

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ**

КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія експлуатації та ремонту авіаційного транспорту

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Теорія теплових двигунів»

обов'язкових компонент

освітньої програми першого (бакалавр) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Експлуатація та ремонт авіаційного транспорту)

за розділом №2 – «Основи теорії ППРД, РРД і РДТП»

за темою №5 – «Рідинні ракетні двигуни»

Лекція 20. «Рідинні ракетні двигуни»

СХВАЛЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 23.09.2021 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 22.09.2021 № 2

СХВАЛЕНО

Секцією Науково-методичної
ради ХНУВС зі спеціальних
дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 30.08.2021 № 1

.

Розробник: викладач циклової комісії аеронавігації Ємець В.В.

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.

2. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.

Розділ 2 Основи теорії ППРД, РРД і РДТП

Тема 5. Рідинні ракетні двигуни

Лекція 20. Рідинні ракетні двигуни

- 1. Схема пристрою РРД з витіснювальний подачею палива*
- 2. Схема пристрою РРД з насосною подачею палива*
- 3. Палива, що застосовуються в РРД*
- 4. Охолодження РРД*

Рекомендована література

Основна

1. Терещенко Ю.М., Бойко Л.Г. Мамлюк О.В. Газотурбінні двигуни літальних апаратів. – Київ, «Вища школа», 2000

Допоміжна

2. Теорія теплових двигунів. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. за ред. проф.Ю.М. Терещенка. – Київ, Видавництво Національного авіаційного університету «НАУ-друк», 2009
3. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М. Машиностроение, 1969
4. Клячкин А.Л. Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей. – М., Транспорт, 1967
5. Вагин А.Н., Неспела А.Н., Семенюта В.А., Цыбалов И.Г. Теория авиационных двигателей. Ч.2. Основы теории реактивных двигателей. – М., Воениздат МО СССР, 1968

Інформаційні ресурси в Інтернеті

Рідинним ракетним двигуном називається такий реактивний двигун, який створює силу тяги в результаті витікання з сопла продуктів згорання рідкого палива, що включає пальне і окисник.

Рідинні ракетні двигуни класифікуються по призначенню, типу палива, що використовується і за способом подання компонентів палива.

В залежності від призначення РРД діляться на двигуни для космічних апаратів (тягові і маневрові), двигуни для ракет різного призначення, прискорювачі і літакові двигуни (допоміжні).

За способом подання компонентів палива в камеру згорання РРД діляться на РРД з витіснювальним поданням палива і РРД з насосним поданням палива.

