

**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 – «Основі теорії ППРД, РРД і РДТП»

за темою №4 – «Прямоточні повітряно-реактивні і твердопаливні двигуни»

Харків 2021

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, РТПД і РРД

Тема 4. Прямоточні повітряно-реактивні і твердопаливні двигуни

Лекція 18. Прямоточні повітряно-реактивні двигуни

1. *Схеми будови та принципи роботи ППРД*
2. *Переваги та недоліки, області застосування ППРД*
3. *Характеристики ППРД*
 - 3.1 *Дросельні характеристики ППРД*
 - 3.2 *Швидкісні характеристики ППРД*
 - 3.3 *Висотні характеристики ППРД*

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

1. *Схеми будови та принципи роботи ППРД*

ППРД відносяться до безкомпресорних повітряно-реактивних двигунів. У

двигунів цього типу стискання повітря здійснюється тільки в результаті використання швидкісного натиску.

ППРД підрозділяються на дозвукові, надзвукові і гіперзвукові. На великих швидкостях польоту параметри ППРД краще, ніж у ТРД.

1.1 Дозвукові ППРД

Дозвукові ППРД складаються з дифузора (вхідного пристрою) (1-2), що розширюється, камери згорання (2-3) і вихідного сопла (3-4), що звужується (рис.1).

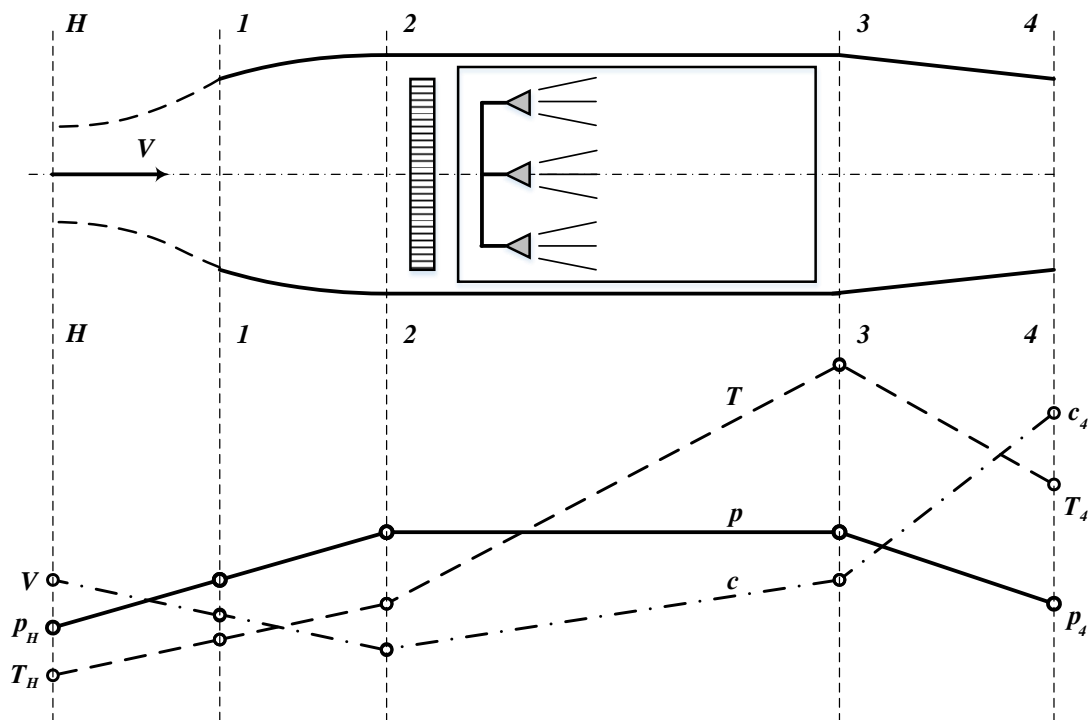


Рисунок 1. Схема дозвукового ППРД

Стискання повітря перед двигуном і в дифузори здійснюється шляхом гальмування зустрічного потоку повітря. При цьому зростають тиск і температура газу. Чим більше швидкість польоту і менше гідравлічні втрати, тим більше степінь зростання тиску повітря, що поступає в камеру згорання.

