

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

КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія експлуатації та ремонту повітряних суден та авіадвигунів

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Теорія теплових двигунів»
обов'язкових компонент
освітньої програми першого (бакалавр) рівня вищої освіти
272 Авіаційний транспорт (Експлуатація та ремонт повітряних суден)

за розділом №1 – «Теорія газотурбінних двигунів»

за темою №1 – «Робочі процеси, діючі в основних вузлах ГТД»

Лекція 1 – «Реактивні двигуни: класифікація, вимоги, параметри»

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 1. Теорія газотурбінних двигунів

Тема 1. Робочі процеси, діючі в основних вузлах ГТД

Лекція 1. Реактивні двигуни: класифікація, вимоги, параметри

Питання:

1. Класифікація реактивних двигунів: будова і принцип дії

2. Галузь використання ПРД

3. Вимоги до авіаційних двигунів

4. Основні питомі параметри ПРД

5. Теорема тяги ПРД

Рекомендована література

Основна

Допоміжна

1. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. – М. Машиностроение, 1969

2. 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.Класифікація реактивних двигунів: будова і принцип дії

Реактивний двигун - це тепловий двигун, в якому енергія палива перетворюється в кінетичну енергію газового струменя, а сила реакції, що виникає при цьому, використовується як рушійна сила - сила тяги.

Класифікація реактивних двигунів, приведена на рис.1, пов'язана з родом вживаного палива і принципом його використання.

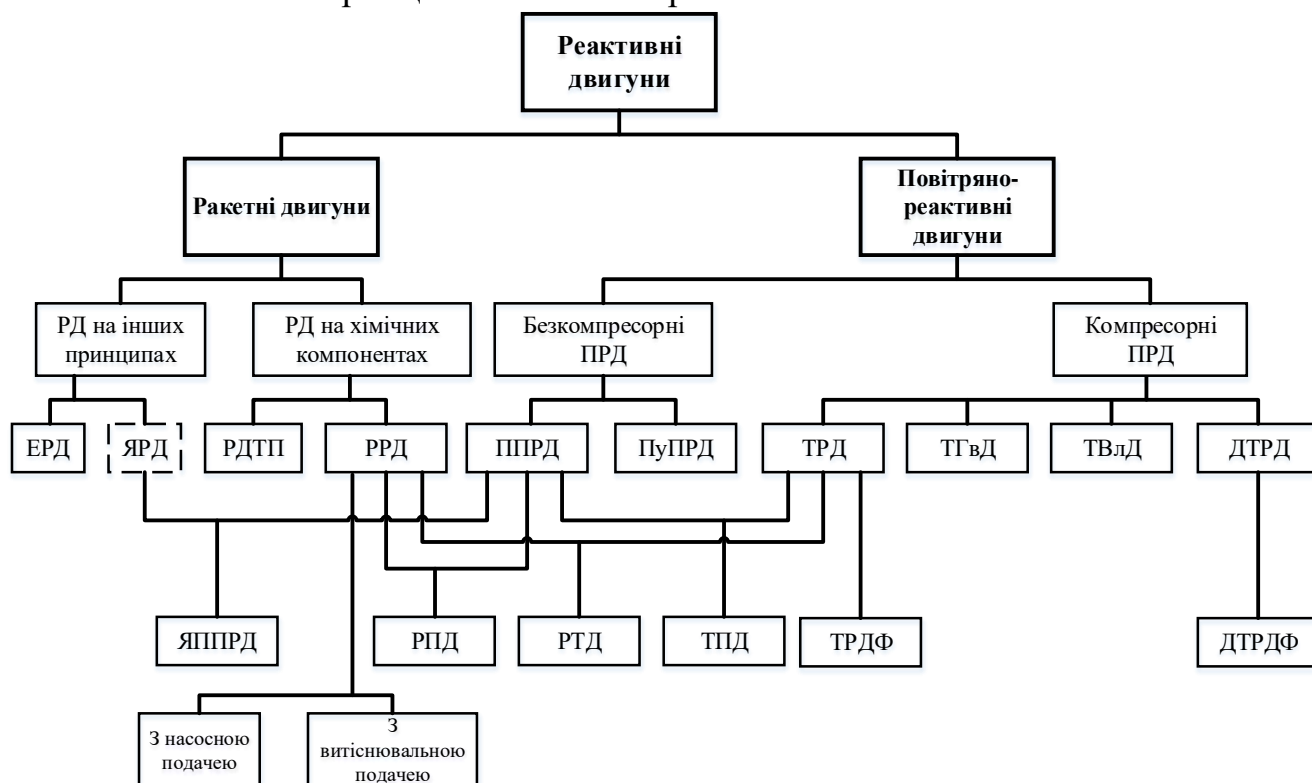


Рисунок 1. Класифікація реактивних двигунів (по роду вживаного палива і принципу дії)

В реактивних двигунах, за винятком електрореактивних двигунів (ЕРД), створення реактивної тяги відбувається в результаті перетворення теплової енергії в кінетичну енергію робочого тіла. Теплова енергія у більшості реактивних двигунів утворюється в результаті термохімічної реакції згорання або окислення.