1. Схема пристрою РРД з витіснювальним поданням палива

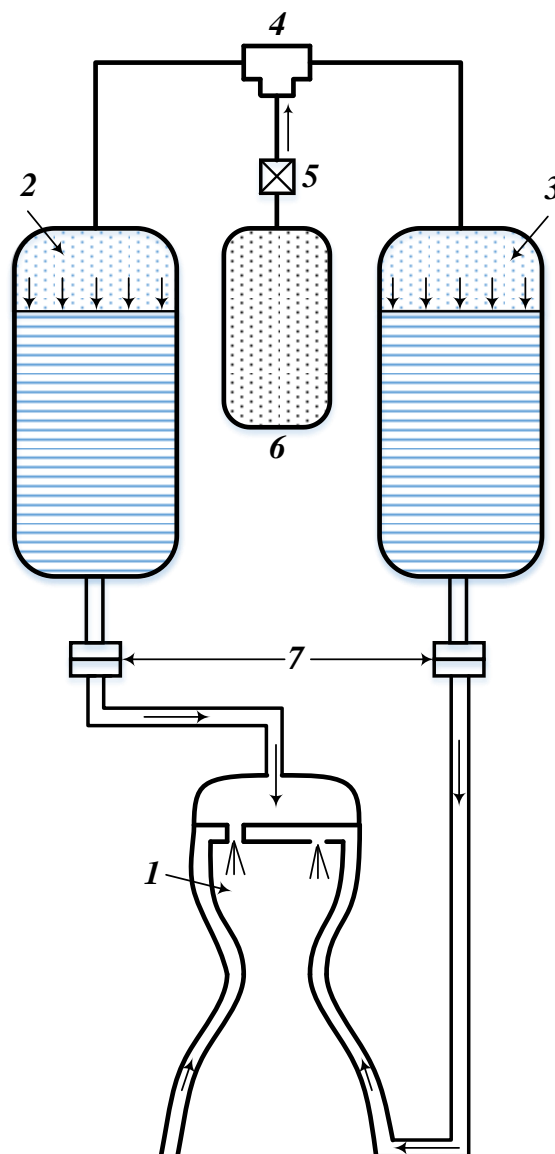


Рисунок 1. Схема РРД з витіснювальним поданням палива: 1 – камера згорання; 2,3 – паливні баки; 4 – редуктор; 5 – пусковий кран; 6 – акумулятор тиску; 7 – пускові мембрани

Схему РРД з витіснювальним поданням палива показано на рис.1.

Газ високого тиску (250-300 атм) з акумулятора тиску (6) через пусковий кран (7) поступає до редуктора, де тиск знижується до необхідного значення. Далі газ поступає у баки, витісняючи паливо і окисник в трубопроводи і, розриваючи мембрани, подається в камеру згорання.

Камера згорання для охолодження має подвійну стінку, в яку подається один з компонентів (звичайно, окисник). У передній частині камери згорання знаходяться форсунки, через які окисник і паливо подаються в камеру згорання, де змішуються і згорають, утворюючи реактивну тягу.

Температура в камері згорання – 2500 – 3000° К, тиск 20 – 30 атм. Швидкість витікання газу з сопла досягає 2500 – 3000 м/с. Ці параметри залежать від компонентів палива, що використовується.

Перевагою РРД з витіснювальним поданням палива є простота конструкції. Недоліком РРД є велика вага паливних баків із-за великого тиску газу і складність забезпечення рівномірності подання компонентів. Тому витіснювальне подання використовуються в РРД з невеликою тягою і малою тривалістю роботи використовуються у ракетах невеликої дальності.

2. Схема пристрою РРД з насосною подачею палива

РРД з насосним поданням компонентів (рис.2) складається з камери згорання (1), турбонасосного агрегату – ТНА (2), баків для паливних компонентів (3,6), газогенератора (4), твердопаливного пристрою для запуску (5), і системи наддування баків, яка включає акумулятор тиску (7), пускового крану (8) і редуктора (9).

Насоси ТНА наводяться в дію турбіною, яка обертається з допомогою газу, який утворюється в газогенераторі при згоранні компонентів палива, які подаються через відсічні клапани з допомогою ТНА. Запуск ТНА апуск ТНА робиться за допомогою порохових газів, що утворюються при згоранні порохового заряду.

Для приводу ТНА можуть використовуватися такі типи газогенераторів: порохові, однокомпонентні, в яких газ створюється при розкладанні однокомпонентного палива, наприклад, перекисі водню.

Перевагами РРД з насосним поданням є менший, в зрівнянні з РРД з витіснювальним поданням при однаковій тязі, можливість регулювання тязі з допомогою регулювання оборотів ТНА.

Недоліком РРД з насосним поданням є конструктивна складність.

РРД з насосним поданням використовується для отримання великих тяг у плинні тривалого часу. Вони використовуються у якості основних двигунів на ракетах-носіях, балістичних і зенітних ракетах, а також у космічних апаратах.