В камері згорання стиснуте повітря змішується з паливом, що подається під тиском через форсунки. Процес згорання протікає безперервно при незначному падінні тиску за рахунок підводу тепла і гідравлічного опору. Робота розширення йде на збільшення швидкості повітря і подолання гідравлічного опору.

В вихідному соплі здійснюється розширення газу до атмосферного тиску так як наявні перепади тиску при дозвукових швидкостях польоту менше, ніж критичні. Робота розширення йде на збільшення кінетичної енергії, тобто створення тяги.

1.2 Надзвукові і гіперзвукові ППРД

Надзвуковий ППРД складаються з надзвукового дифузора (1-2), камери згорання (2-3) і надзвукового вихідного сопла (3-4) (рис.2).

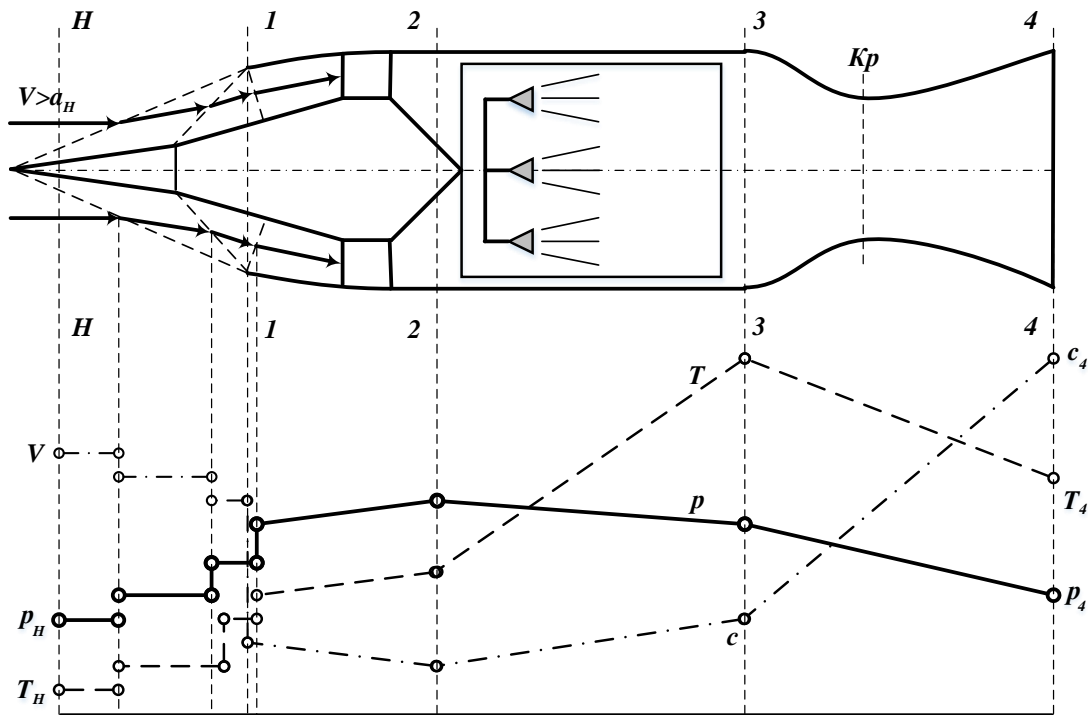


Рисунок 2. Схема надзвукового ППРД

Якщо надзвуковий ППРД використовується у широкому діапазоні швидкостей польоту (багаторежимний ППРД), то він забезпечується регульованими вхідними і вихідними пристроями.

