стиснення повітря здійснюється в 10-ступінчастому осьовому компресорі; потужність на привід компресора і корисна потужність генеруються двоступінчастою осьовою турбіною. При початковій температурі газу 1436 К і мірі підвищення тиску 9,9 ефективний ККД агрегату становить 38,5 % [36, с. 308–309].

З 1979 р. американською компанією "AVCO Lycoming Co." (а згодом "Honeywell International, Inc.") серійно виготовляється танковий газотурбінний двигун **AGT1500** потужністю 1120 кВт (рис. 7.57 та 7.58). Двигун виконаний тривальним, п'ятиступінчастий осьовий КНТ та осевідцентровий (4 + 1) КВТ забезпечують міру підвищення тиску 14,5. Початкова температура газу становить 1466 К, міра регенерації – 0,70, ефективний ККД – 28 % [36, с. 340–341].

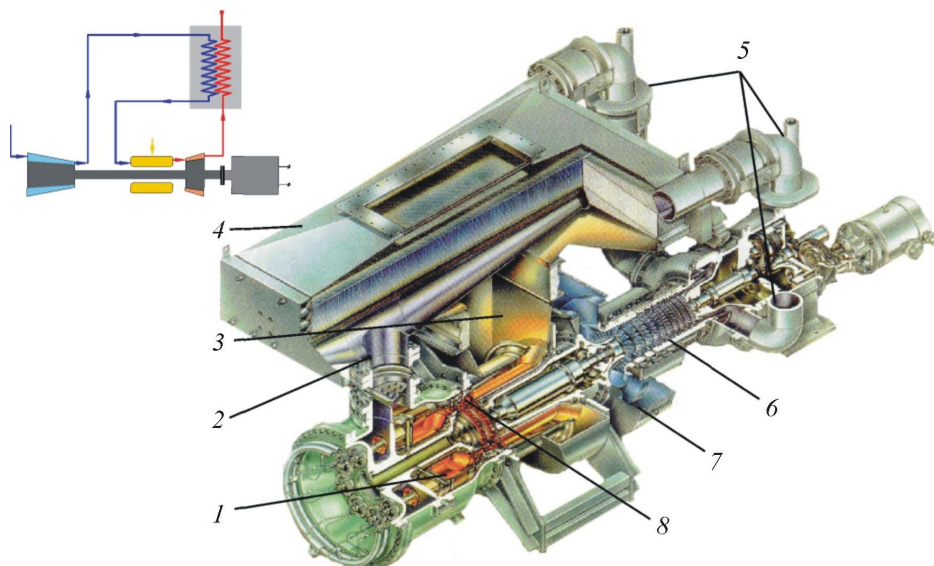


Рис. 7.56. Агрегат "Mercury 50" потужністю 4,6 МВт компанії "Solar Turbines Inc." [16, с. 157]:

- 1 – камера згоряння; 2 – канал підведення повітря від регенератора до камери згоряння;
3 – канал підведення газу від турбіни до регенератора; 4 – регенератор; 5 – трубопроводи
підведення повітря від компресора до регенератора; 6 – 10-ступінчастий компресор;
7 – вхідний пристрій; 8 – двоступінчаста турбіна

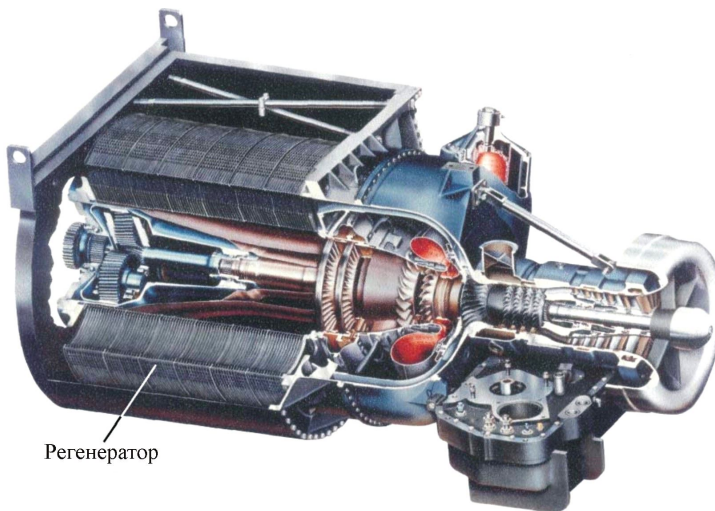
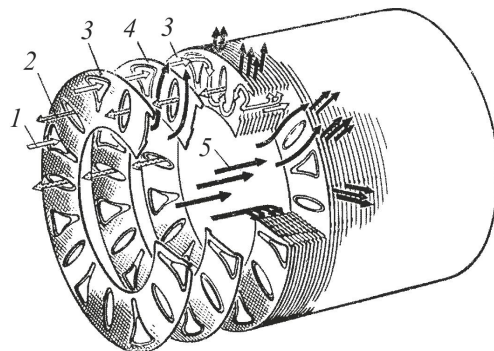


Рис. 7.57. Двигун AGT1500 потужністю 1120 кВт компанії "Honeywell International, Inc."

Рис. 7.58. Схема регенератора двигуна AGT1500:

1 – холодне повітря; 2 – підігріте в регенераторі повітря; 3 – канали для проходження повітря; 4 – канали для проходження газів; 5 – гарячий газ



Регенератор двигуна пластинчастий, горизонтально розташований; поставляється компанією "Solar Turbines Inc."; має барабанно-циліндричну форму, коаксіально розташований навколо вихідного вала ГТД і складається з кільцевих пластин, в яких методом гідравлічного пресування зроблені отвори, відбортки і фігурне гофрування теплопередавальних поверхонь (див. рис. 7.58). Кільцеві пластини з'єднані в циліндричну барабанну матрицю електронно-променевим зварюванням.

Окремі агрегати з регенерацією тепла випускних газів виготовляються в цей час російськими компаніями ЗАО "Невский завод" (ГТК-10М, ГТНР-12 та ГТНР-16 потужністю 10, 12 і 16 МВт відповідно) та ОАО "Энергомашкорпорация" (ГТ-009(М) потужністю 9 МВт). Деякий, досить обмежений попит мають регенеративні модифікації газотурбінних агрегатів типу "Frame 3" і "Frame 5" компанії "General Electric Co." (США).

З числа регенеративних ГТА потужністю до 1 МВт можна відзначити привідні та енергетичні ГТД сімейства CNT (CNT-625ER, CNT-750ER, CNT-1000ER та ін.), які випускаються підприємством "Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd." (Японія).

Теоретичні та експериментальні дослідження агрегатів з регенерацією тепла ведуться багатьма виробниками газотурбінної техніки (у тому числі підприємством ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект").

7.11.2. Проміжне охолодження повітря між компресорами (рис. 7.59) застосовується для зменшення роботи, яка витрачається на стиснення повітря у другому (за рухом) компресорі.

Застосування проміжного охолодження повітря обумовлює необхідність введення до складу ГТА додаткового теплообмінного апарата – **повітроохолоджувача** (ПО) – і спеціальної системи водопостачання (спроби використовувати в ролі охолоджувача атмосферне повітря здійснюються рідко, як правило, в деяких автомобільних ГТА).

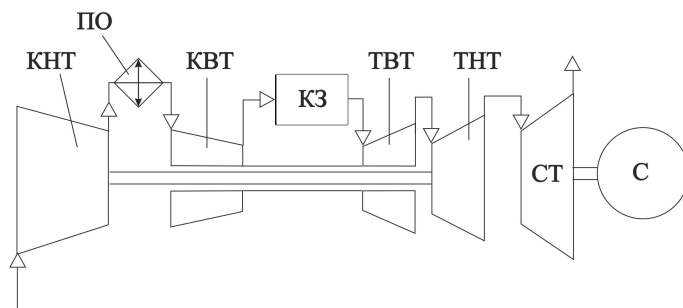


Рис. 7.59. Схема ГТА з проміжним охолодженням повітря

Унаслідок великої різниці в густині теплоносіїв коефіцієнт тепловіддачі з боку води в багато разів перевищує коефіцієнт тепловіддачі з боку повітря. Ураховуючи великі витрати повітря в ГТА і значні кількості тепла, що відбирається в повітроохолоджувачах, для скорочення розмірів і маси цих апаратів у більшості повітроохолоджувачів використовують трубчасті теплообмінні поверхні з ребрами по повітряній стороні (рис. 7.60).

Механічна робота, що витрачається на стиснення повітря в компресорних ступенях, прямо пропорційна температурі повітря на вході до них. Оскільки повітря при стисненні нагрівається, то від ступеня до ступеня, для того щоб збільшити тиск на одну і ту ж величину, необхідно витрачати роботи все більше і більше. Потужність на привід компресора відбирається від турбінної частини самого ГТА. Отже, застосувавши проміжне охолодження повітря, можна зменшити необхідну роботу стиснення в ступенях компресора, розташованих після повітроохолоджувача, і тим самим збільшити корисну потужність газотурбінного агрегату та його ККД.

З іншого боку, оскільки повітря в камеру згоряння буде надходити більш холодним, то виникає потреба в збільшенні кількості палива, яке спалюється в камері згоряння для нагріву робочого тіла, що веде до погіршення ККД.

З викладеного вище виходить, що **застосування проміжного охолодження неоднозначно впливає на ефективність ГТА**. В одних випадках ККД агрегату може зрости, а в інших зменшитися.

Корисний ефект від проміжного охолодження буде тим більший, чим гірший ККД компресора, менша температура газу за камерою згоряння і більша міра підвищення тиску в компресорі.

Необхідно відзначити, що застосування проміжного охолодження приводить до зменшення витрати повітря через двигун (отже, зростає питома потужність ГТА) і відповідного скорочення розмірів турбомашин.

Незважаючи на зовнішню простоту повітроохолоджувачів і накопичений багатий досвід експлуатації подібного роду теплообмінників у різних галузях техніки, застосування повітроохолоджувачів у ГТА істотно ускладнює конструкцію та експлуатацію енергетичної установки. У процесі експлуатації таких ГТА неодноразово відзначалися труднощі в компенсації температурних розширень повітропроводів великого діаметра, підвищені втрати тиску в повітряному тракті між компресорами, ерозійний знос лопаток

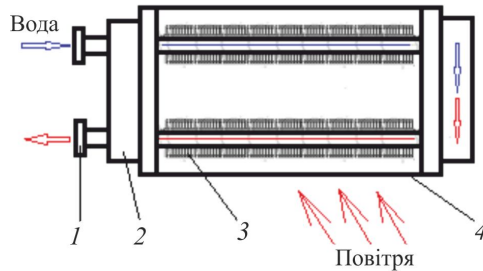


Рис. 7.60. До принципу роботи водяного повітроохолоджувача:

1 – з'єднувальні фланці; 2 – водяні камери; 3 – теплообмінний елемент (труби з ребрами по повітряній стороні); 4 – корпус

другого компресора краплями води, які сконденсувалися в повітроохолоджувачі, забруднення теплообмінної поверхні як по повітряній, так і по водній стороні [45, с. 332–333].

Ураховуючи викладене вище, проміжне охолодження в чистому вигляді для підвищення ефективності ГТА в даний час використовується рідко. Єдиним у світі серійним агрегатом подібного роду є **LMS100** потужністю 100 МВт компанії "General Electric Co." (рис. 7.61). Двигун виконаний двокаскадним, з вільною силовою турбіною. Проміжне охолодження дозволило збільшити міру підвищення тиску повітря до 40, що в сукупності з початковою температурою газу 1653 К забезпечило ККД 45 % [36, с. 247–248].

Відведення повітря від КНТ агрегату LMS100 до зовнішнього проміжного охолоджувача і повернення його до компресора високого тиску здійснюються за допомогою аеродинамічно досконалих завиткових пристроїв. Стандартне компонування передбачає водяне охолодження компресорного повітря (рис. 7.62,*а*). У місця експлуатації з нестачею водних ресурсів поставка агрегату здійснюється з теплообмінником, охолоджуваним повітрям (див. рис. 7.62,*б*).

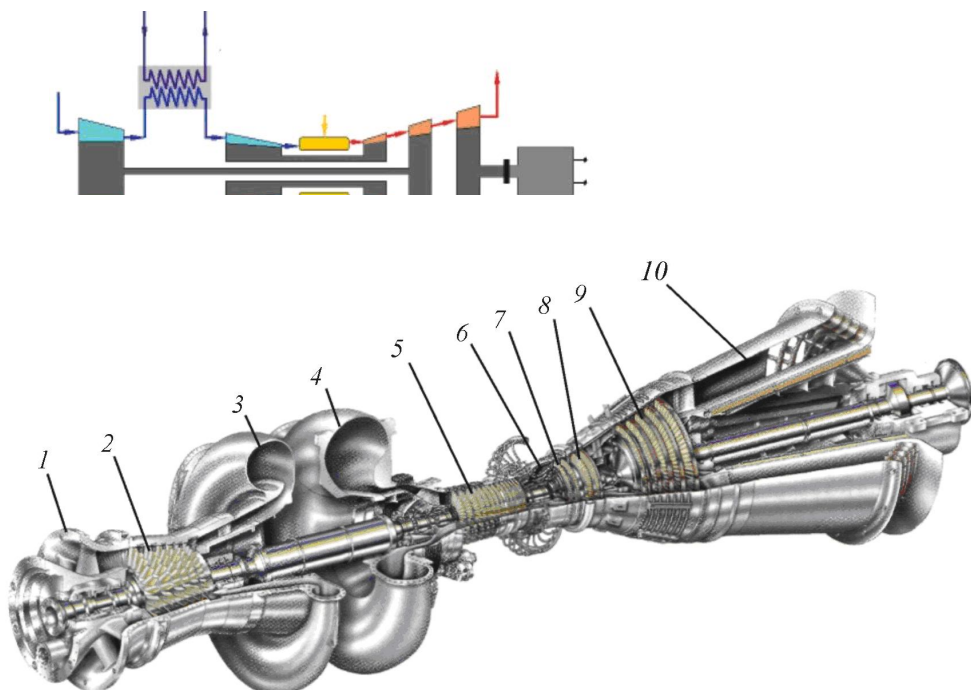


Рис. 7.61. Двигун LMS100 потужністю 100 МВт компанії "General Electric Co." [16, с. 159]:

1 – вхідний пристрій; 2 – шестиступінчастий КНТ; 3 – колектор відведення повітря до повітроохолоджувача; 4 – колектор підведення повітря від повітроохолоджувача; 5 – 14-ступінчастий КВТ; 6 – камера згоряння; 7 – двоступінчаста ТВТ; 8 – двоступінчаста ТНТ; 9 – п'ятиступінчаста силова турбіна; 10 – газовідвід

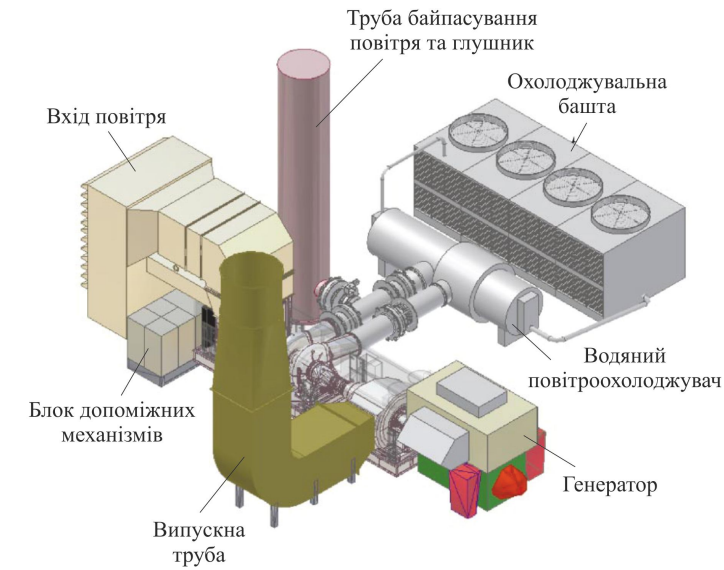
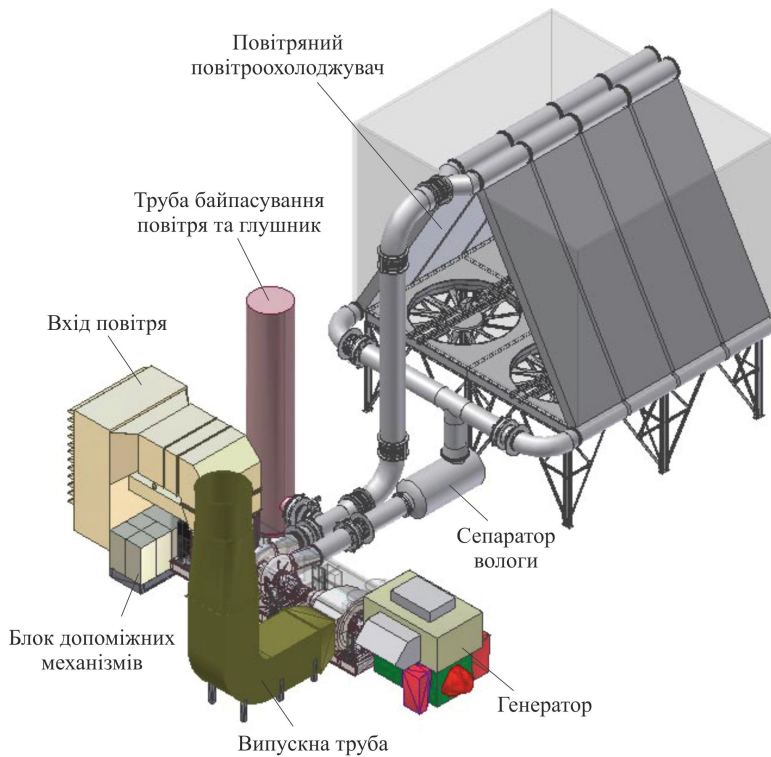
**a****б**

Рис. 7.62. Компонування агрегатів LMS100 з водяним (а) і повітряним (б) повітроохолоджувачами

Використовувані в LMS100 водяні охолоджувачі являють собою типові кожухотрубні теплообмінники (маса кожного більше 100 т). Їх з'єднання з ГТД здійснюється за допомогою повітропроводів і ресиверних камер. Повітряні повітроохолоджувачі оснащуються розвиненою теплообмінною поверхнею з ребрами. Для компонування їх трубок використовується так звана А-конфігурація (див. рис. 7.62,б), яка відповідає стандарту API 661 і прийнята для повітряних конденсаторів паротурбінних установок.

Проміжне охолодження повітря може бути здійснене не тільки в окремому теплообміннику, як раніше розглядалося, але і **між компресорами шляхом уприскування води безпосередньо в потік повітря**. Охолодження повітря відбуватиметься за рахунок випаровування крапель води при контакті з ним. Як наголошується в [16, с. 157], для швидкого випаровування система розпилу повинна забезпечити дроблення крапель до розміру менше 20 мкм.

Подібна схема реалізована в двигуні **LM6000PC SPRINT** потужністю 48 МВт, який випускається "General Electric Co." (США) з 1997 р. (SPRINT – це скорочення від SPRay INTercooling). Розпил води здійснюється через 24 форсунки, які знаходяться в переходнику між компресорами (рис. 7.63). Для розпилу використовується повітря, що відбирається від клапана перепуску, розташованого над восьмим ступенем КВТ. Як наголошується, система SPRINT виявляється особливо ефективною при експлуатації двигуна жаркої пори року, коли підвищення температури атмосферного повітря призводить до істотного зниження генерованої потужності. При температурі повітря 15 °С впорскування води приводить до збільшення потужності ГТД на 9 %, при температурі 32 °С потужність у результаті впорскування води зростає вже на 20 % [36, с. 244–245].