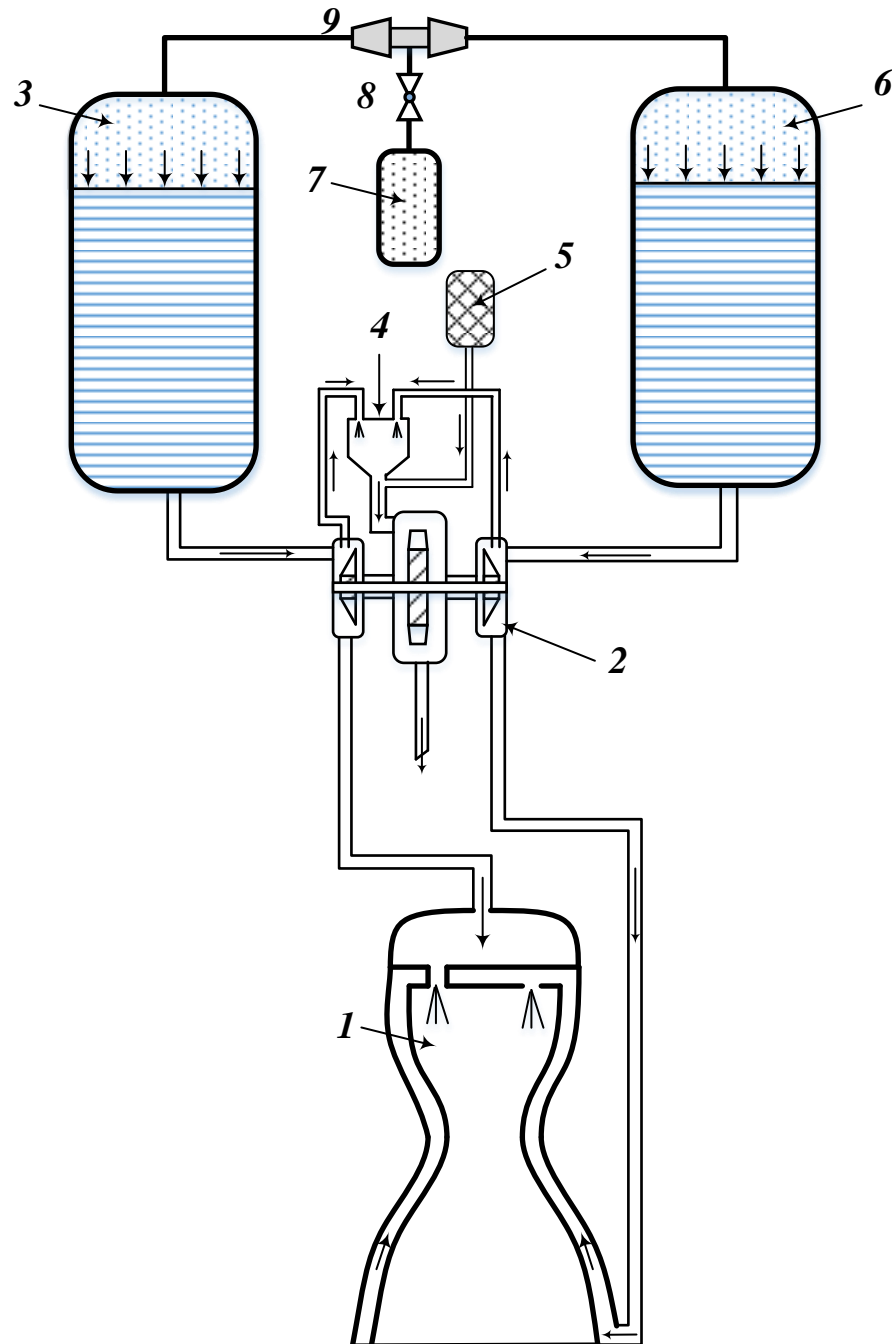


Рисунок 2. Схема РРД з насосною подачею палива: 1 – камера згорання; 2 – ТНА; 3 – бак пального; 4 – газогенератор; 5 – пусковий заряд; 6 – бак окисника; 7 – акумулятор тиску; 8 – пусковий кран; 9 - редуктор