Гіперзвуковим ППРД називають двигун, який розрахований на числа M_0 польоту більше 5 – 6. Для підвищення ефективності і розширення діапазону швидкостей польоту як правило, використовуються спеціальні сорти палива (наприклад, рідкий водень).

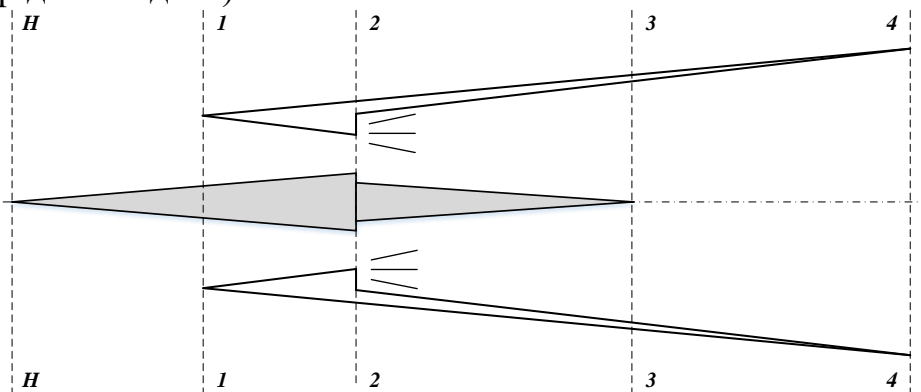


Рисунок 3. Схема надзвукового ППРД

При $M_0 \geq 12$ у гіперзвукових ППРД використовують надзвуковий режим горіння, без попереднього гальмування потоку. Використання такого режиму дає

можливість знизити температуру і тиск газу в камері згорання, уникнути дисоціації продуктів горіння і розширення, забезпечити рівновагу процесу горіння.

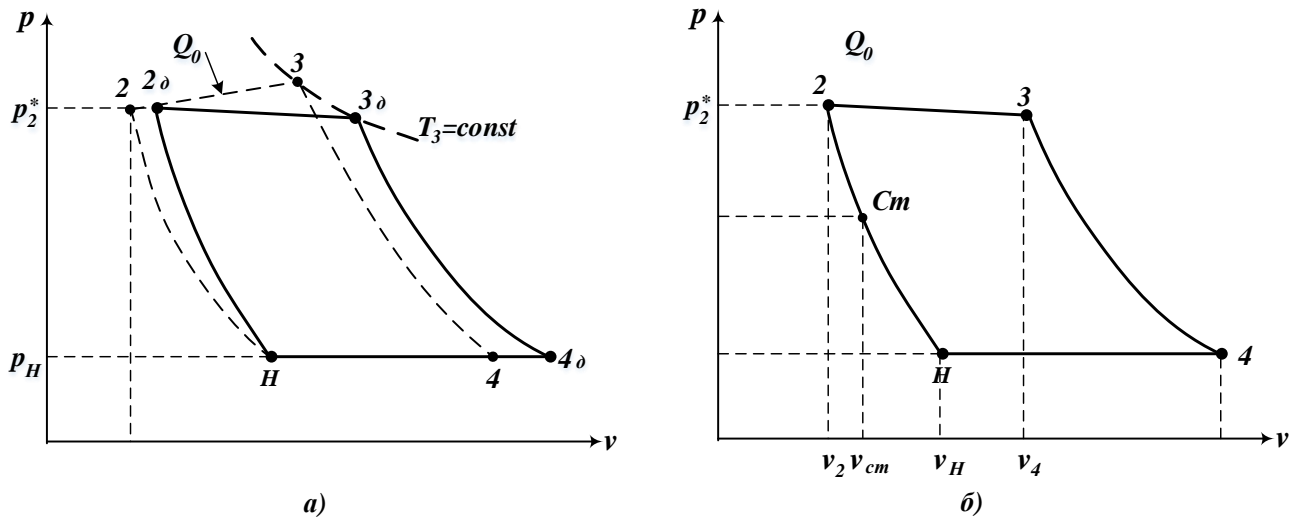


Рисунок 4. Зображення робочого процесу дозвукового (а) ППРД і надзвукового (б) ППРД з одним прямим стрибком ущільнення