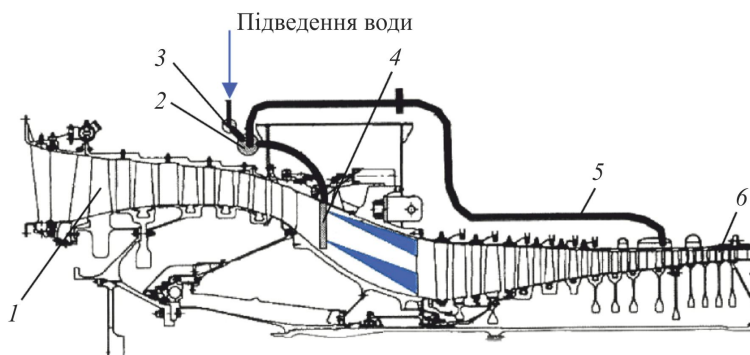


Рис. 7.63. Схема проміжного охолодження двигуна LM6000PC SPRINT компанії "General Electric Co." [16, с. 158]:

1 – п'ятиступінчастий КНТ; 2 – повітряний колектор; 3 – водяний колектор;
4 – форсунки дрібного розпилу води; 5 – відбір повітря за восьмим ступенем КВТ для розпилу води; 6 – 14-ступінчастий КВТ

Корисний ефект від проміжного охолодження помітно підвищується при введенні в цикл регенерації, наявність якої являє собою в даний час умову раціонального застосування проміжного охолодження (рис. 7.64).

Прикладом суднового ГТА з регенерацією і проміжним охолодженням повітря може бути розглянутий раніше агрегат **ГТУ-20** судна "Парижская коммуна" (див. рис. 7.47 і 7.48).

Компанія "Rolls-Royce plc" для потреб військово-морського флоту у 90-ті роки ХХ ст. розробила газотурбінний агрегат **WR-21** (рис. 7.65) потужністю 25 МВт, який має високі показники ефективності як на номінальному, так і на часткових режимах роботи (ефективний ККД дорівнює 42,3 % на номінальному режимі і 41,4 % на режимі 0,4 від номінального). Перше застосування даний ГТА знайшов на англійських есмінцях проекту 45 класу "Daring" [36, с. 132–133].

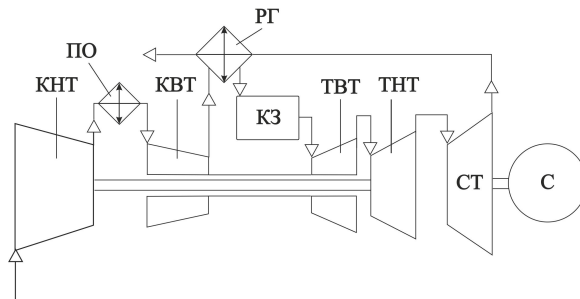


Рис. 7.64. Схема ГТА з проміжним охолодженням повітря і регенерацією

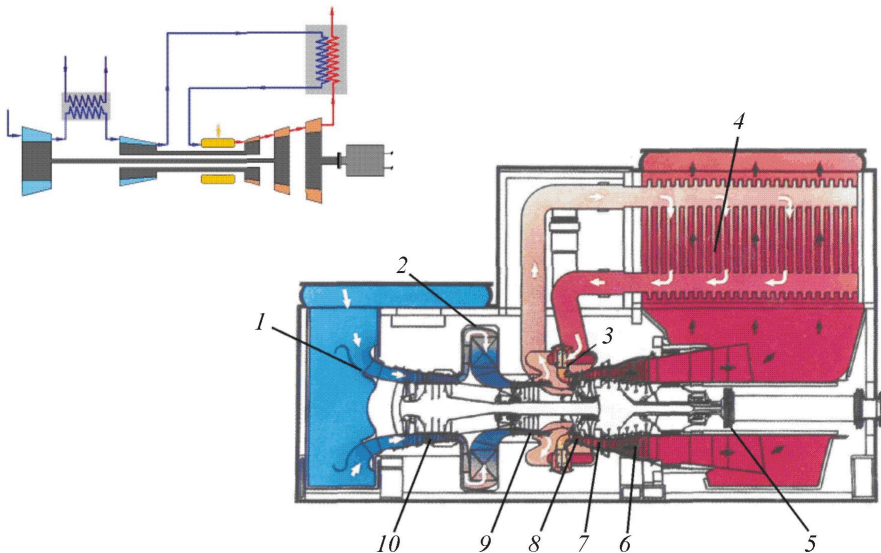


Рис. 7.65. Агрегат WR-21 потужністю 25 МВт компанії "Rolls Royce plc" [16, с. 158]:

1 – вхідний пристрій; 2 – повітроохолоджувач; 3 – камера згоряння; 4 – регенератор; 5 – вал відбору потужності; 6 – п'ятиступінчаста силова турбіна; 7 і 8 – одноступінчасті ТНТ і ТВТ; 9 – шестиступінчастий КВТ; 10 – семиступінчастий КНТ

Схема проміжного охолодження компресорного повітря в агрегаті WR 21 двоконтурна. Повітря, яке виходить з КНТ, охолоджується в теплообміннику, в якому циркулює по замкнутому контуру прісна вода з добавкою гліколю (50 на 50 %, витрата теплоносія 24600 кг/год). У свою чергу, тепло від прісної води відбирається в другому контурі теплообміну, через який прокачується забортна вода.

Перший контур повітроохолоджувача вписаний в конструкцію агрегату, що забезпечує мінімальні втрати тиску повітря при проходженні його через теплообмінні поверхні. Основними елементами повітроохолоджувача є п'ять теплообмінних пластинчастих матриць, виготовлених з мідно-нікелевого сплаву.

7.11.3. Проміжний підігрів газу між турбінами дозволяє збільшити потужність, генеровану газотурбінним агрегатом.

Для забезпечення цього до складу ГТА вводяться додаткові камери згоряння – **камери згоряння проміжного підігріву (КЗПП)** (рис. 7.66). Оскільки коефіцієнт надлишку повітря в сучасних ГТА досить великий (2,5...4,0), то вмісту кисню в димових газах цілком вистачає для нормальної роботи цих камер. Загальне число камер згоряння, що послідовно працюють у циклах стаціонарних і будь-яких транспортних агрегатів, приймають не більше двох, оскільки введення в ГТА кожної додаткової камери суттєво ускладнює керування агрегатом.

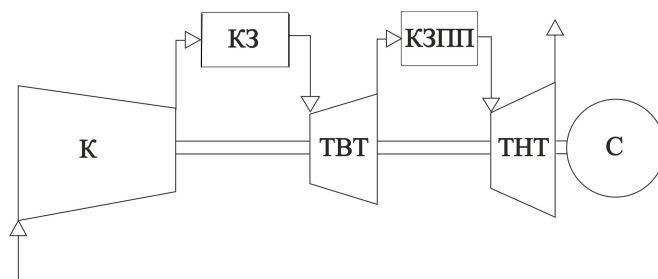


Рис. 7.66. Схема ГТА з проміжним підігрівом газу

Підігрів газу в КЗПП перед силовою турбіною збільшує запас потенціальної енергії, яку можна перетворити в механічну роботу в цій турбіні, що в свою чергу приводить до збільшення корисної потужності і ККД газотурбінного агрегату.

Однак застосування додаткової камери згоряння означає збільшення сумарної витрати палива в ГТА, що веде до зниження ККД.

Викладене вище дозволяє зробити висновок про те, що **використання проміжного підігріву неоднозначно впливає на ефективність ГТА**. В одних випадках ККД агрегату може зрости, а в інших зменшитися.

Проміжний підігрів газу розглядається як більш ефективний, ніж проміжне охолодження повітря, спосіб зменшення витрати повітря в циклі (збільшення питомої потужності ГТА) і зменшення розмірів турбомашин.

Корисний ефект від застосування КЗПП підвищується при введенні в цикл регенерації. Однак при цьому істотно зростає необхідна міра підвищення тиску повітря в компресорі.

Єдиними ГТА з проміжним підігрівом газу між турбінами, які серійно випускаються в цей час, є геометрично подібні двигуни **GT24** і **GT26** потужністю 192 та 287 МВт (рис. 7.67 та 7.68) виробництва компанії "Alstom S.A.". Двигуни виконані одновальними; 22-ступінчастий осьовий компресор забезпечує міру підвищення тиску 32. Перша турбіна одноступінчаста, друга – чотириступінчаста. При початковій температурі газу 1528 К коефіцієнт корисної дії двигунів становить 37,6 та 39,0 % відповідно [36, с. 172].

Компанія "Alstom S.A." відзначає, що позитивною якістю такої теплової схеми є те, що приріст ККД не супроводжується збільшенням початкової температури газу, а отже ускладненням системи охолодження проточної

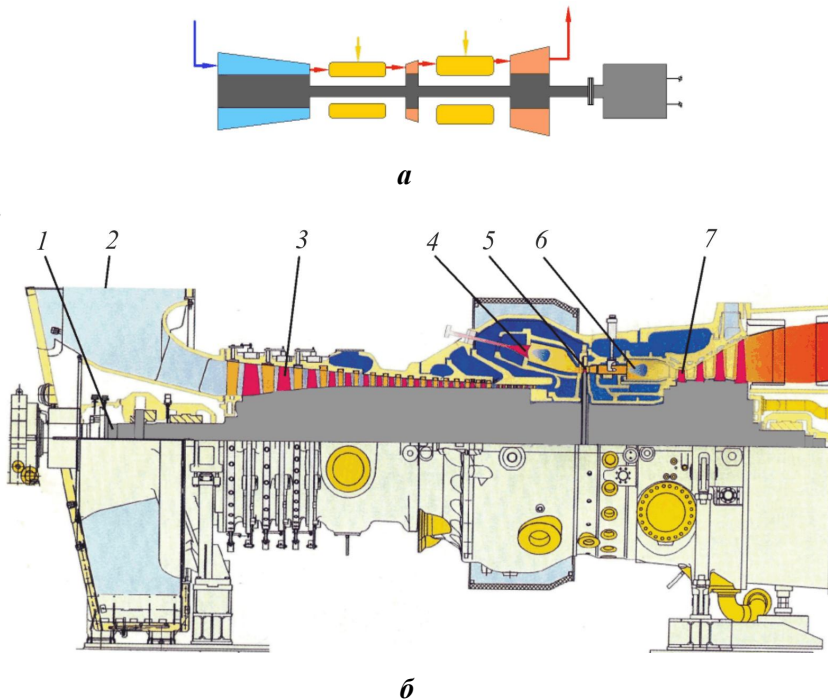


Рис. 7.67. Схема (а) і загальний вигляд (б) двигунів GT24 та GT26 компанії "Alstom S.A." [16, с. 159]:

- 1 – вал відбору потужності; 2 – вхідний пристрій; 3 – 22-ступінчастий компресор;
- 4 – камера згоряння; 5 – одноступінчаста перша турбіна; 6 – КЗПП;
- 7 – чотириступінчаста друга турбіна

частини турбіни і зростанням емісії оксидів азоту. Тому, на думку цієї компанії, послідовне спалювання палива в даний час є інноваційною технологією для створення малоемісійних високопродуктивних газотурбінних агрегатів.

Широко застосовується проміжний підігрів газу в авіаційних турбореактивних і двоконтурних турбореактивних двигунах для короточасного різкого збільшення тяги і швидкості польоту. Додаткова камера згоряння тут називається **форсажною** і встановлюється безпосередньо перед реактивним соплом. Її використання однозначно призводить до погіршення ефективності двигуна.

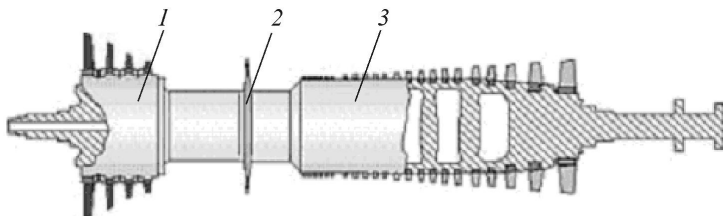


Рис. 7.68. Роторна частина двигунів GT24 та GT26:

1 – ротор другої турбіни; 2 – диск першої турбіни; 3 – ротор компресора

7.11.4. Утилізація тепла випускних газів. Температура на виході з ГТА простого циклу нині становить 650...900 К [35, 36], тому випускні гази несуть у собі значну кількість теплової енергії, яка може бути корисно використана. Слід зазначити, що збільшення початкової температури газів перед турбіною двигуна, здійснюване з метою підвищення ККД газотурбінного агрегату, веде до зростання і кінцевої їх температури, що означає подальше зростання потенціалу випускних газів.

Утилізація тепла випускних газів полягає у його використанні для отримання пари або нагрівання води. Конструктивно це забезпечується введенням до складу енергетичної установки **котла-утилізатора**, тобто теплообмінного апарата з конвективними поверхнями нагріву (рис. 7.69), з обслуговуючим обладнанням. Іноді для підвищення параметрів пари в газоході між двигуном і котлом передбачається допалювання невеликої кількості палива. Сукупність обладнання, яке вводиться до складу енергетичної установки для утилізації тепла випускних газів, отримала назву **теплоутилізаційного контуру** (ТУК).

У даний час утилізація тепла є найбільш ефективним способом підвищення економічності газотурбінних агрегатів.

Отримана при утилізації пара може використовуватися для таких цілей: опалення та виробничих потреб;

отримання додаткової потужності в паровій турбіні;

отримання додаткової потужності в турбіні самого газотурбінного агрегату.

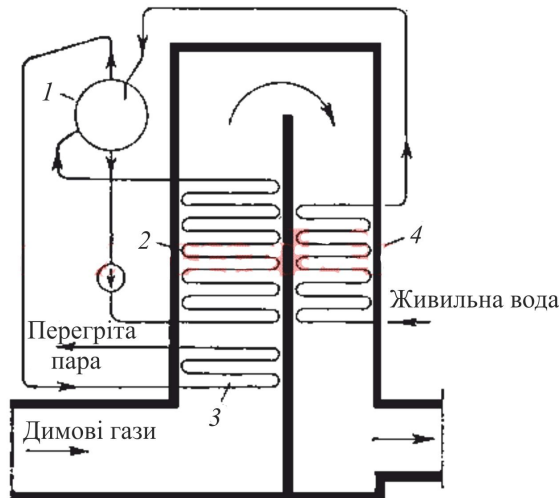


Рис. 7.69. Схема котла-утилізатора з примусовою циркуляцією:

1 – сепаратор пари; 2 – випарювальна частина; 3 – пароперегрівач;
4 – водяний економайзер

Енергетичні установки, в яких пара або гаряча вода, отримана при утилізації, використовується для опалення або виробничих потреб, отримали назву **когенераційних**.

Термін "когенерація" означає в перекладі "спільне генерування". У даному випадку мається на увазі, що газотурбінна установка здійснює спільне генерування механічної енергії (на вихідному валу двигуна) та теплової енергії (у вигляді пари або гарячої води), які подаються споживачу (рис. 7.70). Механічна потужність у таких установках визначається потужністю газотурбінного двигуна, а величина теплової потужності може змінюватися в широких межах за рахунок вибору схеми теплоутилізаційного контуру (парового або водяного, спільного парового і водяного, контуру, оснащеного додатковою камерою згоряння, та ін.).

Сучасні когенераційні установки мають високі значення коефіцієнта використання енергії палива (75...85 %)

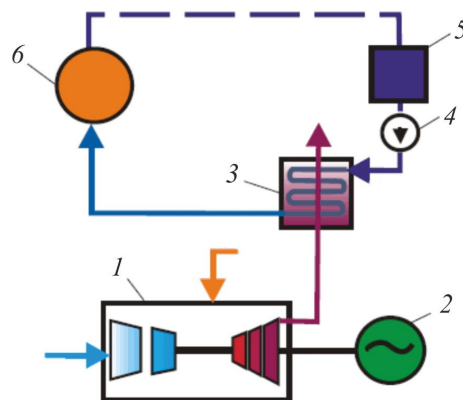


Рис. 7.70. Схема когенераційної газотурбінної установки:

1 – двигун; 2 – електрогенератор;
3 – котел-утилізатор; 4 – насос;
5 – витратний бак живильної води;
6 – споживач теплової енергії

і найбільш ефективні у ролі електростанцій для промислових підприємств та комунальних господарств, де є постійна потреба як в електричній, так і в тепловій енергії у вигляді гарячої води або пари.

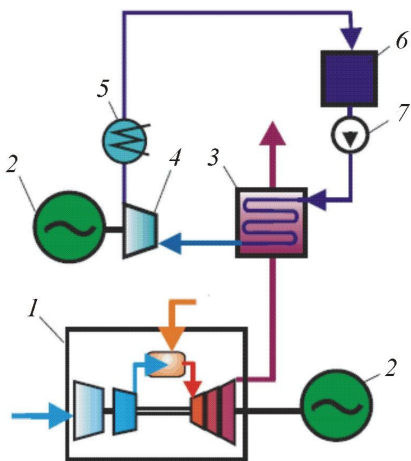


Рис. 7.71. Схема парогазової установки:

1 – двигун; 2 – електрогенератор; 3 – котел-утилізатор; 4 – парова турбіна; 5 – конденсатор; 6 – резервуар живильної води; 7 – насос

Енергетичні установки, в яких пара, отримана при утилізації, використовується для генерування додаткової потужності в паровій турбіні, отримали назву **парогазових** (рис. 7.71). Раніше для їх позначення широко використовувалися терміни "газопаротурбінні установки" (ГПТУ) і "газотурбінні установки з теплоутилізаційним контуром" (ГТУ з ТУК).

Такі установки можуть виконуватися одновальними (рис. 7.72,*а*) або багатовальними (рис. 7.72,*б,в*). Найбільшого поширення в цей час набули **багатовальні конструкції**, які виконуються за схемою **моноблока** (один ГТД та одна парова турбіна, див. рис. 7.72,*б*) або **дубль-блока** (два ГТД та одна парова турбіна, див.

рис. 7.72,*в*). Типове розташування обладнання багатовальної ПГУ виробництва компанії "Siemens AG" показано на рис. 7.73.

Більш перспективною в даний час вважається **одновальна схема ПГУ**, характерною особливістю якої є розміщення газотурбінного двигуна і парової турбіни в одну лінію із спільним валом, який приводить у дію один спільний генератор (див. рис. 7.72,*а*). Типова послідовність розташування обладнання такого енергоблока: двигун – електрогенератор – муфта, яка самоперемикається та самосинхронізується, – парова турбіна. Муфта даного типу забезпечує можливість повністю незалежної роботи ГТД.

Перевагами одновальної схеми є: порівняно невеликий займаний простір і висота будівлі; короткі терміни будівництва; висока експлуатаційна гнучкість; незалежний запуск газотурбінного двигуна; висока оперативна готовність до виробництва електроенергії.

Типовими прикладами використання такої схеми є парогазові установки SCC-1000F 1S, SCC5-3000E 1S, SCC5-4000F 1S та SCC6-6000G 1S компанії "Siemens AG" (рис. 7.74), KA11N2-1 "Alstom S.A.", а також S109H "General Electric Co." (рис. 7.75).