3. Палива, що застосовуються в РРД

Палива, що використовуються в РРД, в залежності від конструктивних особливостей двигунів, процесів, які течуть в камері згорання, умов експлуатації, палива повинні мати такі властивості:

- високими теплофізичними властивостями, що забезпечують отримання великих питомих тяг;

- можливо меншим ($< 0,08$ с) періодом затримання займання;
- низкою температурою замерзання і високої температурою кипіння;
- високою теплоємністю і теплопровідністю;
- малою в'язкістю;
- високою щільністю;
- високою стабільністю – тобто здатність палива зберігати фізико-хімічні властивості у плинні тривалого часу;
- високою вибухобезпечністю, антитоксичністю і малою агресивністю відносно металів.

Палива РРД діляться на дві групи: однокомпонентні і двокомпонентні. Компоненти палива можуть бути криогенні і високо киплячі.

Однокомпонентні палива складається з обох компонентів: пального і окисника. Звичайно, в якості такого палива використовують перекис водню (80-90%), діметилгідрозин, ізопропілнітрат. Використання однокомпонентних палив дає спрощення паливної системи і регулювання двигуна. Недоліком є низьке теплотворення і схильність до вибуху.

Більш широке використання отримали двокомпонентні палива, що складаються з окисника і пального.

Двокомпонентні палива можуть бути самозаймисте і несамозаймисте.

В якості пального використовують:

- продукти переробки нафти (гас, бензин та інші);
- спирти (метиловий, етиловий, ізопропиловий та інші);
- аміни (триетиламін, ксилідин, анілін, НДМГ та інші);
- суміші амінів (триетиламін+ксилідин - «тонка»);
- скраплені гази (водень, метан, пропан).

В якості окисника використовуються:

- азотна кислота;
- чотириокис азоту (амил);
- рідкий кисень;
- перекис водню.

4. Охолодження РРД

Процеси згорання в РРД протікають при високих тисках і температурах, в той час, як конструктивні матеріали плавляться при більш низьких температурах. Отже, стінки камери згорання необхідно захищати від нагріву термостійкими матеріалами або охолоджувати.

Передавання тепла від продуктів згорання до стінок камери здійснюється шляхом конвекційного і променистого теплообміну. Конвекційний теплообмін залежить від різниці температур газу і стінки. Величина теплового потоку змінюється по довжині двигуна: зростає до критичного перерізу, а потім знижується.

Променистий теплообмін остається постійним по довжині камери згорання і знижується по довжині сопла.

Характер розподілення теплового показаний на рис.3.

В РРД отримали три види охолодження: зовнішнє, внутрішнє і ємнісне.