На рис. 4а зображені ідеальний (H-2-3-4-H) і дійсний (H-2 δ -3 δ -4 δ -H) робочі процеси дозвукового ППРД:

- H-2 – адіабата гальмування; H-2 δ – політропа стискання повітря;
- 2-3 – ізобара з підведенням тепла; - 2 δ -3 δ – політропа підведення тепла;
- 3-4 – адіабата розширення; 3 δ -4 δ – політропа розширення;
- 4(4 δ)-H – ізобара з відведенням тепла.

На рис. 4б зображено дійсний цикл ППРД з одним стрибком ущільнення:

- H-Sc – процес стискання в стрибку ущільнення;
- Sc-2 – політропа стискання в політропі;
- 2-3 – політропа з підведенням тепла в КЗ;
- 3-4 – політропа розширення в вихідному соплі;
- 4-H – ізобара з відведенням тепла в атмосферу.

Падіння тиску в камері згорання здійснюється завдяки гідравлічних втрат і прискорення газу.

Основні параметри ППРД ($P, P_{y0}, C_e, \eta_{BH}, \eta_P, \eta_{II}$) визначаються за теми же формулами, що і для ТРД.

2. Переваги та недоліки, області застосування ППРД

Переваги:

- простота конструкції;
- мала питома вага;
- висока живучість;
- здібність розвивати великі тяги на великих швидкостях польоту;
- краще, ніж ТРД характеристики на великих числах M_H ($>3,5$) польоту.

Недоліки:

- не можливість працювати і створювати тягу на місці;
- мала тягу і низка економічність на дозвукових швидкостях польоту;
- необхідність застосування інших типів двигунів для зльоту і розгону ЛА.

Області застосування:

- ЛА разового застосування на швидкостях $M_H = 0,8 \div 2,5$;
- ЛА з високими надзвуковими і гіперзвуковими швидкостями польоту.

3. Характеристики ППРД

Характеристиками ППРД називаються залежності тяги і питомої витрати палива від режиму роботи двигуна. Режим роботи визначаються умовами польоту і програмою регулювання.

Розглянемо характеристики надзвукового ППРД з надзвуковим дифузorzом і зі надкритичним перепадом тиску у вихідному соплі.

3.1 Дросельні характеристики ППРД

Дросельними характеристиками ППРД називаються залежності тяги і питомої витрати палива від степені підігріву (від подання палива) при постійних значеннях швидкості, висоти польоту і завданою програмою регулювання.

В геометрично нерегульованім двигуні збільшення подання палива веде до підвищення температури газу перед соплом T_3^* . При цьому, якщо система стрибків на вході в дифузorz залишається незмінною, що означає що тиск в камері згорання зростає. Тоді замикаючий стрибок в дифузorzі буде переміщатиметься до горла.