Парогазові установки провідних світових виробників випускаються з **теплоутилізаційними контурами двох або трьох тисків**, що дозволяє більш глибоко здійснити утилізацію тепла випускних газів і максимально підвищити ефективний ККД. Установки з контурами трьох тисків найчастіше виконуються з проміжним перегрівом пари. Прикладами таких ПГУ є установки KA26-1, KA26-2, KA24-1, KA24-2 компанії "Alstom S.A.", SCC6-5000F 1×1, SCC6-5000F 2×1, SCC6-6000G 1S, SCC6-6000G 2×1 та SCC5-3000E 1S виробництва "Siemens AG", значна частина ПГУ з двигунами "Frame 7" та "Frame 9" останніх модифікацій "General Electric Co."

Через велику складність, а також значні розміри, масу та вартість парогазові установки використовуються головним чином у ролі енергетичних (тобто для приводу генераторів струму). Деяке застосування ПГУ знайшли і в ролі суднових установок. Так, наприклад, підприємство ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" розробило **газотурбінний агрегат M25**, яким у період з 1979 по 1987 р. були оснащені чотири контейнеровози типу "Капитан Смирнов".

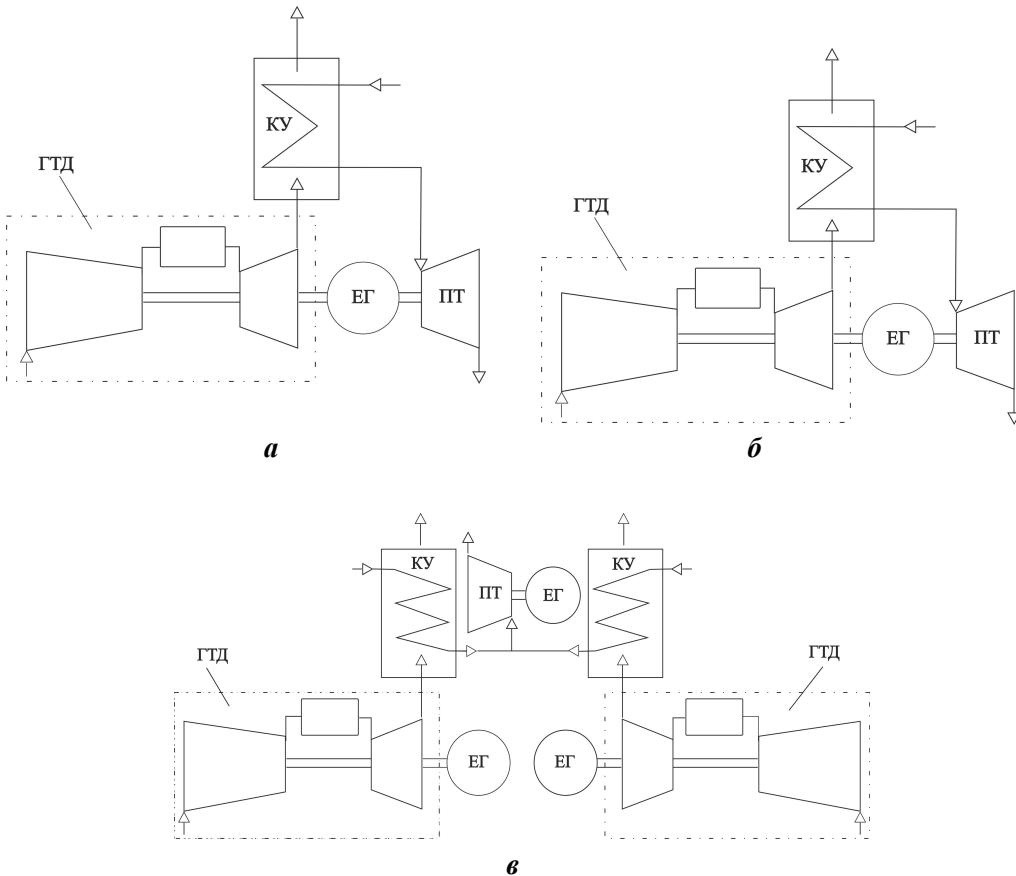


Рис. 7.72. Схеми однофазної (а) та багатотискової (б, в) парогазових установок:

ПТ – парова турбіна; КУ – котел-утилізатор; ЕГ – електрогенератор

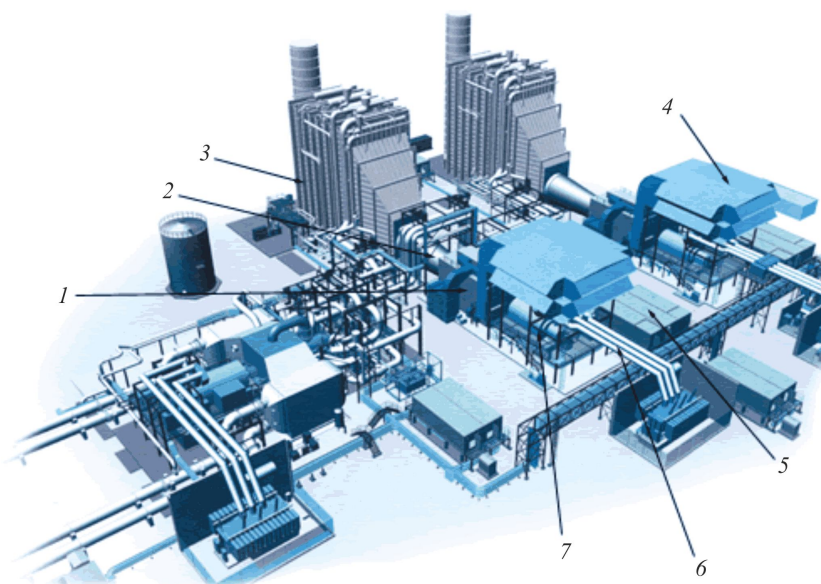


Рис. 7.73. Схема багатовальної парогазової установки компанії "Siemens AG":
 1 – ГТД; 2 – дифузор; 3 – котел-утилізатор; 4 – повітря приймальна система; 5 – блок електричної та контрольної апаратури; 6 – генераторні проводи; 7 – генератор

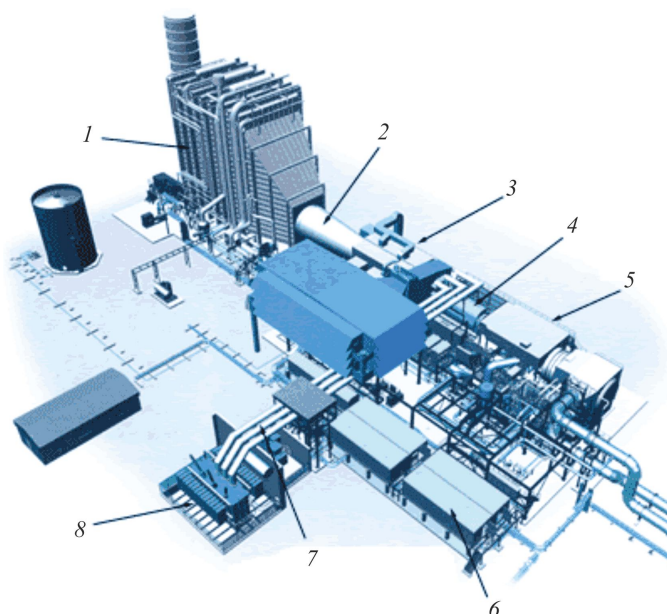


Рис. 7.74. Схема одновальної парогазової установки компанії "Siemens AG":
 1 – котел-утилізатор; 2 – дифузор; 3 – ГТД; 4 – генератор; 5 – парова турбіна;
 6 – блок електричної та контрольної апаратури; 7 – генераторні проводи;
 8 – площадка трансформатора

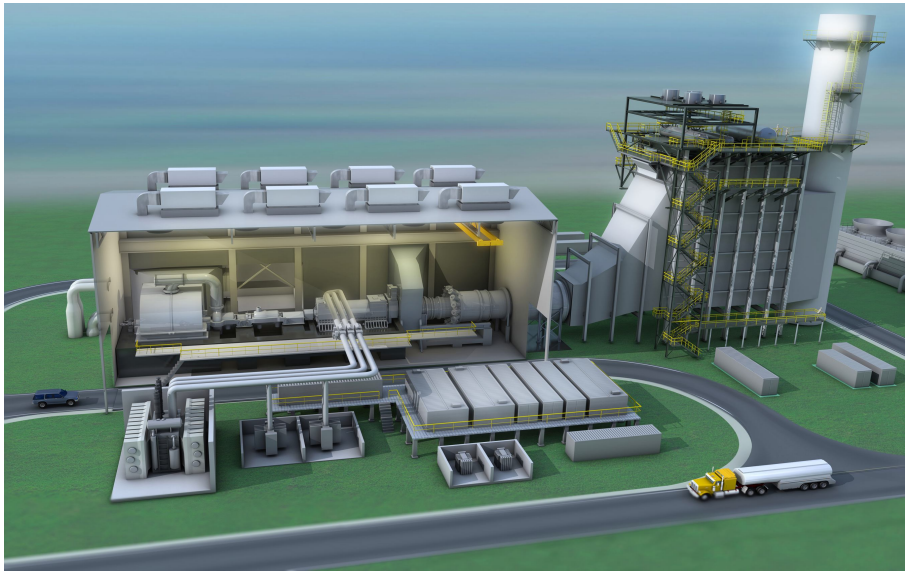


Рис. 7.75. Компонування електростанції з одновальною ПГУ компанії "General Electric Co."

Контейнеровози типу "Капитан Смирнов" виконані двогвинтовими (рис. 7.76). Два агрегати М25 сумарною потужністю 37 МВт (рис. 7.77) забезпечують судну, яке має водотоннажність 35000 т, швидкість 25 вуз. Застосування теплоутилізаційного контуру збільшило потужність установки на 31 %, її ККД при цьому зріс на 28 % (з 28,5 до 36,5 %) у режимі без відбору пари.

Теплова схема енергетичної установки судна зображена на рис. 7.78.

Випускні гази від двигуна 4 направляються в котел-утилізатор 5 до пароперегрівача 6 і на парогенеруючу ділянку 7. Далі, пройшовши економайзер 8, вони відводяться в судновий газохід 9. Пара, яка генерується в котлі-утилізаторі, використовується в пропульсивній паровій турбіні 2, паровій турбіні утилізаційного турбогенератора (УТГ) 19 і загальносудновими споживачами 11.

Теплоутилізаційний контур включає в себе: котел-утилізатор 5 з живильним 23 і циркуляційним 12 насосами, а також сепаратором пари 10; пропульсивну парову турбіну 2 з конденсатором 1 та відповідними насосами (конденсатний 22 та ін.); утилізаційний турбогенератор 19 з конденсатором 20 і насосами; теплий ящик 21; маслоохолоджувачі та інше обладнання. Паропродуктивність котла: перегрітої пари – 24 т/год при тиску 1,17 МПа і температурі 582 К; насиченої пари для загальносуднових потреб – 2 т/год.

Пропульсивна парова турбіна споживає 18 т/год пари тиском 1,12 МПа, а 6 т/год пари може витратитися на УТГ. Однак це призводить до зниження загальної потужності агрегату.

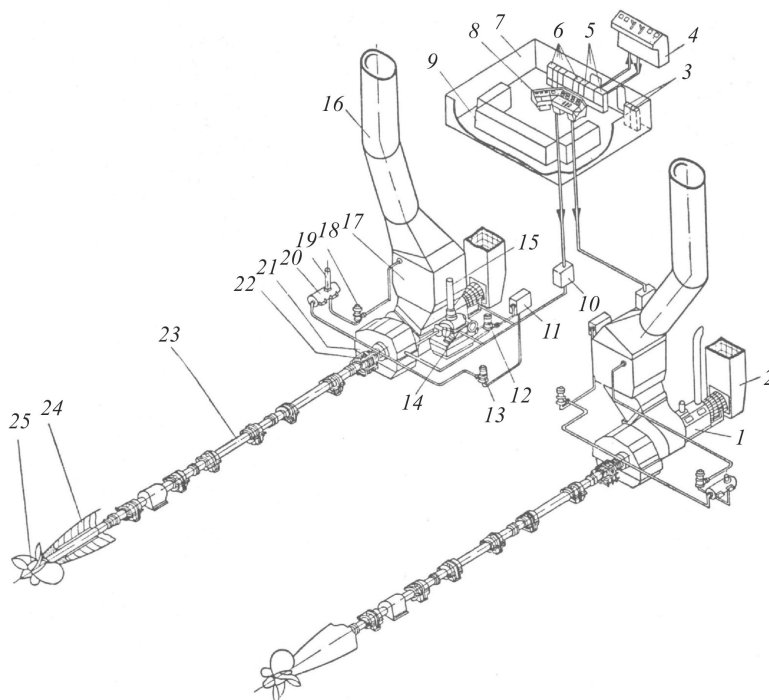


Рис. 7.76. Компонування пропульсивної установки судна "Капитан Смирнов"
[7, с. 354]:

1 – ГТД; 2 – повітроприймальна шахта; 3, 5 та 6 – щити систем керування і контролю; 4 – пульт керування в рульовій рубці; 7 – центральний пост керування (ЦПК); 8 – пульт керування в ЦПК; 9 – головний розподільний щит; 10 – станція керування ГТД; 11 – теплий ящик; 12 – конденсатний насос; 13 – живильний насос; 14 – парова турбіна; 15 – трубопровід подачі пари в парову турбіну; 16 – газоповітряний вихід; 17 – котел-утилізатор; 18 – циркуляційний насос; 19 – трубопровід подачі пари на перегрів; 20 – сепаратор пари; 21 – редуктор; 22 – упорний підшипник; 23 – валопровід; 24 – дейдвудний пристрій; 25 – гребний гвинт

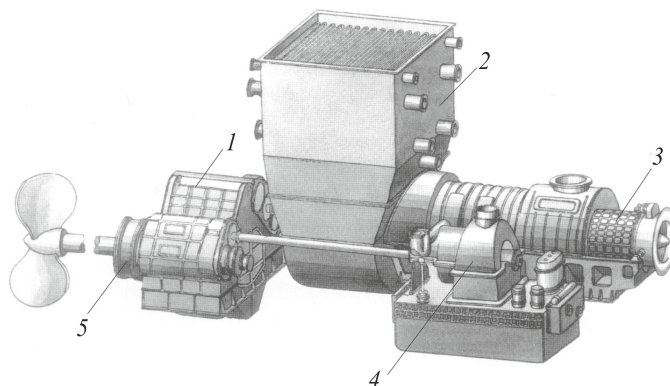


Рис. 7.77. Газотурбінний агрегат М25:

1 – редуктор; 2 – котел-утилізатор; 3 – газотурбінний двигун; 4 – парова турбіна; 5 – муфта

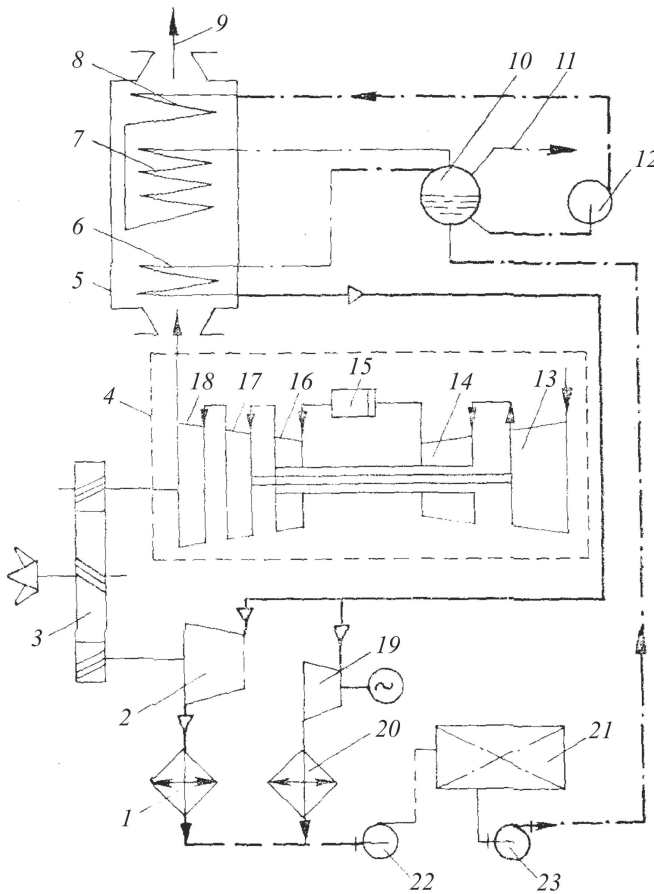


Рис. 7.78. Теплова схема енергетичної установки судна "Капитан Смирнов" [2, с. 53]:

- 1 – конденсатор парової турбіни; 2 – пропульсивна парова турбіна; 3 – редуктор; 4 – ГТД; 5 – котел-утилізатор; 6 – пароперегрівач котла-утилізатора; 7 – парогенеруюча ділянка котла-утилізатора; 8 – економайзер котла-утилізатора; 9 – газовипуск; 10 – сепаратор пари; 11 – загальносуднові споживачі пари; 12 – циркуляційний насос; 13 – компресор низького тиску ГТД; 14 – компресор високого тиску ГТД; 15 – камера згоряння ГТД; 16 – турбіна високого тиску ГТД; 17 – турбіна низького тиску ГТД; 18 – силова турбіна (турбіна гвинта); 19 – УТГ; 20 – конденсатор УТГ; 21 – теплий ящик; 22 – конденсатний насос; 23 – живильний насос

Для ракетних крейсерів проекту 1164 "Атлант" підприємством ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" у 80-ті роки створюється **агрегат М21**.

Даний ГТА складається з маршових і форсажних ГТД, які працюють на один вал (на кожному борту). На відміну від базового проекту 1134Б до маршових двигунів UGT 6000 додані парові турбіни, які отримують пару від теплоутилізаційних контурів, розміщених у газоходах як головних ГТД, так і трьох (з шести) газотурбогенераторів корабельної електростанції. Таким

чином, на кожен з двох валів крейсера на маршовому режимі працюють через спільний редуктор один двигун UGT 6000 потужністю 7,4 МВт та одна парова турбіна потужністю 4,4 МВт. На форсажному режимі до них підключаються ще по одному двигуну UGT 16000 потужністю 20,5 МВт кожен. Повна потужність пропульсивної установки складає 98,5 МВт, що забезпечує швидкість ходу 32 вуз.

Наявність ТУК підвищила ККД маршової частини установки на 12 %, що збільшило дальність плавання в порівнянні з проектом 1134Б на 400 миль. На оперативно-тактичному ході (18 вуз) дальність, таким чином, становить 7500 миль [19].

У даний час М21 успішно експлуатується на трьох російських крейсерах – "Москва" (введений в дію у 1983 р.), "Варяг" (1989 р.) та "Маршал Устинов" (1986 р.).

Енергетичні установки, в яких пара, отримана при утилізації, використовується для генерування додаткової потужності в турбіні самого газотурбінного агрегату, отримали назву **контактних ГТУ з ТУК** (рис. 7.79).

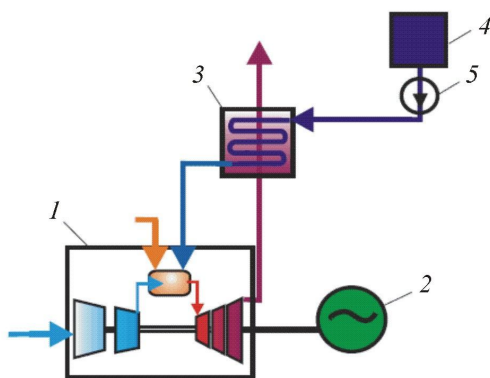


Рис. 7.79. Схема контактної ГТУ з ТУК:

1 – двигун; 2 – електрогенератор; 3 – котел-утилізатор; 4 – резервуар живильної води; 5 – насос

У таких установках, які в цілому належать до класу когенераційних, частина водяної пари, одержуваної за рахунок утилізації тепла випускних газів, направляється в проточну частину двигуна, де змішується з основним потоком газу. Єдине газопарове робоче тіло, яке утворюється в результаті цього, впливаючи на лопатки турбіни, генерує механічну енергію обертання. Наслідком збільшеної витрати робочого тіла є підвищення генерованої потужності і ККД агрегату.