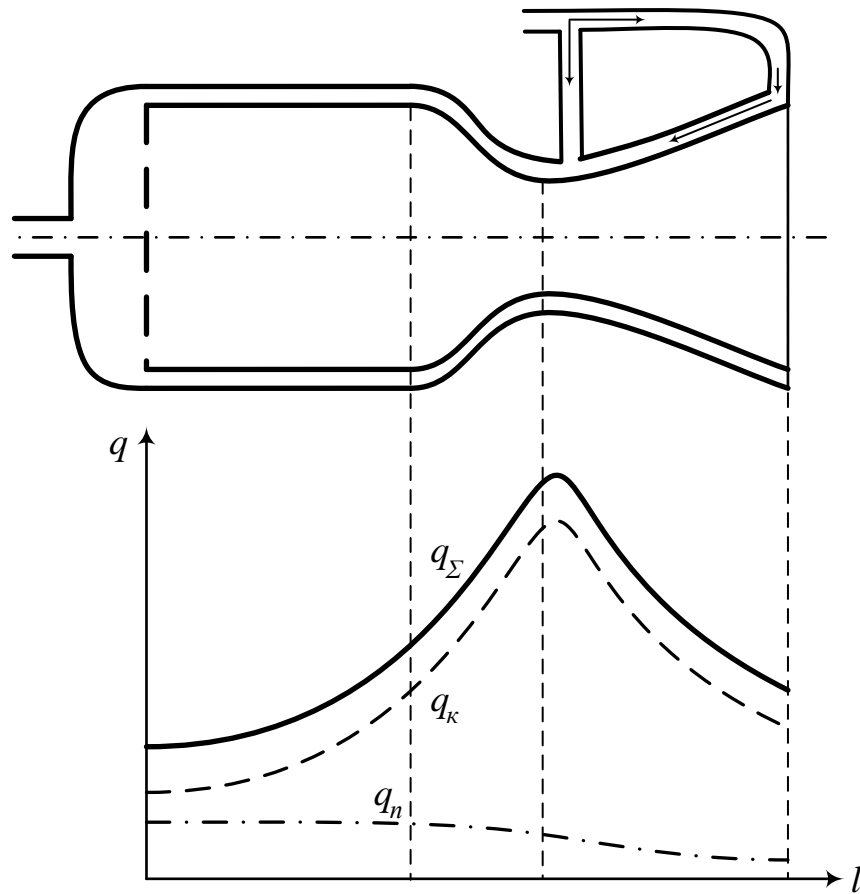


Рисунок 3. Схема зовнішнього охолодження і зміна теплових потоків по довжині двигуна

Зовнішнє охолодження звичайно здійснюється одним з компонентів палива, частіше всього окисником, який тече між подвійними стінками камери згорання, які утворює кільцевий канал. Нагрітий компонент через форсунки поступає в камеру згорання, тобто, відведене тепло повертається в камеру згорання.

Недоліком зовнішнього охолодження є конструктивна складність.

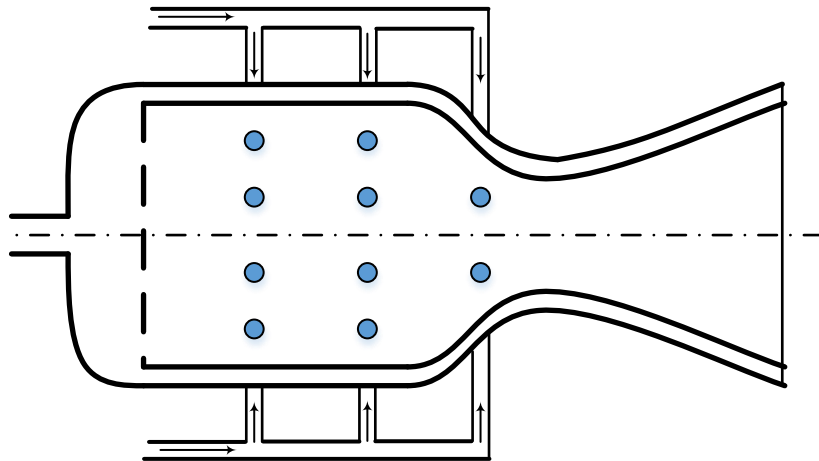


Рисунок 4. Схема внутрішнього охолодження

Внутрішнє охолодження (рис.4) здійснюється за рахунок створення пристінкового шару газу або рідини зниженої температури. На нагрів і випару цього шару витрачається частина тепла, яке йде від газу до стінки.

Для створення пристінкового шару звичайно використовують пальне, яке подається через форсунки, які розповсюджені концентрично по стінкам камери згорання. Під дією газового потоку рідина розтікається по стінкам камери згорання і випаровується, за рахунок чого здійснюється охолодження.

Ємнісне охолодження застосовується в РРД короткочасної дії (10-15 с). Стінки камери згорання виконуються товстими що мають велику теплову місткість. Стінки акумулюють тепло, яке поступає від газового потоку. Для захисту стінки покриваються жароміцними керамічними матеріалами. У області критичного перерізу роблять вставки з кераміки або піролізованного графіту.