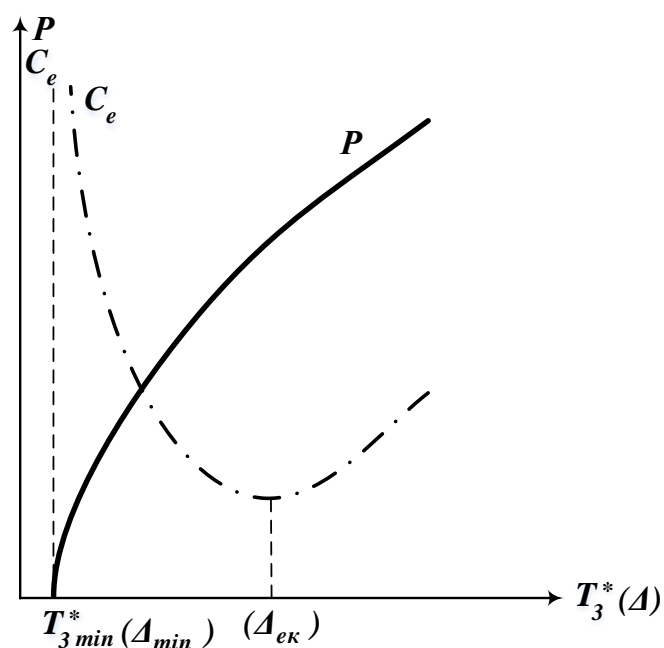


Рисунок 5. Дросельні характеристики ППРД

Величині $\pi_{ск}$ і $\sigma_{ск}$ зростають, отже, зростають питома тяга і тяга. При деякому значенні T_3^* замикаючий стрибок у дифузорі входить до горла і відбувається руйнування системи косих стрибків. Подальше збільшення T_3^* веде до виникнення помпажу.

Питома витрата палива зменшується до значення $\Delta_{ек}$, потім зростає. Зменшення питомої витрати палива пов'язано з зростанням повного к.к.д. (η_{II}) в зв'язку з ростом внутрішнього к.к.д. при зростанні $\sigma_{вх}$ і $\pi_{ск}$. Зростання C_e пов'язано з інтенсивним зменшенням тягового і повного к.к.д. двигуна.

Для відвертання помпажу необхідно забезпечити незмінність положення замикаючого стрибка ущільнення. Для цього необхідно, щоб відносна швидкість $\lambda_2 = \frac{c_2}{a_{кр}} = \text{const}$. Для забезпечення такої програми регулювання необхідно збільшувати площу критичного перерізу сопла.

3.2 Швидкісні характеристики ППРД

Швидкісні характеристики ППРД називаються залежності тяги в питомій витраті палива від швидкості польоту (числа M_H) при заданій програмі регулювання і постійної швидкості польоту.

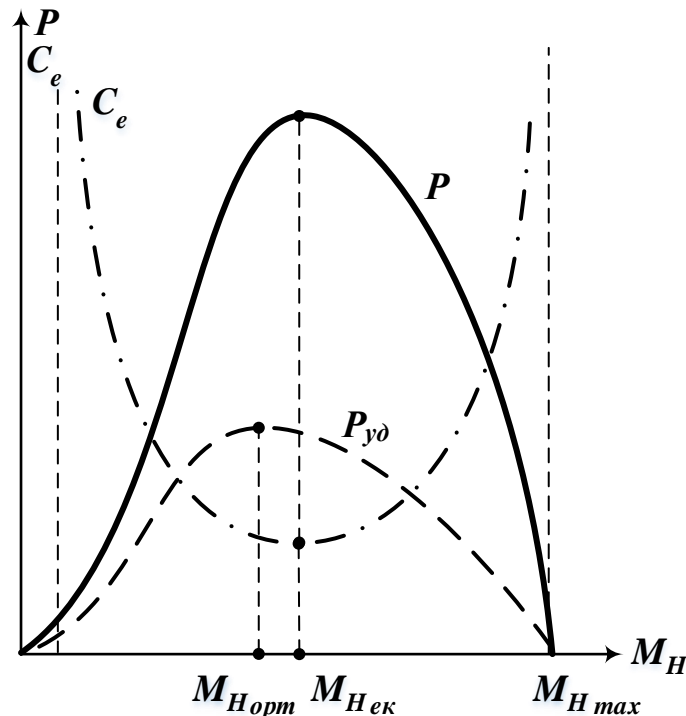


Рисунок 6. Швидкісні характеристики ППРД

Найкращі швидкісні характеристики отримують при повній геометрії двигуна, коли система стрибків в дифузорі на усіх швидкостях розрахункова, витрата

повітря – максимальна, $\lambda_2 = \text{const}$; $\sigma_{ex} = \sigma_{ex \max}$; $T_3^* = \text{const}$ і розширення в соплі – повне. Таким чином, для кожної швидкості шляхом регулювання створюється двигун з розрахункової геометрією.