В англomовній літературі контактні ГТУ з ТУК часто називають

установками, що працюють за циклом Ченга, на честь американського вченого, професора Університету м. Санта-Клара (Каліфорнія, США) **Дах Ю Ченга** (рис. 7.80), який уперше запатентував цей цикл ("Cheng Cycle") у 1976 р. По липень 2000 р. Дах Ю Ченг отримав 46 патентів у США та інших країнах, які захищають його винаходи. З 1982 р. компанія Ченга "International Power Technology, Inc." (м. Сан-Хосе, Каліфорнія) співпрацює з "Allison Engine Company". У 1984 р. перша установка з подачею пари у проточну частину ГТД (501-KH5 потужністю 6 МВт) вводиться у дію в "San Jose State University" (м. Сан-Хосе).

У 1987–1991 роках ліцензію на технологію Ченга придбали компанії "US Turbine" (США), "Voest Alpine", "Hitachi Zosen Corp.", "Kawasaki Heavy Industries, Ltd." (Японія) і "Detco" (Австралія). Спільно з компанією "General Electric Co." був розроблений і запатентований більш удосконалений цикл, відомий під назвою **LM2500 Cheng Cycle**. У 2002 р. перший агрегат даного типу з двигуном LM2500 вводиться в дію на "Kapaia Power Station" (о. Кауаї, Гавайські о-ви).



Рис. 7.80. Дах Ю Ченг на симпозиумі "Industrial Application of Gas Turbines" у 2007 р.

Необхідно відзначити, що "General Electric Co." випускає такі агрегати під зареєстрованим товарним знаком **STIG**, що означає "STeam Injected Gas".

У даний час загальна кількість введених у дію установок, що працюють за циклом Ченга, становить уже кілька сотень (тільки агрегатів 501-KH5 більше 130 од.).

На рис. 7.81 показана схема підведення пари до проточної частини двигуна **M7A-01ST** потужністю 6,7 МВт компанії "Kawasaki Heavy Industries, Ltd." (Японія). У порівнянні з модифікацією M7A-01 без подачі пари, M7A-01ST має на 19 % більшу потужність, на 12 % більший ККД (33,8 замість 30,2 %), початкова температура газу була знижена з 1448 до 1408 К [36, с. 379–380].

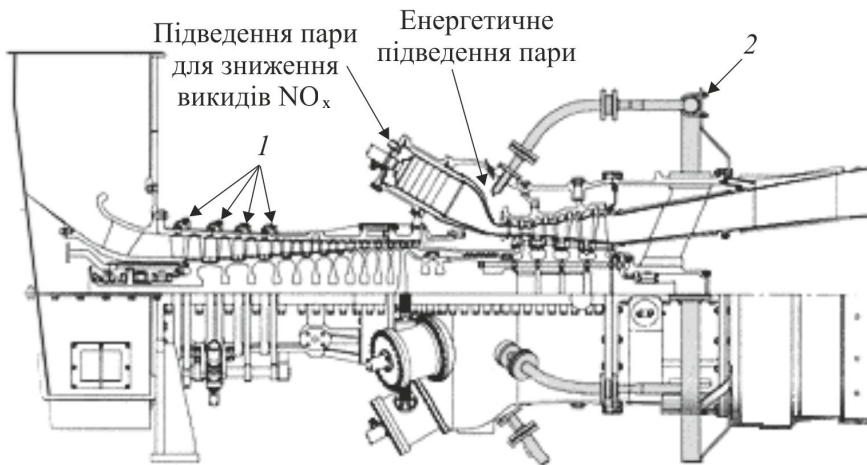


Рис. 7.81. Двигун M7A-01ST компанії "Kawasaki Heavy Industries, Ltd.":

1 – поворотні напрямні лопатки; 2 – паровий колектор

Установки даного типу серійно випускаються компаніями ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект", "General Electric Co.", "Kawasaki Heavy Industries, Ltd.", "Rolls-Royce plc" і деякими іншими фірмами.

Головною перевагою контактних ГТУ з ТУК у порівнянні з традиційними парогазовими установками є відсутність парової турбіни, що значною мірою спрощує обслуговування та експлуатацію, зменшує сумарну масу, розміри і вартість установки.

З цієї причини розвиток контактних ГТУ з ТУК вважається в цей час більш перспективним, ніж парогазових. Подача пари в камеру згоряння двигуна також сприяє зменшенню концентрації шкідливих речовин (NO_x та CO) у випускних газах, полегшує можливість охолодження гарячих деталей турбіни парою замість традиційно використововуваного компресорного повітря.

До **головних недоліків** таких ГТУ слід віднести складну систему керування, солевідкладення на деталях проточної частини турбіни (веде до погіршення її ККД і розвитку корозії поверхні даних деталей) і значну витрату циклової води.

Оскільки пара після спрацювання в проточній частині двигуна разом з випускними газами виноситься в атмосферу, то для поповнення необхідної кількості прісної води котла (близько 20...30 т/год для установки потужністю 16...25 МВт [35, с. 93]) потрібна наявність спеціального цеху водопідготовки. Необхідно відзначити, що в деяких випадках викид великих кількостей парогазової суміші несприятливо впливає на екологічну обстановку в районі експлуатації таких установок.

Для скорочення витрат на підготовку живильної води підприємством ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" створена оригінальна **технологія "Водолій"**, яка дозволяє виділяти пару з випускних газів для повторного використання у циклі.

Для регенерації води (повернення її в цикл) були розроблені конструкція контактного конденсатора-газоохолоджувача та установка, показана на рис. 7.82 і 7.83.

У контактному парогазовому конденсаторі, встановленому на випускному патрубку котла-утилізатора, за рахунок зрошення водою відбувається охолодження парогазової суміші до температури початку процесу конденсації водяної пари (при атмосферному тиску – 100 °С), висаджування води та збір конденсату. Зібраний конденсат надходить у бак-накопичувач, а з нього через блок очищення конденсату та водопідготовки направляється в котел-утилізатор і в зовнішній охолоджувач води. Схема парогазового конденсатора показана на рис. 7.84.

Блок очищення конденсату (від солей і дрібних частинок) та водопідготовки може бути виконаний на основі зворотного осмосу, дистиляційно-опріснювальної установки, натрій-катіонітових фільтрів та ін.

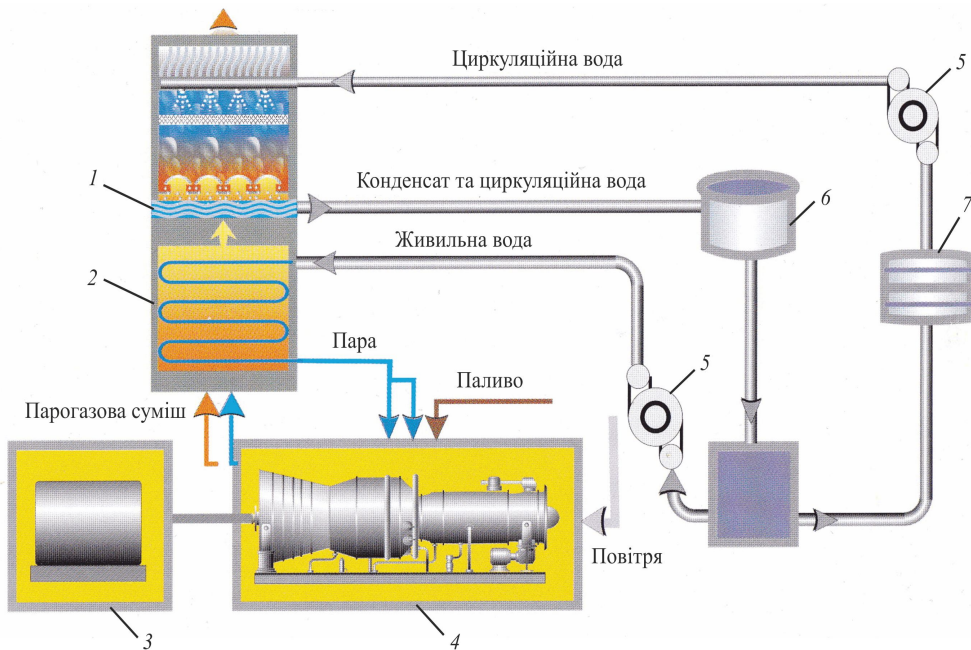


Рис. 7.82. Схема ГТУ з ТУК типу "Водолій" [47, с. 2]:

1 – контактний конденсатор; 2 – котел-утилізатор; 3 – споживач;
4 – газотурбінний двигун; 5 – насос; 6 – бак; 7 – охолоджувач води



Рис. 7.83. Загальний вигляд установки типу "Водолій"

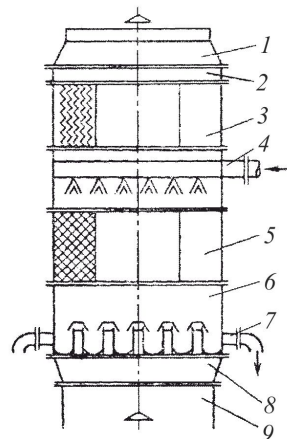


Рис. 7.84. Контактний парогазовий конденсатор:

1 – випускний патрубок; 2 – решітка;
3 – жалюзійна секція; 4 – підведення охолоджуючої води;
5 – сітчаста секція; 6 – водоконденсатозбірник; 7 – відведення водоконденсатної суміші; 8 – перехідник; 9 – економайзер

Для поліпшення екологічних характеристик ГТА частина пари, яка підводиться до камери згоряння (приблизно 15 % від загальної її кількості), надходить безпосередньо в зону горіння (т. зв. **екологічне підведення пари**), інша ж частина (т. зв. **енергетичне підведення**) змішується з газом на виході з камери згоряння (рис. 7.85).

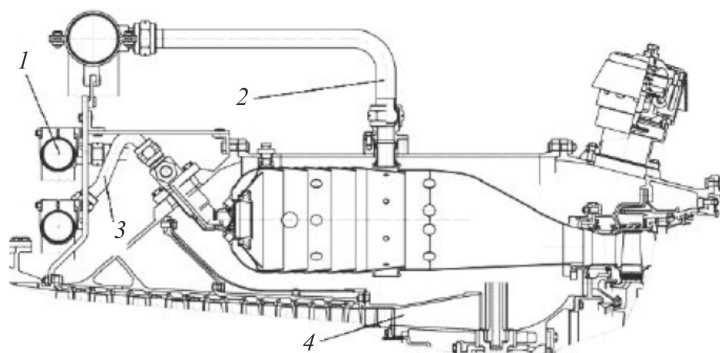


Рис. 7.85. Схема підведення пари до камери згоряння двигуна установки "Водолій-16" [38, с. 96]:

1 – екологічне підведення пари; 2 – енергетичне підведення пари; 3 – підведення паливного газу; 4 – підведення повітря після КВТ

Позитивним ефектом роботи установок типу "Водолій" є їхня здатність генерувати додаткову кількість прісної води в результаті хімічної реакції окиснення вуглеводневого палива при його спалюванні в камері згоряння двигуна. Тому кількість висадженої в контактному конденсаторі води більша, ніж кількість пари, генерованої котлом-утилізатором.

Установки типу "Водолій" найбільш перспективні для застосування у маловодних регіонах і в екологічно чистих районах, де існують жорсткі обмеження на кількість пари і шкідливих речовин у випускних газах.

Такі установки також дозволяють додатково підвищити генеровану потужність при високих температурах зовнішнього повітря за рахунок упорскування води на вхід двигуна. При цьому забезпечується збереження параметрів ГТД та повернення води в цикл.

Головними недоліками установки є складна конструкція та значні маса і розміри парогазового конденсатора.

Перша установка подібного роду потужністю 25 МВт була розміщена на випробувальному стенді підприємства ДП НВКГ "Зоря"–"Машпроект" у 1995 р.

Перша промислова установка типу "Водолій" введена в дію на компресорній станції "Ставище" (м. Богуслав, Київська обл.) у 2003 р. (рис. 7.86). Її потужність склала 16 МВт, ефективний ККД – 42 % при мірі підвищення тиску 19,5 і початковій температурі газу 1360 К.

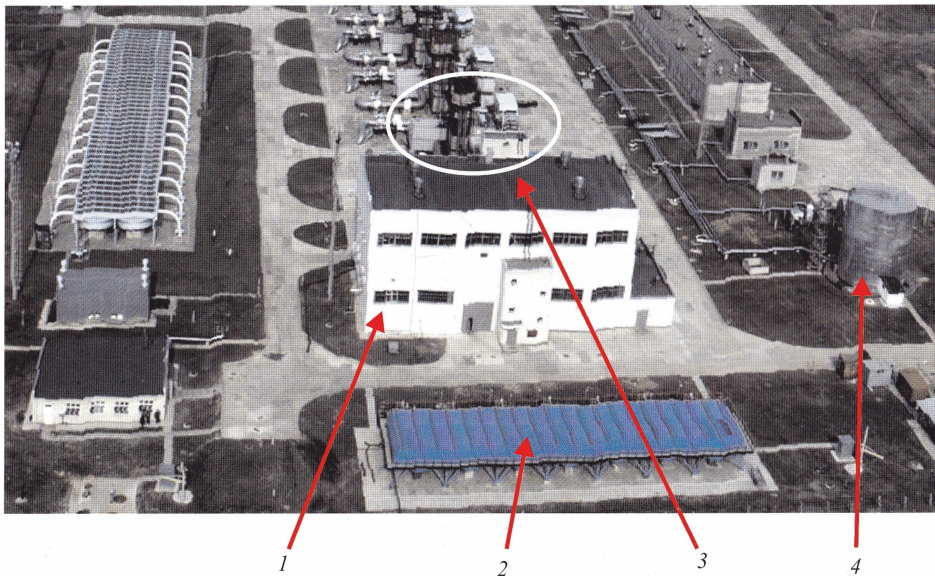


Рис. 7.86. Розміщення установки "Водолій-16" на компресорній станції "Ставище" [47, с. 4]:

1 – цех водопідготовки; 2 – охолоджувачі води контактного конденсатора;
3 – "Водолій-16"; 4 – запасний бак з конденсатом

Необхідно відзначити, що в даний час газотурбінні установки з утилізацією тепла випускних газів розглядаються як найбільш ефективний та екологічно чистий вид енергетичної установки. В останніх конструкціях стаціонарних ПГУ ефективний ККД досяг 60 % (рис. 7.87) [36, с. 10], що значно вище, ніж у паротурбінних агрегатах як на органічному, так і на ядерному паливі (відповідно 34...40 та 29...34 % [61, с. 12]). Останні до того ж сильно дискредитували себе аваріями на Чорнобильській АЕС у 1986 р. та японській станції "Фукусіма-1" у 2011 р.

На завершення слід сказати, що будь-яке ускладнення теплової схеми газотурбінного агрегату одночасно зі збільшенням ККД означає зростання його розмірів, маси¹, складності та вартості, погіршує маневреність і надійність, ускладнює обслуговування та експлуатацію.

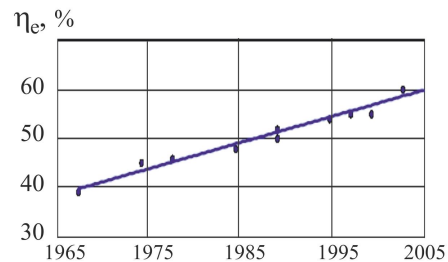


Рис. 7.87. Досягнута ефективність парогазових установок за роками випуску

¹Так, наприклад, із загальної маси суднового агрегату М25, яка дорівнює 143 т, маса двигуна разом з рамою, кожухом та газовідводом складає всього 19 т (тобто 13 %), котла-утилізатора разом з насосами і сепаратором пари – 45 т (31,5 %), редуктора з муфтою – 55 т (38,5 %), паротурбінної установки – 22,7 т (16 %) [20, с. 20].

Контрольні питання і завдання

1. Як класифікують газотурбінні агрегати за призначенням?
 2. Поясніть класифікацію газотурбінних агрегатів за характером підведення тепла в камері згоряння.
 3. Поясніть класифікацію газотурбінних агрегатів за принципом охолодження робочого тіла.
 4. Охарактеризуйте класифікацію газотурбінних агрегатів за типом силової турбіни.
 5. Поясніть класифікацію газотурбінних агрегатів за типом генератора газу.
 6. Охарактеризуйте класифікацію газотурбінних агрегатів за кількістю компресорів.
 7. Поясніть класифікацію газотурбінних агрегатів за способом передачі потужності споживачу.
 8. Охарактеризуйте основні типи газотурбінних агрегатів складних теплових схем.
-

Додаток А

ТИПИ КОМБІНОВАНИХ СУДНОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК З ГАЗОТУРБІННИМИ АГРЕГАТАМИ

У даний час газотурбінні двигуни широко використовуються у складі енергетичних установок надводних кораблів різноманітного призначення – патрульних і ракетних катерів, сторожових і протичовнових кораблів, фрегатів, корветів, есмінців, крейсерів, легких авіаносців, кораблів на підводних крилах і повітряній подушці. Один з головних недоліків таких двигунів – невисокий ККД на часткових режимах роботи – компенсується створенням **комбінованих енергетичних установок**, до складу яких входять дві частини – **маршова**, призначена для роботи на режимах зменшеного ходу, і **форсажна (прискорювальна)**, робота якої разом з маршовою частиною (або замість неї) забезпечує повну (максимальну) швидкість руху корабля.

Слід зазначити, що режим руху з максимальною швидкістю є, як правило, негнотивним для всіх типів кораблів військово-морського флоту (згідно з [18], не більше 20 % від ходового часу). Основну частину часу корабель рухається з **крейсерською (економічною)** швидкістю, яка забезпечується роботою тільки маршової установки.

У ролі маршових двигунів найчастіше використовуються дизельні двигуни, рідше – газотурбінні. Є приклади застосування у ролі маршової частини паротурбінної установки.

У ролі прискорювальних (форсажних) двигунів широко використовуються газотурбінні агрегати простого термодинамічного циклу.

Розглянемо **основні типи** комбінованих суднових енергетичних установок з газотурбінними двигунами.

1. "Combined diesel or gas" ("CODOG")

Комбінована дизель-газотурбінна установка, у якій в ролі маршових використовуються дизельні двигуни, а в ролі прискорювальних – газотурбінні.

Максимальна швидкість руху забезпечується роботою тільки газотурбінних двигунів (рис. 1Д).

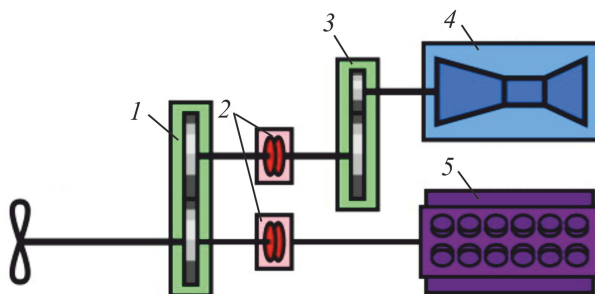


Рис. 1Д. Схема суднової енергетичної установки типу "CODOG" [53]:

1 – маршовий редуктор; 2 – муфти; 3 – редуктор повного ходу;
4 – газотурбінний двигун; 5 – дизельний двигун

На кожен гребний вал корабля передбачається, як правило, один дизель та один газотурбінний двигун. Обидва вони приєднуються до вала за допомогою спеціальних муфт, які забезпечують їх по чергове включення в роботу.

Перевагою схеми "CODOG" (порівняно зі схемою "CODAG") є більш проста конструкція редукторів енергетичної установки.

Недоліками схеми є:

необхідність більш потужних прискорювальних двигунів (або більшої їх кількості) для забезпечення максимальної швидкості ходу;

більш висока питома витрата палива енергетичної установки на режимі повного ходу (дизелі все-таки економічніші, ніж ГТД; навіть якщо вони генерують лише частину потужності ЕУ, все одно сумарна витрата палива буде меншою).

Приклади застосування енергетичних установок типу "CODOG"¹:

артилерійський катер MGB 2009 (Великобританія, 1947 р.);

2 фрегати класу "Peder Skram" (Данія, 1964–1967 рр.);

12 кораблів берегової охорони класу "Hamilton" (США, 1965–1971 рр.);

4 фрегати класу "Wielingen" (Бельгія, Болгарія, 1978 р.);

7 фрегатів класу "Georges Leygues" (Франція, 1979–1990 рр.);

есмінець "Ishikari" (Японія, 1981 р.);

8 фрегатів класу "Bremen" (Німеччина, 1982–1990 рр.);

24 корвети класу "Pohang" (Південна Корея, 1984–1993 рр.);

3 фрегати класу "Vasco da Gama" (Португалія, 1991–1992 рр.);

12 фрегатів класу "Halifax" (Канада, 1992–1996 рр.);

4 корвети проекту 1166.1 "Гепард" (Росія, В'єтнам, 1993–2012 рр.);

¹Дата в дужках – це введення корабля до складу флоту (початок експлуатації).

4 фрегати класу "Brandenburg" (Німеччина, 1994–1996 pp.);
10 фрегатів класу "Anzac" (Австралія і Нова Зеландія, 1996–2006 pp.);
5 корветів класу "Visby" (Швеція, 2000–2009 pp.);
4 фрегати класу "De Zeven Provinciën" (Нідерланди, 2002–2005 pp.);
3 фрегати класу "Shivalik" (Індія, 2010–2011 pp.).

2. "Combined diesel and gas" ("CODAG")

Комбінована дизель-газотурбінна установка, у якій в ролі маршових використовуються дизельні двигуни, а в ролі прискорювальних – газотурбінні. Максимальна швидкість руху забезпечується спільною роботою дизельних і газотурбінних двигунів (рис. 2Д).

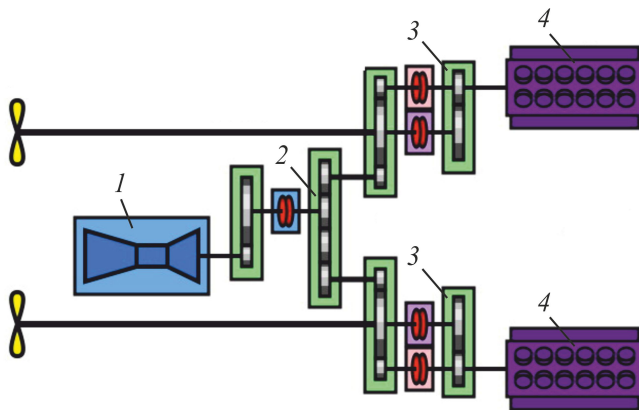


Рис. 2Д. Схема суднової енергетичної установки типу "CODAG" [51]:

1 – газотурбінний двигун; 2 – редуктор повного ходу; 3 – багатoshвидкісний редуктор;
4 – дизельний двигун

Особливістю цих установок є **застосування двошвидкісних редукторів** (на різних режимах забезпечують різні швидкості обертання вихідного вала), які дозволяють експлуатувати дизельні двигуни на обох режимах роботи без погіршення їх економічності¹. Так, наприклад, редуктори дизелів фрегатів класу "Fridtjof Nansen" (Норвегія) на крейсерському ході мають передаточне відношення 1:7,7; на режимі повного ходу – 1:5,3. Деякі установки мають редуктори з трьома передаточними відношеннями: одне з них – при одному працюючому дизелі, друге – при двох працюючих дизелях, третє – при підключенні газотурбінного двигуна.

¹Збільшення потужності, яка передається на гребний гвинт, при підключенні прискорювального двигуна призведе до того, що гребний гвинт з оптимального режиму роботи перейде в "гідродинамічно легкий" режим, у якому підводжувана потужність буде використовуватися неповністю. Щоб уникнути цього, частота обертання вихідного вала також повинна бути збільшена.

Порівняно з чисто дизельними енергоустановками схема "CODAG" має значно менші розміри і масу при збереженні високого ККД установки, з якої експлуатуються переважно дизельні двигуни (причому на номінальному режимі роботи).

Типова крейсерська швидкість ходу кораблів з "CODAG" становить близько 20 вуз, максимальна швидкість ходу – близько 30 вуз.

У деяких випадках дизельні і газотурбінні двигуни, що входять до складу установки "CODAG", працюють кожен на свій вихідний вал і свій гребний гвинт. Таке компонування дозволяє уникнути застосування складних багатшвидкісних редукторів, однак має недоліки:

гребні гвинти, які не працюють на даному режимі, здійснюють гальмування корабля;

кількість гребних гвинтів у такій ЕУ має бути збільшена, тому їх діаметр виходить меншим, а отже, їх ефективність знижується.

Зазначених недоліків позбавлена енергоустановка, виконана за схемою **"CODAG WARP"** ("CODAG Water jet And Refined Propeller"), яка розроблена компанією "Blohm + Voss GmbH" (Німеччина) для кораблів сімейства "МЕКО". У даній схемі дизельні двигуни працюють кожен на свій гребний вал, а газотурбінний двигун – на водомет. Цей рушій при непрацюючому ГТД не здійснює гальмування корабля. Оскільки його вихідне сопло може бути розміщене ближче до корми і вище, він також не впливає на розмір розташованих праворуч і ліворуч від нього гребних гвинтів.

Приклади застосування енергетичних установок типу "CODAG":

25 торпедних катерів проекту 183ТК (СРСР, 1955–1957 рр.);

63 малі протичовнові кораблі проекту 204 (СРСР, Болгарія, Румунія, 1960–1969 рр.);

54 сторожові кораблі проекту 159 (СРСР, Ефіопія, Індія, Сирія, В'єтнам, Азербайджан, 1961–1978 рр.);

6 фрегатів класу "K öln" (Німеччина, 1961–1964 рр.);

18 сторожових кораблів проекту 35 (СРСР, 1965–1967 рр.);

2 артилерійські катери класу "Tugunmaa" (Фінляндія, 1969 р.);

92 малі протичовнові кораблі проектів 1124, 1124М, 1124П, 1124Р "Альбатрос" (СРСР, Росія, Україна, Литва, 1970–2005 рр.);

2 малі ракетні кораблі на повітряній подушці проекту 1239 "Сивуч" (СРСР, Росія, 1989–2000 рр.);

8 фрегатів класу "Karel Doorman" (Нідерланди, 1991–1995 рр.).

3. "Combined diesel-electric and gas" ("CODLAG")

Комбінована дизель-газотурбінна установка, в якій у ролі маршових використовуються дизельні двигуни, а в ролі прискорювальних – газотурбінні. Максимальна швидкість руху забезпечується спільною роботою дизельних і газотурбінних двигунів. Від схеми "CODAG" вона відрізняється тим, що

передача потужності від дизелів на гребні гвинти застосована не механічна (як у попередньому випадку), а електрична (рис. 3Д). Дизель-генератори виробляють електричний струм, який по мережі передається на гребні електродвигуни. На режимі повного ходу за допомогою спеціальних муфт газотурбінні двигуни через редуктори, які підсумовують потужність, підключаються до ліній гребних валів.

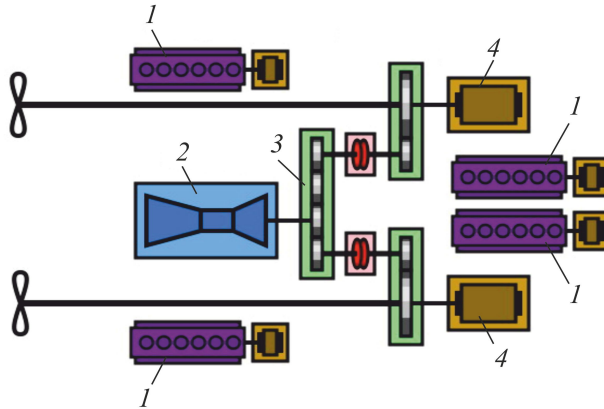


Рис. 3Д. Схема суднової енергетичної установки типу "CODLAG" [52]:

1 – дизель-генератор; 2 – газотурбінний двигун; 3 – редуктор повного ходу;
4 – гребний електродвигун

У таких установках одні й ті ж дизельні двигуни використовуються для руху корабля і для забезпечення його електричною енергією, що суттєво зменшує вартість суднової ЕУ, оскільки скорочує кількість використовуваних привідних двигунів, механізмів і пристроїв. Крім того, електродвигуни можуть працювати в широкому діапазоні частот обертання і безпосередньо з'єднуватися з гребними валами, що в свою чергу обумовлює суттєве спрощення конструкції редукторів, які підсумовують потужність (тобто немає потреби у двошвидкісних редукторах).

Ще однією перевагою схеми "CODLAG" є те, що дизель-генератори, механічно не зв'язані з іншим обладнанням, можуть бути розміщені окремо, у добре звукоізованих приміщеннях, що зменшує загальну шумність енергетичної установки. Ця якість особливо цінна для протичовнових кораблів.

Приклади застосування енергетичних установок типу "CODLAG":

16 фрегатів проекту 23 класу "Duke" (Великобританія, Чилі, 1990–2002 рр.);

3 фрегати класу "Bergamini" (Італія, 2013–2014 рр.).

Установкою даного типу планується оснастити 4 фрегати класу F125 "Baden-Württemberg", які будуються в цей час у Німеччині.

4. "Integrated electric propulsion" ("IEP")

Комбінована дизель-газотурбінна установка, у якій в ролі маршових використовуються дизельні двигуни, а в ролі прискорювальних – газотурбінні. Максимальна швидкість руху забезпечується спільною роботою дизельних і газотурбінних двигунів. Її відмінністю від схем "CODAG" і "CODLAG" є те, що передача потужності на гребні вали від усіх двигунів – електрична.

Даний тип установки також часто називають "Integrated full electric propulsion" ("IFEP") або "Full electric propulsion" ("FEP").

Необхідно відзначити, що установка типу "IEP" є однією з небагатьох комбінованих суднових енергетичних установок, які знаходять застосування не тільки на кораблях ВМФ, але і на комерційних суднах. Дизельні двигуни в даному випадку генерують енергію для руху з економічною швидкістю або здійснюють електропостачання судна на стоянці або в порту. Газотурбінні двигуни використовуються для забезпечення максимальної швидкості руху або для покриття надмірних потреб судна в електричній енергії.

Енергетичну установку типу "IEP" можна розглядати як подальше вдосконалення схеми "CODLAG" у бік розвитку електроруху, що супроводжується виключенням з неї складних з'єднувальних муфт і частковою або повною відмовою від використання механічних передач.

Виключення механічного зв'язку між двигунами і рушійми (гребними гвинтами або водометами) має ряд переваг, у тому числі:

- розширення можливостей розташування двигунів та в цілому компонування машинного відділення;

- зниження шумності корабля (багато в чому за рахунок акустичного від'єднання двигуна від його корпусу);

- зменшення розмірів і маси енергетичної установки.

Необхідно відзначити, що зменшення шумності є важливим не тільки для кораблів ВМФ (з точки зору зниження ймовірності їх виявлення), але і для круїзних лайнерів (з точки зору підвищення комфортності перебування пасажирів).

Оскільки комерційні судна або кораблі ВМФ завжди, навіть на неходових режимах відчують потребу в електроенергії, можливість генерації струму від усіх пропульсивних двигунів дозволяє істотно спростити контрукцію судової електростанції, що веде до зниження капітальних та експлуатаційних витрат.

Приклади застосування енергетичних установок типу "IEP":

- 6 есмінців проекту 45 класу "Daring" (Великобританія, 2009–2013 рр.) (рис. 4Д);

- трансатлантичний океанський лайнер "Queen Mary 2" (Великобританія, 2004 р.);

- десантний корабель "Makin Island" (США, 2009 р.).

У будівництві знаходяться 4 есмінці класу "Zumwalt" (США) та 2 легкі авіаносці класу "Queen Elizabeth" (Великобританія), які також будуть оснащені подібною енергоустановкою.

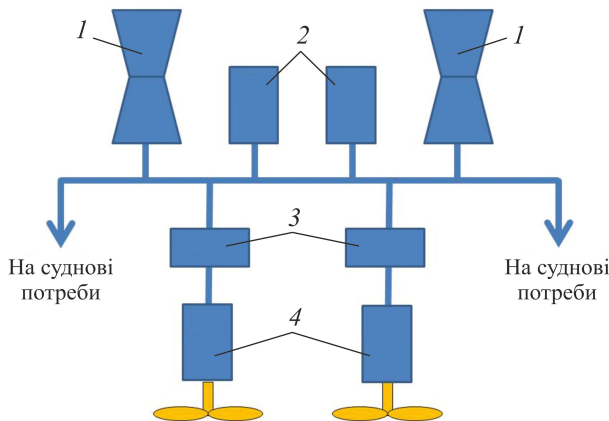


Рис. 4Д. Схема суднової енергетичної установки типу "ІЕР" на прикладі англійських есмінців проекту 45 класу "Daring" [59]:

1 – газотурбогенератор; 2 – дизель-генератор; 3 – перетворювач струму;
4 – гребний електродвигун

5. "Combined gas or gas" ("COGOG")

Комбінована газо-газотурбінна установка, у якій і в ролі маршових, і в ролі прискорювальних використовуються газотурбінні двигуни. Максимальна швидкість руху забезпечується роботою тільки прискорювальних двигунів (рис. 5Д).

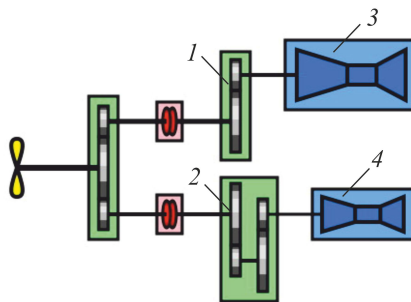


Рис. 5Д. Схема суднової енергетичної установки типу "COGOG" [56]:

1 – редуктор повного ходу; 2 – маршовий редуктор; 3 – прискорювальний газотурбінний двигун; 4 – маршовий газотурбінний двигун

Ефективність комбінованої газо-газотурбінної установки вища, ніж у газотурбінної некомбінованої, оскільки в даному випадку всі двигуни експлуатуються на номінальному режимі роботи (режим 100%-ї потужності), якому відповідає їх найбільший ККД.

Як правило, у ролі маршових використовуються високоекономічні ГТД відносно невеликої потужності, у ролі прискорювальних – двигуни підвищеної потужності (враховуючи їх нетривалий період роботи, особливих вимог до ККД не ставлять).

Оскільки спільна робота маршових і прискорювальних двигунів не передбачається, немає необхідності у використанні складних, дорогих і потенційно ненадійних дво- або тришвидкісних редукторів.

Приклади застосування енергетичних установок типу "COGOG":
фрегат "Exmouth" (Великобританія, 1957 р.);

8 фрегатів проекту 21 класу "Amazon" (Великобританія, Пакистан, 1974–1978 рр.);

16 есмінців проекту 42 класу "Sheffield" (Великобританія, Аргентина, 1975–1985 рр.);

10 фрегатів проекту 22 класів "Broadsword" та "Boxer" (Великобританія, Бразилія, Румунія, Чилі, 1979-1988 рр.).

6. "Combined gas and gas" ("COGAG")

Комбінована газо-газотурбінна установка, у якій і в ролі маршових, і в ролі прискорювальних використовуються газотурбінні двигуни. Максимальна швидкість руху забезпечується спільною роботою маршових та прискорювальних двигунів (рис. 6Д).

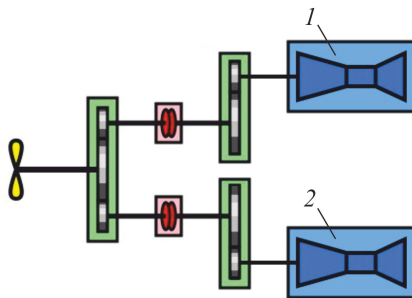


Рис. 6Д. Схема суднової енергетичної установки типу "COGAG" [54]:

1 – прискорювальний газотурбінний двигун; 2 – маршовий газотурбінний двигун

Редуктори і з'єднувальні муфти таких установок дозволяють обом типам ГТД передавати свою потужність на гребний вал як індивідуально (при

відключеному іншому двигуні), так і спільно (тобто за необхідності схема "COGAG" може перетворюватися в "COGOG").

Використання комбінованої установки дозволяє на всіх режимах роботи експлуатувати газотурбінні двигуни, що входять до її складу, при найбільшому ККД.

У порівнянні зі схемами "CODAG" і "CODOG", схема "COGAG" має меншу масу і займає значно меншу площу машинного відділення. Її недоліком є гірша економічність на режимі крейсерської швидкості, а в порівнянні зі схемою "CODAG" також і на режимі повного ходу.

Приклади застосування енергетичних установок типу "COGAG":

25 великих протичовнових кораблів проекту 61 (СРСР, Росія, Польща, Індія, 1962–1988 рр.);

47 сторожових кораблів проектів 1135 "Буревестник", 1135М "Буревестник М", 1135.1 "Нерей", 1135.6 "Talwar" (СРСР, Росія, Україна, Індія, 1970–2013 рр.);

7 великих протичовнових кораблів проекту 1134Б "Беркут-Б" (СРСР, Росія, 1971–1975 рр.);

31 есмінець класу "Spruance" (США, 1975–1983 рр.);

71 фрегат класу "Oliver Hazard Perry" (США, Іспанія, Австралія, Тайвань, Пакистан, Бахрейн, Єгипет, Польща, Туреччина, 1977–2004 рр.);

67 ракетних катерів проектів 1241.1, 1241.7, 1241РЕ, 1241.8 "Молния" (СРСР, Росія, Болгарія, Польща, Румунія, Німеччина, Індія, Україна, Ємен, В'єтнам, 1981–2013 рр.);

3 легкі авіаносці класу "Invincible" (Великобританія, 1980–1985 рр.);

13 великих протичовнових кораблів проекту 1155 "Фрегат" (СРСР, Росія, 1980–1999 рр.);

4 есмінці класу "Kidd" (США, Тайвань, 1981–1985 рр.);

27 крейсерів класу "Ticonderoga" (США, 1983–1994 рр.);

4 фрегати проекту 22 класу "Cornwall" (Великобританія, 1988–1990 рр.);

62 есмінці класу "Arleigh Burke" (США, 1991–2012 рр.);

2 сторожові кораблі проекту 1154 "Ястреб" (Росія, 1993–2009 рр.);

9 есмінців класу "Murasame" (Японія, 1996–2002 рр.);

3 есмінці класу "Delhi" (Індія, 1997–2001 рр.);

2 есмінці класу "Nyūga" (Японія, 2009–2011 рр.).