Повне регулювання двигуна практично неможливо, тому використовуються часткові програми регулювання:

1. $T_3^* = \text{const}$; $\lambda_2 = \text{const}$
2. $\alpha = \text{const}$; $\lambda_2 = \text{const}$

Зі збільшенням швидкості витрата повітря і степінь підвищення тиску зростає. Питома тяга до деякого значення $M_{H \text{ onm}}$ зростає, а потім падає до нуля.

При збільшенні M_H зростає степінь підвищення тиску і степінь перетворення тепла в роботу, тобто зростає внутрішній к.к.д. На ділянці $0 \leq M_H \leq M_{H \text{ onm}}$ зростання внутрішнього к.к.д. інтенсивний, тому швидкість c_4 зростає швидше, ніж швидкість польоту. При $M_H > M_{H \text{ onm}}$ степінь підвищення тиску досягає великих значень і робить незначний вплив на величину внутрішнього к.к.д. Швидкість c_4 зростає повільніше, ніж швидкість польоту і P_{y0} зніжується.

В зв'язку з цим тяга ППРД зростає до $M_H = M_{H \text{ ек}}$ а потім падає. Питома тяга, навпаки, спочатку падає, а потім зростає.

Характеристики двигуна з частковим регулюванням гірше, ніж характеристики двигуна з повним регулюванням, а швидкісні характеристики двигунів з нерегульованою геометрією гірше, ніж у двигуна з частковим регулюванням.

3.3 Висотні характеристики ППРД

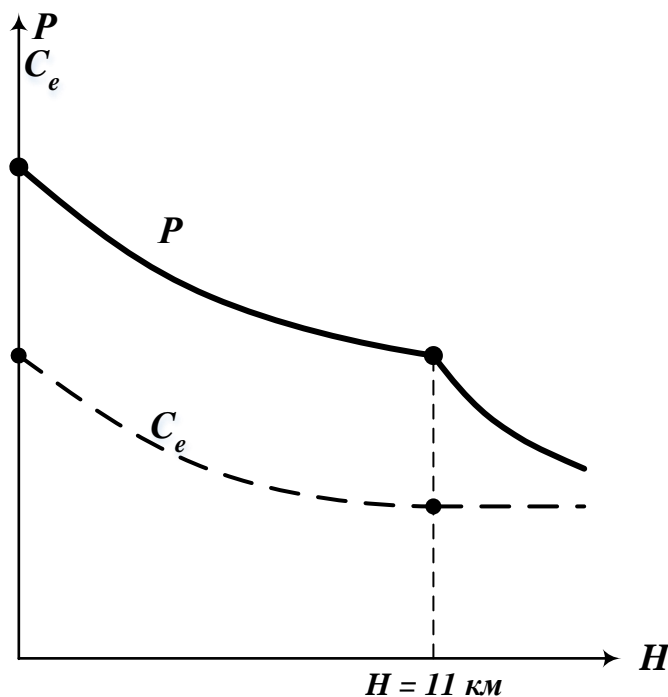


Рисунок 7. Висотні характеристики ППРД

Висотними характеристиками ППРД називаються залежності тяги і питомої витрати палива від висоти польоту при постійній швидкості польоту і заданої програмі регулювання.

Розглянемо висотні характеристики двигуна з нерегульованою геометрією при програмі регулювання $T_3^* = \text{const}$.

Тяга дорівнює добутку секундної витрати повітря на питому тягу. Секундна витрата повітря з підйомом на висоту зменшується із-за зменшення щільності повітря. Питома тяга до висоти 11 км збільшується із-за росту степені тиску і збільшення підігріву повітря в камері згорання, а після 11 км стає постійною, так як ці параметри залишаються постійними.

Тяга ППРД з підйомом до 11 км зменшується повільніше, ніж на висоті вище 11 км. Питома витрата палива до висоти 11 км зменшується, а на висоті більше 11 км залишається остійними.