7. "Combined steam and gas" ("COSAG")

Комбінована парогазотурбінна установка, у якій в ролі маршової використовується паротурбінна установка, а в ролі прискорювальної – газотурбінні двигуни. Максимальна швидкість руху забезпечується спільною роботою паротурбінної установки і ГТД (рис. 7Д).

Редуктори і з'єднувальні муфти таких установок дозволяють обом типам приводів передавати свою потужність на гребний вал як індивідуально (при відключеному іншому приводі), так і спільно.

У даний час єдиними кораблями, оснащеними подібною установкою, є три ракетні крейсери проекту 1164 "Атлант", введені до складу флоту СРСР у 1982–1989 рр., які тепер входять до ВМФ Російської Федерації (рис. 8Д).

Модифікацією схеми "COGAS", у якій використана електрична передача потужності гребним гвинтам від усіх приводних двигунів, є установка **"Combined gas and steam (electric)"–"COGES"** (рис. 9Д).

На кораблях ВМФ схема "COGES" поки не знайшла застосування. Однак саме за нею виконані енергетичні установки чотирьох круїзних лайнерів класу "Millennium", побудованих у Франції в 2000–2008 рр. На кожному з них встановлено по два газотурбінні двигуни LM2500+ компанії "General Electric Co.", оснащені теплоутилізаційним контуром з одною паровою турбіною.

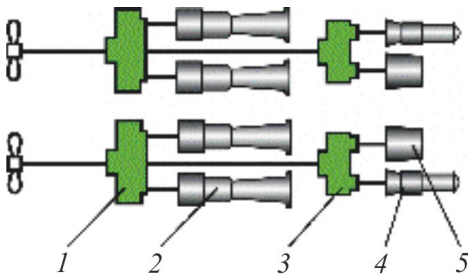


Рис. 8Д. Схема ЕУ типу "COGAS" ракетних крейсерів проекту 1164 "Атлант" [35, с. 45]:

1 – редуктор повного ходу; 2 – прискорювальний двигун; 3 – маршовий редуктор; 4 – маршовий двигун; 5 – парова турбіна

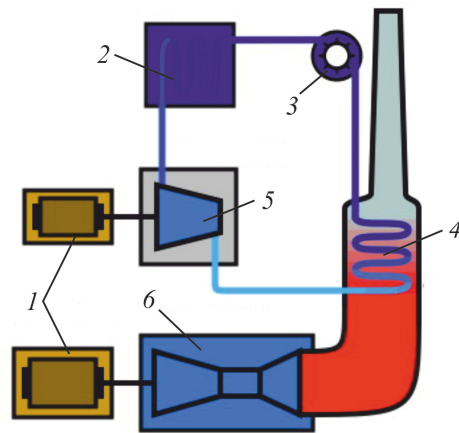


Рис. 9Д. Схема енергетичної установки типу "COGES" [55]:

1 – генератори струму; 2 – конденсатор; 3 – насос; 4 – котел-утилізатор; 5 – парова турбіна; 6 – газотурбінний двигун

Додаток Б

ТИПИ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

До основних типів сучасних авіаційних газотурбінних двигунів можна віднести:

- турбореактивний;
- турбогвинтовий;
- двоконтурний турбореактивний;
- турбовальний двигун.

Авіаційні газотурбінні двигуни широко використовуються для створення суднових і стаціонарних газотурбінних агрегатів. У процесі конвертації турбокомпресорна частина турбореактивних і двоконтурних турбореактивних двигунів використовується як газогенератор, а замість реактивного сопла встановлюють додаткову силову турбіну; у турбогвинтових і турбовальних двигунів модифікується редуктор та усувається повітряний гвинт.

При конвертації здійснюється також комплекс заходів, пов'язаних з експлуатацією двигунів у суднових і стаціонарних умовах. Так, наприклад, камера згоряння і паливна система модифікуються для роботи на більш важкому типі рідкого палива або на природному газі; замінюються матеріали деяких деталей (магнієві сплави компресорної частини замінюються на алюмінієві або сталеві; в гарячій частині застосовуються більш жаростійкі сплави з підвищеним вмістом хрому); допрацьовуються вузли і системи двигуна (запуску, автоматичного керування, протипожежна, масляна та ін.); за необхідності посилюються деякі статорні й роторні деталі.

Вартість суднових і стаціонарних двигунів, отриманих таким чином, у кілька десятків разів менша від вартості двигунів, спеціально створених для даного цільового призначення.

1. Турбореактивний двигун

Турбореактивний двигун складається з п'яти основних частин: вхідного пристрою, компресора, камери згоряння, газової турбіни і вихідного пристрою (реактивного сопла) (рис. 10Д).

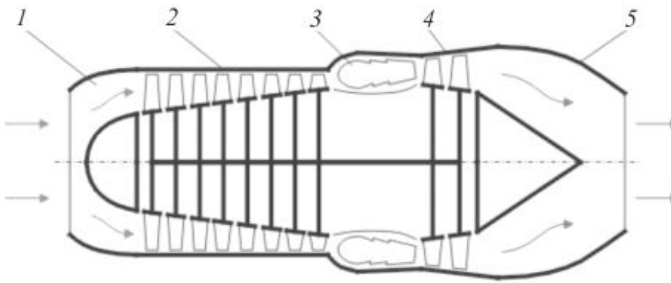


Рис. 10Д. Турбореактивний двигун:

1 – вхідний пристрій; 2 – компресор; 3 – камера згоряння; 4 – турбіна;
5 – вихідне реактивне сопло

При польоті літака на двигун набігає повітряний потік. У вхідному пристрої цей потік гальмується і швидкісний напір перетворюється в тиск.

З вхідного пристрою повітря надходить у компресор, де здійснюється подальше підвищення тиску.

Далі стиснене повітря направляється в камеру згоряння, де нагрівається при спалюванні палива. Процес підведення тепла в камеру, на відміну від поршневих двигунів, відбувається при майже постійному тиску.

З камери згоряння газовий потік з високими тиском і температурою направляється в турбіну. Розширюючись у турбіні, гази генерують механічну енергію обертання ротора, яку передають компресору і навішеним на ротор допоміжним агрегатам, що обслуговують двигун і літак.

При виході з турбіни тиск газу значно перевищує атмосферний. Подальше розширення газів до атмосферного тиску відбувається у вихідному реактивному соплі. У результаті швидкість витікання газів із сопла виходить набагато більшою, ніж швидкість польоту. Різниця кількості руху мас газів, що виходять із ТРД, і вхідного повітря дорівнює **силі реактивної тяги** двигуна.

Турбореактивні двигуни знайшли широке застосування в літальних апаратах, які розвивають білязвукові та великі надзвукові швидкості польоту, де ТРД є найбільш ефективними (рис. 11Д–13Д).

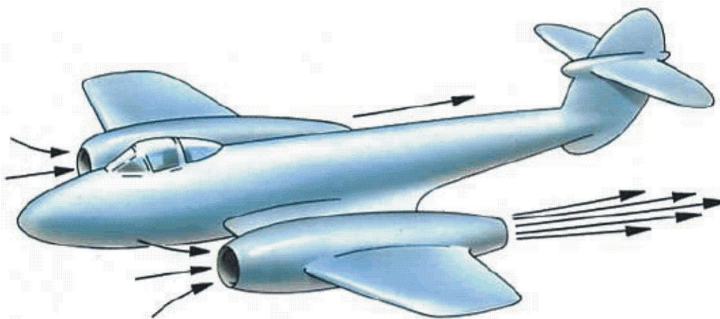


Рис. 11Д. Рух літака з турбореактивним двигуном

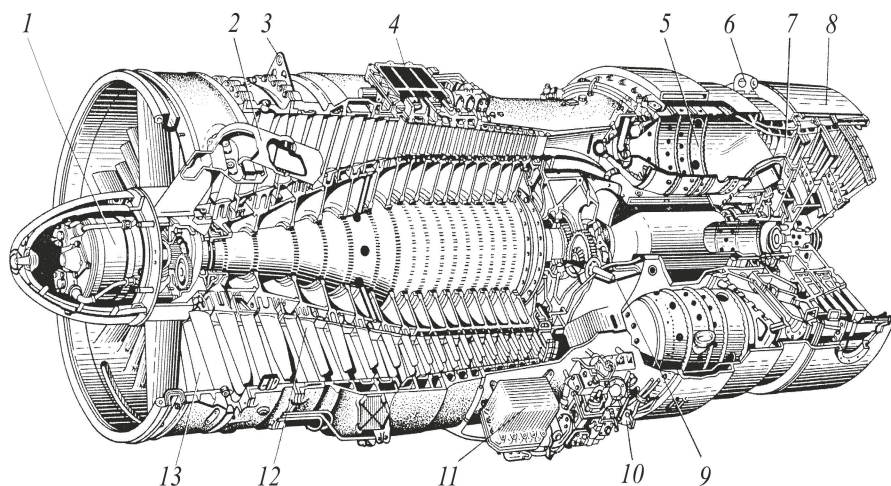


Рис. 12Д. Турбореактивний двигун сімейства "Avon" компанії "Rolls-Royce plc" (максимальна тяга в останній модифікації – 56 кН):

1 – пусковий двигун; 2 – трубопровід подачі гарячого повітря на протиобліднювач; 3, 6 – цапфа підвіски; 4 – протипомпажний клапан; 5 – трубчасто-кільцева камера згоряння; 7 – сопловий апарат турбіни; 8 – двоступінчаста турбіна; 9 – привід допоміжних механізмів; 10 – система регулювання; 11 – маслоохолоджувач; 12 – 15-ступінчастий компресор; 13 – поворотний напрямний апарат компресора



Рис. 13Д. Легкий бомбардувальник "Canberra" з двома ТРД "Avon"

З усіх типів авіаційних двигунів ТРД відрізняється найменшими масою і розмірами, високою маневреністю, відсутністю будь-яких додаткових засобів передачі потужності (валів, гвинтів тощо), можливістю реверсування тяги для маневрування. До недоліків ТРД слід віднести невисокий ККД, особливо при помірних швидкостях руху (через низьку ефективність реактивного сопла як рушія), і велику шумність.

Різновидом ТРД є турбореактивний двигун з додатковою (форсажною) камерою згоряння (ТРДФ) (рис. 14Д–17Д). Цей двигун являє собою ТРД, у якому газовий потік після розширення в турбіні надходить у форсажну камеру згоряння.

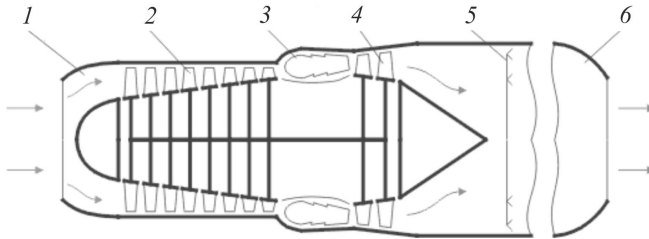
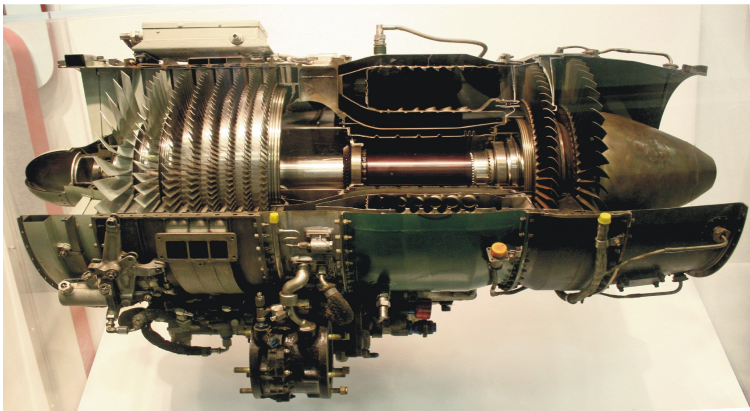
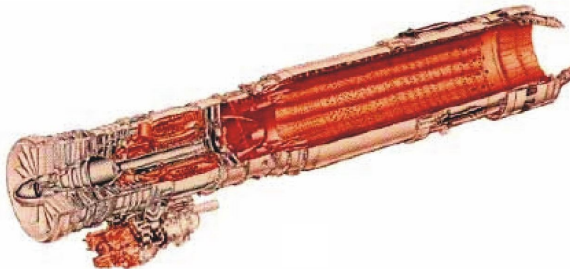


Рис. 14Д. Турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння:

1 – вхідний пристрій; 2 – компресор; 3 – камера згоряння; 4 – турбіна;
5 – форсунки форсажної камери згоряння; 6 – вихідне реактивне сопло



а



б

Рис. 15Д. Турбореактивний двигун J85 компанії "General Electric Co.":

а – модифікація без форсажної камери згоряння (максимальна тяга 14 кН);
б – модифікація з форсажною камерою згоряння (максимальна тяга 22 кН)

У форсажній камері відбувається підведення тепла шляхом спалювання додаткової кількості палива. Нагрівання робочого тіла перед реактивним соплом значно збільшує тягу двигуна (приблизно на 50 %), однак при цьому сильно зростає витрата палива і погіршується ККД двигуна.

Даний двигун застосовується у військових літаках, де є необхідність короткочасного збільшення тяги (і, отже, швидкості польоту) для перехоплення цілі.



Рис. 16Д. Турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння "Atar 101G" компанії "SNECMA" (максимальна тяга 46 кН)



Рис. 17Д. Надзвуковий винищувач "Mirage III" з одним ТРДФ "Atar 09C"

2. Турбогвинтовий двигун

У діапазоні швидкостей польоту від 0,3 до 0,6 М (сюди відносяться, наприклад, всі легкі корпоративні, регіональні та військові транспортні літаки) переважним з точки зору економічності і злітно-посадкових характеристик типом авіаційного двигуна є двигун турбогвинтовий (рис. 18Д–23Д).

Турбогвинтовий двигун складається з тих же основних елементів, що і турбореактивний, але, крім того, обладнаний повітряним гвинтом, вал якого з'єднаний з валом турбокомпресора через редуктор.

Необхідність застосування редуктора обумовлена тим, що оптимальна частота обертання турбокомпресора значно більша від оптимальної частоти обертання повітряного гвинта.

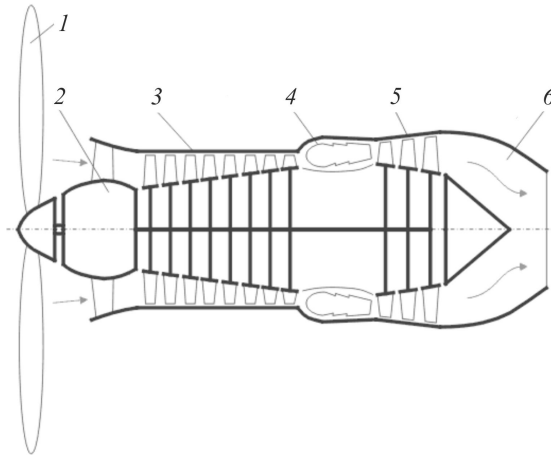


Рис. 18Д. Турбогвинтовий двигун:

1 – повітряний гвинт; 2 – редуктор; 3 – компресор; 4 – камера згоряння;
5 – турбіна; 6 – вихідне реактивне сопло

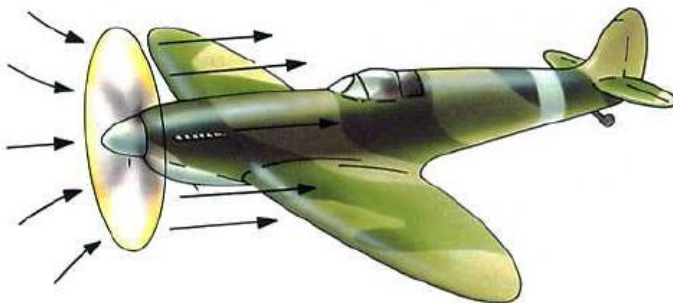


Рис. 19Д. Рух літака з турбогвинтовим двигуном

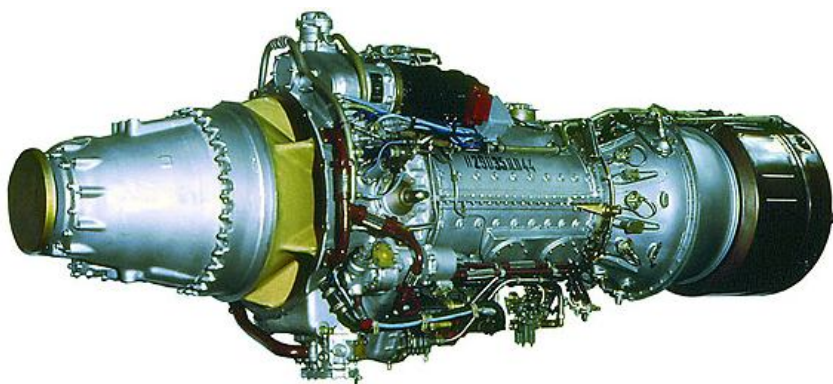


Рис. 20Д. Турбогвинтовий двигун АІ-20 максимальною потужністю 3100 кВт¹
ДП "Івченко-Прогрес"



Рис. 21Д. Протичовновий літак-амфібія Бе-12 з двома двигунами АІ-20

На відміну від ТРД, у турбогвинтових двигунах розширення газів повністю (до атмосферного тиску) або майже повністю здійснюється в турбіні. Унаслідок цього потужність турбіни турбогвинтового двигуна за інших рівних умов більша від потужності турбіни ТРД (отже, має більше число ступенів тощо). Надлишкова потужність турбіни турбогвинтового двигуна (понад потрібну потужність компресора і навішених агрегатів) передається на повітряний гвинт.

Тяга турбогвинтового двигуна створюється головним чином повітряним гвинтом (на 85...90 %) і тільки частково реакцією струменя у вихідному соплі. Більшість турбогвинтових двигунів виконуються за одновальною схемою.

¹Максимальна потужність розвивається двигуном при зльоті літака.

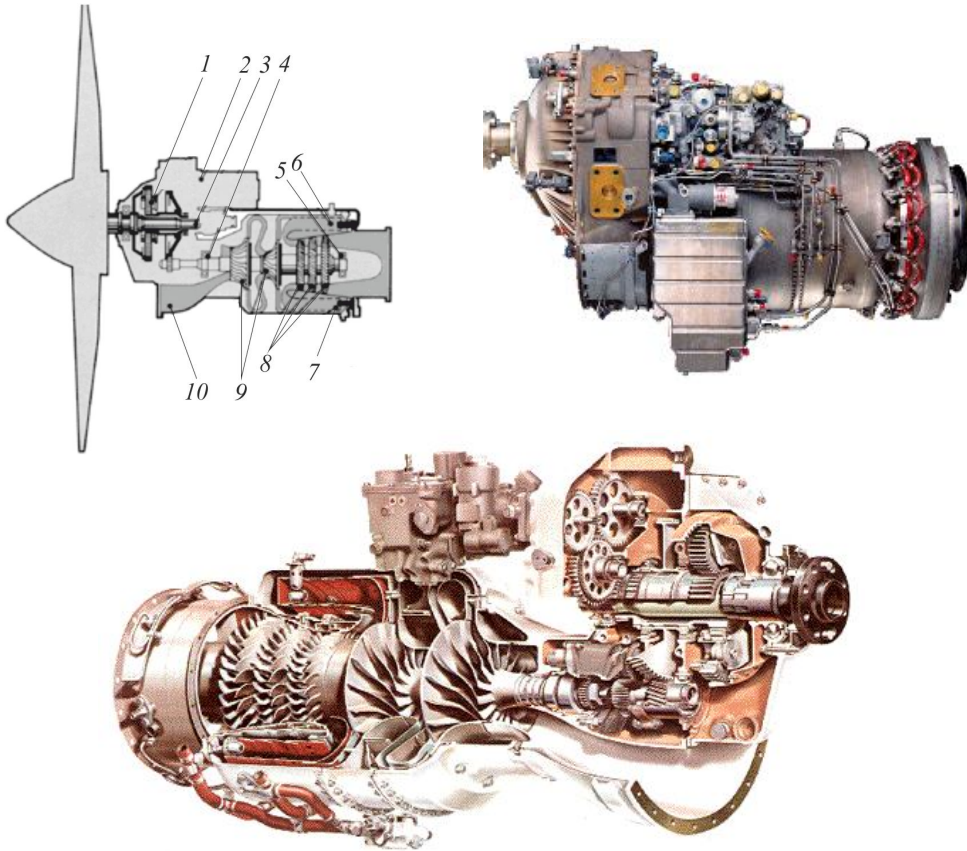


Рис. 22Д. Турбогвинтовий двигун сімейства TRE331 (максимальна потужність від 430 до 1460 кВт) компанії "Honeywell International, Inc.":

1 – редуктор; 2 – коробка приводів; 3 – вал повітряного гвинта; 4 – опора компресора; 5 – опора турбіни; 6 – паливні форсунки; 7 – кільцева камера згоряння; 8 – триступінчаста осьова турбіна; 9 – двоступінчастий відцентровий компресор; 10 – вхідний патрубок



Рис. 23Д. Пасажирський 19-місний бізнес-літак "Metroliner" з двома двигунами TRE331

Турбогвинтові двигуни в порівнянні з турбореактивними мають більш високий ККД, що пояснюється переважно високим значенням пропульсивного ККД повітряного гвинта.

До числа недоліків можна віднести необхідність редуктора, значно більші масу, розміри і складність двигуна. В авіації ці ГТД використовуються при швидкостях руху літальних апаратів, які знаходяться в дозвуковій області.

3. Двоконтурний турбореактивний двигун

В авіації широке застосування знайшли двоконтурні турбореактивні двигуни¹. Вони по суті є основними двигунами сучасної авіації.

Даний двигун (рис. 24Д–28Д) може розглядатися як модифікація звичайного турбореактивного двигуна, що складається з двох контурів руху робочого тіла: внутрішнього (перший контур) і зовнішнього, розташованого навколо внутрішнього (другий контур).

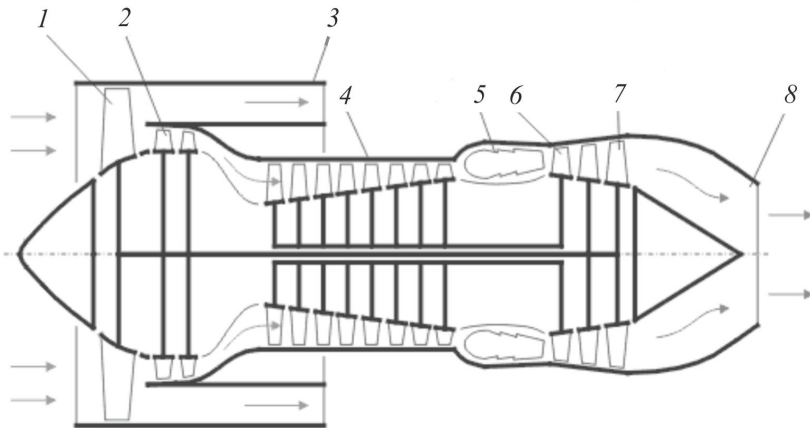


Рис. 24Д. Двоконтурний турбореактивний двигун без змішання потоків:

- 1 – вентилятор; 2 – компресор низького тиску; 3 – реактивне сопло зовнішнього контуру;
4 – компресор високого тиску; 5 – камера згоряння; 6 – турбіна високого тиску;
7 – турбіна низького тиску; 8 – реактивне сопло внутрішнього контуру

¹Ці двигуни в англomовній літературі іменуються **турбовентиляторними** ("turbofan engines"). Це єдине розходження в іменуванні авіаційних ГТД в англomовному світі та в колишньому Радянському Союзі. Слід сказати, що у вітчизняній літературі турбовентиляторними двигунами називають лише ТРДД з великою мірою двоконтурності.

Спільними для обох контурів є лопатки вентилятора (одно-, дво- або триступінчастого), які приводяться в обертання, також як і компресор, турбіною двигуна (іноді через редуктор). Внутрішня частина профілю лопаток нагнітає повітря в перший контур двигуна, зовнішня частина – у другий (повітря, яке нагнітається у зовнішній контур, може розглядатися як деяка додаткова, приєднана до звичайного ТРД маса повітря).

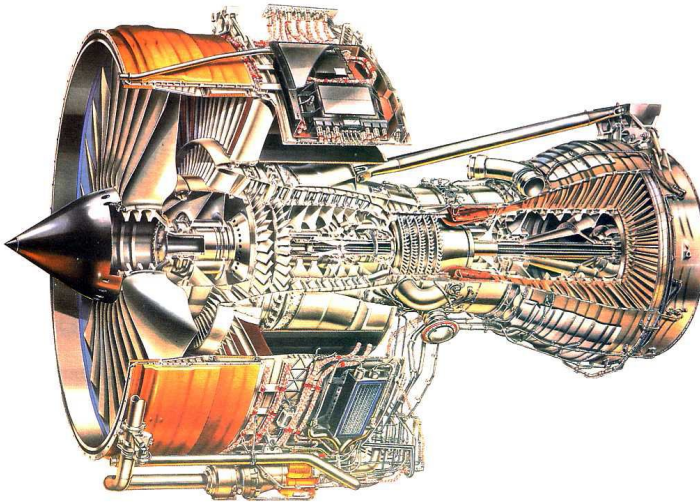


Рис. 25Д. Двоконтурний турбореактивний двигун "Trent 800" компанії "Rolls-Royce plc" з мірою двоконтурності 6,0 і максимальною тягою 415 кН

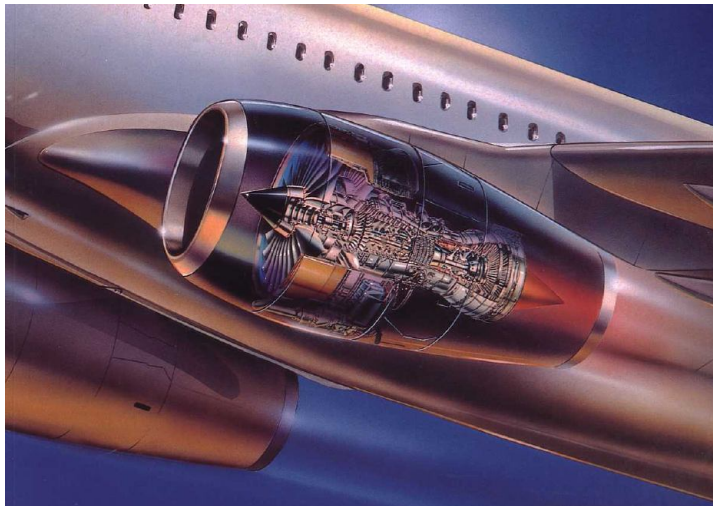


Рис. 26Д. Розташування ТРДД "Trent" компанії "Rolls-Royce plc" на крилі пасажирського літака



Рис. 27Д. Двоконтурний турбореактивний двигун GE90-115В компанії "General Electric Co." з мірою двоконтурності 10 і максимальною тягою 568 кН



Рис. 28Д. Пасажирський літак "Boeing 777-312ER" з двома двигунами GE90

Одним з найважливіших параметрів, які характеризують ТРДД, є **міра двоконтурності**, тобто відношення масової витрати повітря через зовнішній контур до витрати повітря через внутрішній контур.

Робочі процеси у внутрішньому контурі ТРДД аналогічні процесам турбореактивного двигуна. У зовнішньому ж контурі стиснене у вентиляторі повітря розширюється у вихідному соплі і розвиває тягу. Таким чином, тяга ТРДД утворюється і у внутрішньому, і у зовнішньому контурах.

У ТРДД середня швидкість витікання газів з реактивного сопла внутрішнього контуру за інших рівних умов приблизно в 1,5 разу менша, ніж у ТРД. Зменшення тяги, яке внаслідок цього має відбутися, компенсується за рахунок збільшення витрати повітря через двигун (приєднана маса повітря зовнішнього контуру). У результаті при одній і тій же абсолютній тязі в ТРДД збільшується питома тяга, віднесена до витрати палива, і його ККД. Економічність ТРДД при випробуваннях на землі на 40...50 % вища, ніж у ТРД, а рівень шуму значно менший.

Чим більша міра двоконтурності двигуна, тим при однаковій тязі більша витрата повітря через нього, вищий його ККД і менша шумність.

При збільшенні витрати повітря збільшується площа фронтального перерізу вхідного пристрою двигуна, наслідком чого є збільшення діаметра входу в двигун, що веде до збільшення його лобового опору і маси. Іншими словами, за інших рівних умов, чим вища міра двоконтурності, тим більші будуть розміри, маса і лобовий опір двигуна.

Необхідно відзначити, що в останні десятиліття завдяки своїй більш високій ефективності двоконтурні турбореактивні двигуни практично повністю витіснили з авіації звичайні турбореактивні двигуни.

Згідно з [61, с. 36], ТРДД з великою мірою двоконтурності найкращі для швидкостей польоту від 0,6 до 0,8 М. У діапазоні 0,8...2,2 М оптимальна міра двоконтурності двигуна поступово знижується до менше ніж 1,0. Саме в цьому випадку (при числах Маха $M > 2,0$) звичайні турбореактивні двигуни ще зберігають деяку конкурентоспроможність.

Слід зауважити, що сучасні літаки комерційного та військово-транспортного призначення не експлуатуються на швидкостях, більших ніж 1,0 М, тобто на надзвукових швидкостях польоту. Тому в їх складі використовуються ТРДД високої міри двоконтурності – від 4 до 12.

Усі ТРДД можна розбити на дві групи: без змішання потоків за турбіною (див. рис. 24Д, 25Д та 27Д) і зі змішанням (рис. 29Д і 30Д).

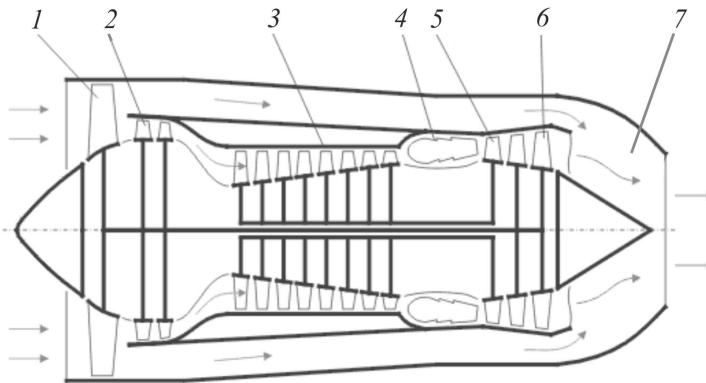


Рис. 29Д. Двоконтурний турбореактивний двигун зі змішанням потоків:

1 – вентильатор; 2 – компресор низького тиску; 3 – компресор високого тиску; 4 – камера згоряння; 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску; 7 – реактивне сопло

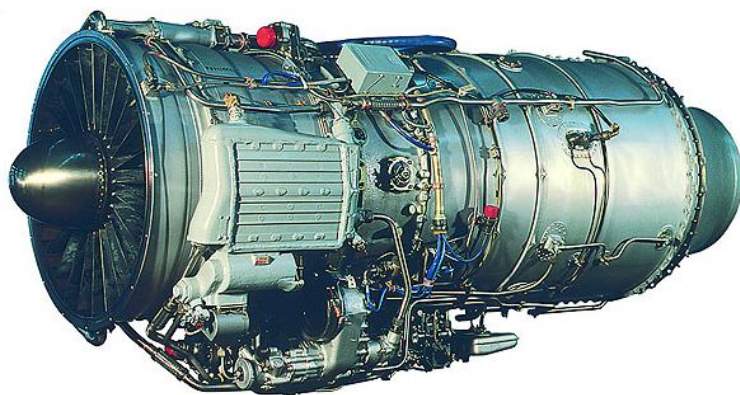


Рис. 30Д. Зовнішній вигляд ТРДД зі змішанням потоків АІ-25 компанії ДП "Івченко-Прогрес" з мірою двоконтурності 2,0 і максимальною тягою 17 кН

У двигунах зі змішанням потоків повітря із зовнішнього і внутрішнього контурів потрапляє в єдину камеру змішування. У цій камері потоки змішуються і залишають двигун через спільне сопло з єдиною температурою. Такі двигуни більш ефективні, однак наявність камери змішування призводить до істотного збільшення їх габаритів і маси.

Різновидом ТРДД є двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ). Він являє собою ТРДД зі змішанням потоків, у якому після камери змішування газовий потік потрапляє у форсажну камеру для додаткового підведення тепла з метою збільшення тяги (рис. 31Д–33Д).

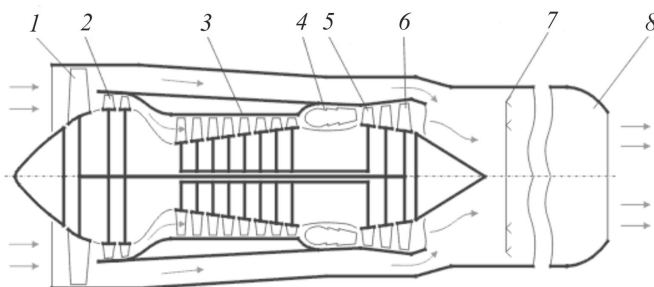


Рис. 31Д. Двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння:

- 1 – вентилятор; 2 – компресор низького тиску; 3 – компресор високого тиску;
4 – камера згоряння; 5 – турбіна високого тиску; 6 – турбіна низького тиску;
7 – форсунки форсажної камери згоряння; 8 – реактивне сопло

Зазначимо, що ТРДДФ застосовується у сучасних військових літаках, які експлуатуються на великих надзвукових швидкостях польоту (наприклад, у винищувачах-перехоплювачах). Він поєднує в собі швидкісні можливості ТРДФ та економічність ТРДД. При цьому ТРДДФ мають більш низьку міру двоконтурності, ніж ТРДД для цивільної авіації.

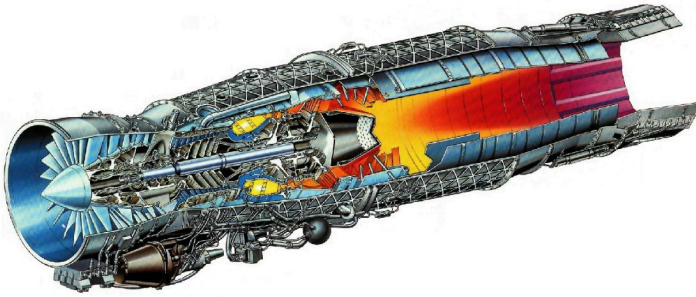


Рис. 32Д. Зовнішній вигляд ТРДДФ EJ200 компанії "Rolls-Royce plc" з тріступінчастим вентилятором, мірою двоконтурності 0,4 і максимальною тягою 89 кН



Рис. 33Д. Зліт винищувача МиГ-31 (два ТРДДФ Д-30Ф6 компанії ОАО "Авиадвигатель") з працюючими форсажними камерами

Чимось середнім між турбогвинтовим двигуном і ТРДД можна вважати **турбогвинтовентиляторний двигун** (рис. 34Д).

Тут замість традиційного повітряного гвинта застосовується дворядний гвинтовентилятор (найчастіше безканальний, рідше – капотований), що являє собою повітряний гвинт змінюваного кроку, діаметр якого приблизно

на 40 % менший, ніж діаметр гвинта турбогвинтового двигуна. Шаблеподібні лопатки кожного ряду гвинтовентилятора обертаються в протилежні сторони. Привід гвинтовентилятора здійснюється від турбіни через редуктор. Міра двоконтурності таких двигунів сягає 50.

Дослідження показують, що при однакових умовах порівняння турбогвинтовентиляторний двигун споживає палива на 20...25 % менше, ніж перспективні моделі ТРДД.

Необхідно відзначити, що на сьогодні відомий лише один серійний двигун даного типу – Д-27 розробки ДП "Івченко-Прогрес" (Україна), який використовується на літаках Ан-70 з крейсерською швидкістю польоту 750 км/год (рис. 35Д і 36Д).

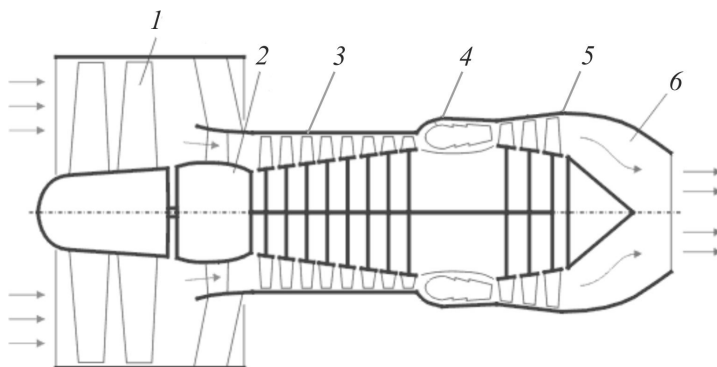


Рис. 34Д. Турбогвинтовентиляторний двигун (схема з капотованим гвинтовентилятором, тобто таким, що розміщений в обтічнику):

1 – гвинтовентилятор; 2 – редуктор; 3 – компресор; 4 – камера згоряння; 5 – турбіна;
6 – реактивне сопло

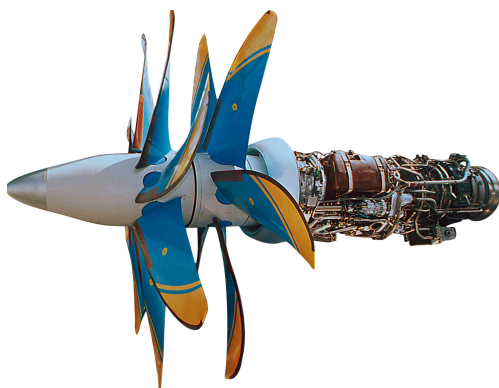


Рис. 35Д. Турбогвинтовентиляторний двигун Д-27 компанії ДП "Івченко-Прогрес" з діаметром гвинтовентилятора (безканального) 4,5 м і максимальною потужністю 10,4 МВт



Рис. 36Д. Транспортний літак Ан-70 з чотирма двигунами Д-27

4. Турбовальний двигун

Турбовальний двигун – це авіаційний газотурбінний двигун, у якому вся потужність турбіни через вихідний вал передається споживачеві – повітряному гвинту (рис. 37Д). Деякі дослідники розглядають його як модифікацію турбогвинтового двигуна. Істотною відмінністю турбовального двигуна є те, що вся його тяга створюється виключно за рахунок роботи повітряного гвинта. Додаткове збільшення тяги за рахунок викиду струменя газу в реактивному соплі відсутнє.

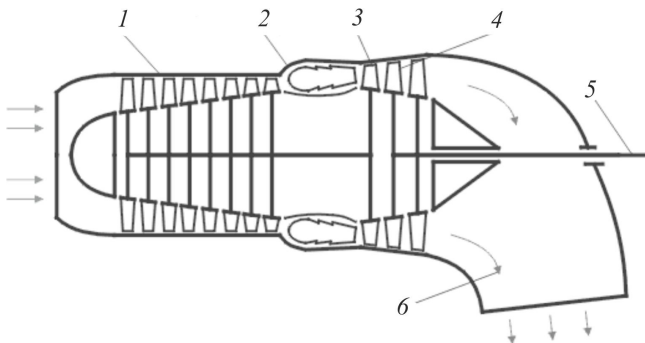
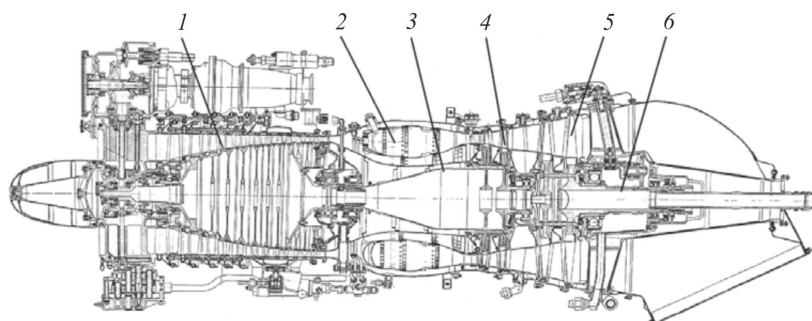


Рис. 37Д. Турбовальний двигун:

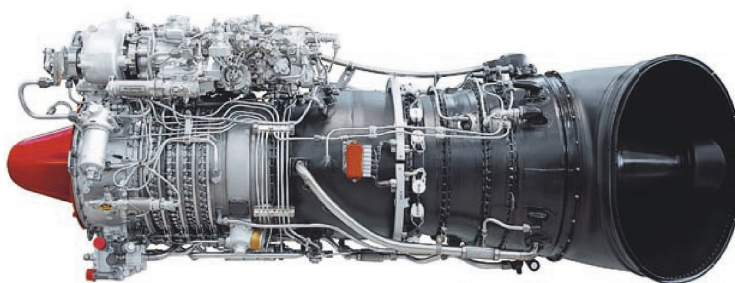
1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна компресора; 4 – вільна силова турбіна;
5 – вал; 6 – вихідний канал

Основною галуззю застосування турбовальних двигунів є силові установки вертольотів (рис. 38Д та 39Д).

Турбовальні двигуни, як правило, мають у своєму складі вільну силову турбіну, яка і передає потужність через трансмісію повітряному гвинту (рис. 40Д).



a



б

Рис. 38Д. Поздовжній переріз (*a*) та зовнішній вигляд (*б*) турбовального двигуна ТВ3-117 компанії ОАО "Климов" максимальною потужністю 1640 кВт [16, с. 139]:

1 – 12-ступінчастий осьовий компресор; 2 – кільцева камера згоряння; 3 – двоступінчаста турбіна компресора; 4 – двоступінчаста вільна силова турбіна; 5 – вал газогенератора; 6 – вал силовій турбіни



Рис. 39Д. Бойовий вертоліт Ка-50 "Черная акула" з двома двигунами ТВ3-117ВМА

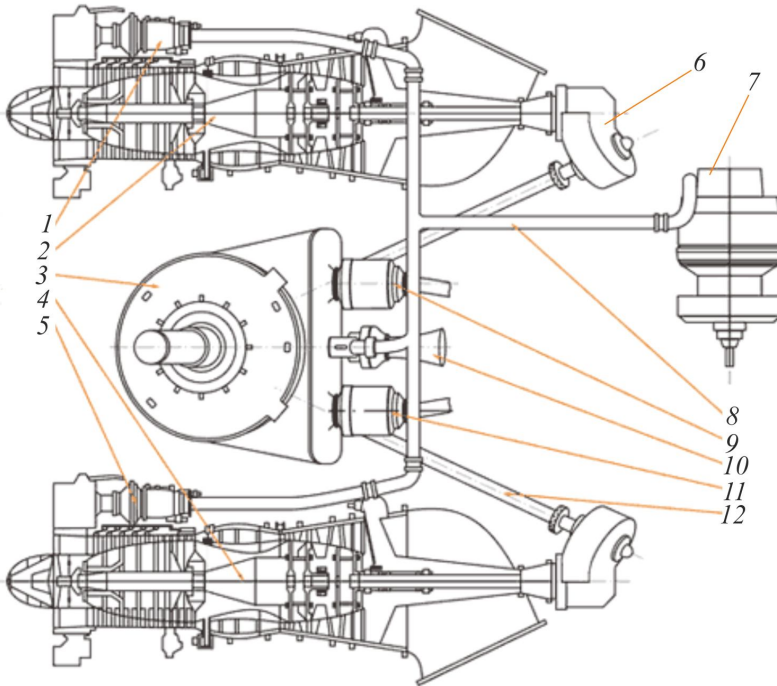


Рис. 40Д. Схема силової установки вертольота Ка-50:

1 – турбостартер правого двигуна; 2 – правий двигун; 3 – головний редуктор ВР-80;
4 – лівий двигун; 5 – турбостартер лівого двигуна; 6 – проміжний редуктор ПВР-800;
7 – двигун допоміжної силової установки АИ-9В; 8 – трубопроводи системи відбору
повітря від допоміжної силової установки; 9 – правий генератор; 10 – турбопривід ТП-35;
11 – лівий генератор; 12 – вхідний вал

Контрольні питання і завдання

1. Які основні типи авіаційних газотурбінних двигунів?
2. Поясніть будову та принцип дії турбореактивного двигуна.
3. Охарактеризуйте вплив форсажної камери згоряння на параметри турбореактивного двигуна.
4. Поясніть будову та принцип дії турбогвинтового двигуна.
5. Охарактеризуйте будову та принцип дії двоконтурного турбореактивного двигуна.
6. Проаналізуйте використання двоконтурних турбореактивних двигунів на повітряному транспорті.
7. Дайте характеристики турбовальному двигуну.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. **Абианц, В. Х.** Теория авиационных газовых турбин [Текст] / В. Х. Абианц. – М. : Оборонгиз, 1953. – 216 с.
2. **Артемов, Г. А.** Совершенствование судовых газотурбинных установок [Текст] / Г. А. Артемов. – Л. : Судостроение, 1984. – 240 с.
3. **Артемов, Г. А.** Суднові енергетичні установки [Текст] : навч. посіб. / Г. А. Артемов, В. М. Горбов. – Миколаїв : УДМТУ, 2002. – 356 с.
4. **Гаврилюк, И. И.** Системы воздухообеспечения корабельных двигателей внутреннего сгорания [Текст] / И. И. Гаврилюк. – Л. : ВМЛУА, 1973. – 423 с.
5. Газотурбинные установки [Текст] : атлас конструкций и схем / под ред. Л. А. Шубенко-Шубина. – М. : Машиностроение, 1976. – 164 с.
6. **Горбов, В. М.** Головні двигуни сучасних транспортних суден [Текст] : навч. посіб. / В. М. Горбов, Ю. О. Шаповалов, І. О. Ратушняк. – Миколаїв : УДМТУ, 1998. – 72 с.
7. **Горбов, В. М.** Энциклопедия судовой энергетики [Текст] / В. М. Горбов, В. П. Кот. – Николаев : НУК, 2013. – 607 с.
8. **ГОСТ 18322–78.** Система технического обслуживания и ремонта техники. Термины и определения [Текст]. – Утв. и введ. 1980–01–01. – М. : Госкомстандарт, 1980. – 20 с.
9. **ГОСТ 29328–92.** Установки газотурбинные для привода турбогенераторов. Общие технические условия [Текст]. – Утв. и введ. 1992–27–03. – М. : Госкомстандарт, 1992. – 16 с.
10. Двигатель UGT 3000 [Текст] / [б. а.]. – Николаев : ГП НПКГ "Зоря"–"Машпроект", 2003. – 4 с.
11. Двигатель UGT 6000 [Текст] / [б. а.]. – Николаев : ГП НПКГ "Зоря"–"Машпроект", 2003. – 4 с.
12. Двигатель UGT 16000 [Текст] / [б. а.]. – Николаев : ГП НПКГ "Зоря"–"Машпроект", 2003. – 4 с.

13. **Джадж, А.** Газотурбинные двигатели малой мощности [Текст] / А. Джадж. – М. : Изд-во иностр. лит-ры, 1963. – 420 с.
14. **Захаров, Ю. В.** Судовые машины и механизмы [Текст] / Ю. В. Захаров, И. П. Есин. – Л. : Судостроение, 1982. – 456 с.
15. Зубчатые передачи [Текст] / [б. а.]. – Николаев : ГП НПКГ "Зоря" – "Машпроект", 2005. – 20 с.
16. **Иноземцев, А. А.** Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь : Изд-во ОАО "Авиадвигатель", 2006. – 1204 с.
17. **Кей, Э. Л.** История разработки и создания реактивных двигателей и газовых турбин в Германии (1930–1945) [Текст] / Э. Л. Кей. – Рыбинск : НПО "Сатурн", 2006. – 329 с.
18. Корабельные газотурбинные установки [Электронный ресурс] // Сайт Itishistory.ru. – Режим доступа: http://www.itishistory.ru/1k/3_korabli_29.php.
19. **Кузин, В. П.** Ракетные крейсера типа "Атлант": история создания [Текст] / В. П. Кузин // Тайфун. – 1997. – № 4. – С. 45–50.
20. **Левенберг, В. Д.** Конструктивна будова головних газотурбінних агрегатів [Текст] : навч. посіб. / В. Д. Левенберг, В. М. Патлайчук. – Миколаїв : УДМТУ, 1998. – 59 с.
21. **Левенберг, В. Д.** Судовые газотурбинные агрегаты [Текст] : учеб. пособие (с атласом) / В. Д. Левенберг, В. М. Горбов. – Николаев : НКИ, 1981. – 68 с.
22. Морские газотурбинные двигатели и установки [Текст] / [б. а.]. – Николаев : [б. и.], 2004. – 14 с.
23. **Нечаев, Ю. Н.** Общая характеристика авиационных лопаточных машин [Текст] / Ю. Н. Нечаев // Теория реактивных двигателей / П. К. Казанджан [и др.]. – М. : Воениздат, 1955. – С. 24–35.
24. Николаевские газотурбинные двигатели и установки: история создания [Текст] / под общ. ред. В. И. Романова. – Николаев : Изд-во "Юг-Информ", 2005. – 304 с.
25. **Овсянников, М. К.** Судовые дизельные установки [Текст] : справочник / М. К. Овсянников, В. А. Петухов. – Л. : Судостроение, 1986. – 424 с.
26. Описание конструкции двигателя АИ-25 [Электронный ресурс] // Персональный сайт. – Режим доступа: <http://ai-25.ucoz.ru>.
27. Организация и технология производства в судовом газотурбостроении [Текст] : техн. сб. / под общ. ред. В. В. Сорочана. – Николаев : ПО "Заря", 2000. – 272 с.
28. Основы современной энергетики [Текст] : курс лекцій : в 2 ч. Ч. 1. Современная теплоэнергетика / А. Д. Трухний [и др.]. – М. : Изд-во МЭИ, 2002. – 368 с.
29. **Перель, Л. Я.** Подшипники качения [Текст] : справочник / Л. Я. Перель. – М. : Машиностроение, 1983. – 543 с.

30. **Пчелкин, Ю. М.** Камеры сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. М. Пчелкин. – М. : Машиностроение, 1984. – 280 с.
31. **Розенберг, Г. Ш.** Центростремительные турбины судовых установок [Текст] / Г. Ш. Розенберг, Н. М. Ткачев, В. Ф. Кострыкин. – Л. : Судостроение, 1973. – 215 с.
32. **Романовский, Г. Ф.** Устройство газотурбинного двигателя Д050 агрегата М10 [Текст] : учеб. пособие : в 3 ч. Ч. 1. Конструкция газотурбинного двигателя / Г. Ф. Романовский, Ю. О. Султанский, В. И. Харченко. – Николаев : НУК, 2009. – 92 с.
33. **Романовський, Г. Ф.** Екологічно чисті камери згоряння ГТУ [Текст] : навч. посіб. / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін. – Миколаїв : УДМТУ, 2002. – 83 с.
34. **Романовський, Г. Ф.** Камери згоряння судових газотурбінних агрегатів [Текст] : навч. посіб. / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін. – Миколаїв : УДМТУ, 2000. – 259 с.
35. **Романовський, Г. Ф.** Сучасні газотурбінні агрегати [Текст] : навч. посіб. : у 2 т. Т.1. Агрегати виробництва України та Росії / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін, В. М. Патлайчук. – Миколаїв : НУК, 2005. – 344 с.
36. **Романовський, Г. Ф.** Сучасні газотурбінні агрегати [Текст] : навч. посіб. : у 2 т. Т. 2. Агрегати виробництва країн Західної Європи, Америки та Азії / Г. Ф. Романовський, С. І. Сербін, В. М. Патлайчук. – Миколаїв : НУК, 2008. – 420 с.
37. **Романовський, Г. Ф.** Теорія та розрахунок парових і газових турбін [Текст] : навч. посіб. / Г. Ф. Романовський, О. Я. Іпатенко, В. М. Патлайчук. – Миколаїв : УДМТУ, 2002. – 292 с.
38. **Сербин, С. И.** Модернизация камеры сгорания газотурбинной установки типа "Водолей" с впрыском водяного пара методами математического моделирования [Текст] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7 (64). – С. 95–99.
39. **Спіцин, В. Є.** Будова газотурбінного двигуна типу UGT 25000E [Текст] : навч. посіб. : у 2 ч. Ч. 1. Конструкція газотурбінного двигуна / В. Є. Спіцин, В. І. Харченко. – Миколаїв : НУК, 2007. – 52 с.
40. Справочник корабельного инженера-механика [Текст] / Н. И. Румянцев [и др.]. – М. : Воениздат, 1984. – 559 с.
41. Судовые двигатели внутреннего сгорания [Текст] : учебник / Ю. Я. Фомин [и др.]. – Л. : Судостроение, 1989. – 344 с.
42. Судовые и стационарные газотурбинные установки закрытого цикла [Текст] / С. Н. Гаврилов [и др.]. – Л. : Судостроение, 1971. – 288 с.
43. **Ходус, В. В.** Высокоэффективная стационарная ГТУ полужамкнутого цикла [Текст] / В. В. Ходус // Газотурбинные технологии. – 2010. – № 3. – С. 15–17.
44. **Христич, В. А.** Газотурбинные установки: история и перспективы [Текст] / В. А. Христич, Г. Б. Варламов. – К. : НТУУ "КПИ", 2006. – 234 с.

-
45. **Шварц, В. А.** Конструкции газотурбинных установок [Текст] / В. А. Шварц. – М. : Машиностроение, 1970. – 436 с.
46. **Шелест, П. А.** Комбинированные турбопоршневые двигатели [Текст] / П. А. Шелест. – М. : Машгиз, 1958. – 227 с.
47. Экологически чистая технология "Водолей" [Текст] / [б. а.]. – Николаев : ГП НПКГ "Зоря"–"Машпроект", 2005. – 8 с.
48. **Яблоник, Р. М.** Газотурбинные установки [Текст] / Р. М. Яблоник. – М. : Машгиз, 1959. – 408 с.
49. **Boyce, M.** Gas turbine engineering handbook [Текст] / M. Boyce. – [Б. м.] : Gulf Professional Publishing, 2006. – 936 p.
50. **Cohen, H.** Gas turbine theory [Текст] / H. Cohen, G. Rogers, H. Saravanamutto. – Padstow : T.J. Press, 1996. – 442 p.
51. Combined diesel and gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: <http://en.wikipedia.org/wiki/CODAG>.
52. Combined diesel-electric and gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_diesel-electric_and_gas.
53. Combined diesel or gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_diesel_or_gas.
54. Combined gas and gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_gas_and_gas.
55. Combined gas and steam [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_gas_and_steam.
56. Combined gas or gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_gas_or_gas.
57. Combined steam and gas [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Combined_steam_and_gas.
58. History of Chrysler Corporation gas turbines vehicles [Текст] / [б. а.]. – [Б. м.] : [б. в.], 1979. – 42 p.
59. Integrated electric propulsion [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia. – Режим доступу: http://en.wikipedia.org/wiki/Integrated_electric_propulsion.
60. The jet engine [Текст] / [б. а.]. – [Б. м.] : Renault Printing Co., 1996. – 278 p.
61. **Walsh, P.** Gas turbine performance [Текст] / P. Walsh, P. Fletcher. – [Б. м.] : Blackwell Publishing, 2004. – 646 p.
-

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень	3
1. Будова та принцип дії газотурбінного агрегату простого термодинамічного циклу	5
2. Переваги і недоліки енергетичних установок з газотурбінними агрегатами	13
3. Галузі застосування газотурбінних агрегатів	28
4. Компресорна частина газотурбінного агрегату	63
5. Камери згоряння газотурбінних агрегатів	77
6. Турбінна частина газотурбінного агрегату	94
7. Класифікація газотурбінних агрегатів	103
<i>Додаток А. Типи комбінованих суднових енергетичних установок з газотурбінними агрегатами</i>	<i>181</i>
<i>Додаток Б. Типи авіаційних газотурбінних двигунів</i>	<i>192</i>
Список літератури	210



Романовский Г. Ф.

- Р 69 Газотурбинные агрегаты : учебное пособие : в 2 ч. Ч. 1. Общее устройство и классификация / Г. Ф. Романовский, С. И. Сербин, В. Н. Патлайчук. – Николаев : НУК, 2016. – 216 с.

Рассмотрены устройство и принцип действия газотурбинного агрегата простого термодинамического цикла, преимущества и недостатки энергетических установок с газотурбинными агрегатами, области применения газотурбинных агрегатов. Приведен анализ конструкции трех главных частей ГТА – компрессорной части, камеры сгорания, турбинной части; дана развернутая классификация газотурбинных агрегатов.

Предназначено для студентов технических вузов, обучающихся по специальностям 142 "Энергетическое машиностроение", 144 "Теплоэнергетика" и 271 "Речной и морской транспорт". Учебное пособие может быть полезным для инженерно-технических работников, которые занимаются проектированием и созданием газотурбинных агрегатов.

Romanovsky G.

Gas-turbine plants : textbook : in 2 parts. Part 1. General structure and classification / G. Romanovsky, S. Serbin, V. Patlaichuk. – Mykolayiv : NUS, 2016. – 216 p.

The structure and the principle of operation of the simple thermodynamic cycle gas turbine plant were analyzed; the advantages and disadvantages of energy units with gas-turbine plants were reviewed; the application of gas turbine plants was demonstrated. Analysis of three main parts gas turbine engine – compressor, combustor, turbine – are given. A detailed classification of gas turbine plants was presented.

The textbook is intended for the students of technical high schools training on specialties "Power engineering", "Thermal Energy" and "River and sea transport". The book can be useful to the technical staff that is engaged in designing, manufacture and operation of gas turbine units.

Навчальне видання

РОМАНОВСЬКИЙ Георгій Федорович
СЕРБІН Сергій Іванович
ПАТЛАЙЧУК Володимир Миколайович

ГАЗОТУРБІННІ АГРЕГАТИ

Навчальний посібник

У двох частинах

Частина 1

Загальна будова та класифікація

Редактор *М. Д. Бєлікчі*
Комп'ютерне складання та верстання *А. Й. Лихіна*
Коректор *М. О. Паненко*

Формат 70×100/16. Ум. друк. арк. 17,6. Тираж 100 прим. Вид. № 16. Зам. № 112.

Видавець і виготівник Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова,
просп. Героїв України, 9, м. Миколаїв, 54025, e-mail : publishing@nuos.edu.ua

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи ДК № 2506 від 25.05.2006 р.