Як окисник використовується або хімічна речовина, що заздалегідь запасється, або атмосферне повітря. Залежно від використання окисника реактивні двигуни підрозділяються на два великі класи: ракетні двигуни (РД) і повітряно-реактивні двигуни (ПРД).

Ракетні двигуни. РД, у свою чергу, діляться на два основні класи за принципом отримання реактивної тяги : РД на хімічних компонентах і РД на інших принципах.

РД на хімічних компонентах розділяються відповідно до фазового стану вживаного палива на *реактивні двигуни твердого палива* (РДТП) і *рідинно-ракетні двигуни* (РРД).

У ракетних двигунах твердого палива (РДТП) в якості палива застосовується бездимний порошок на основі нітроцелюлози або сумішеві порохи на основі каучуку

і перхлоратов. РДТП відрізняються простотою конструкції і простотою експлуатації. Гідністю РДТП є значна величина імпульсу, а недоліком - короткочасність дії.

У РРД в основному використовуються двокомпонентні палива у вигляді окисників і пального, які зберігаються окремо. Палива, вживані в РРД, мають високу теплопровідну здатність, але в основному токсичні, нестабільні при зберіганні і вибухонебезпечні. Гідністю РРД є довготривалість дії, можливість регулювання тяги в широких межах. РРД мають складнішу конструкцію і більший, в порівнянні з РДТП питома вага. За способом подання палива і окисника в камеру згорання РРД діляться на РРД з витіснювальним поданням, і на РРД з турбонасосним поданням.

Останнім часом з'явилися гібридні двигуни - ракетні рухові змішаного палива (РДЗП). У них застосовується тверде паливо (полімер з порошкоподібним алюмінієм) і рідкий окисник (азотна кислота або перекис водню). РД на інших принципах - це двигуни відносно нового типу : електроракетні двигуни (ЕРД) і ядерні ракетні двигуни (ЯРД). Основним типом ЕРД нині являються іонно-плазмові двигуни, принципом роботи якого ґрунтований на створенні тяги шляхом прискорення іонізованого газу в електричному або магнітному полі. Як робоче тіло використовуються інертні гази (аргон, ксенон) або пари ртуті. Гідністю таких двигунів є мала витрата палива і тривалий час функціонування (до трьох років). Недоліком є нікчемна, в порівнянні з РРД тяга і істотна витрата електроенергії. Ці двигуни використовуються в космічних польотах (місії Deep Space 1, Smart 1, Dawn, Hayabusa і деякі інші).

У ядерних ракетних двигунах теплова енергія виробляється за рахунок ядерної реакції ділення. Далі тепло передається робочому тілу (інертні гази, водень) і за рахунок перетворення тепла в кінетичну енергію утворюється реактивна тяга. Гідністю ЯРД є високе значення тяги і її регулювання в широких режимах, і велика тривалість роботи двигуна. Основним недоліком є радіаційна небезпека.

Повітряно-реактивні двигуни. ПРД в якості окисника використовують кисень повітря і по своєму пристрою укр. різноманітні. Залежно від способу стискування повітря ПРД підрозділяється на *безкомпресорні* і *компресорні*.

У *безкомпресорних* ПРД стискування повітря здійснюється за рахунок кінетичної енергії набігаючого потоку, тобто за рахунок швидкісного натиску. До цього типу двигунів відносяться прямоточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) і пульсуючі повітряно-реактивні двигуни (ПуПРД).

Прямоточні ПРД призначені для польоту на великих надзвукових швидкостях. До їх достоїнств відносяться простота конструкції, невелика питома вага, хороша економічність на розрахункових режимах роботи. Основний недолік - неефективність на малих швидкостях польоту і неможливість роботи на злеті.

Пульсуючі ПРД були створені як альтернатива для вирішення недоліків ППРД. У цих двигунах був реалізований пульсуючий процес подання повітря і згорання палива, при якому підвищення тиску відбувається без використання швидкісного натиску і компресора. ПуВРД використовувалися у кінці 2-ої світової війни на літальних снарядах V - 1.

У компресорних ПРД стискування повітря здійснюється механічним шляхом, за допомогою осьових або відцентрових компресорів, які наводяться в обертання газовими турбінами. Ці двигуни також називаються газотурбінними двигунами (ГТД).

Авіаційні ГТД діляться у свою чергу, на *турбореактивні* (ТРД), *двоконтурні турбореактивні* (ДТРД), *турбогвинтові* (ТГвД) і *турбовальні* (ТВлД) двигуни.

У ТРД потужність газової турбіни рівна потужності компресора і уся корисна робота циклу витрачається на збільшення кінетичної енергії робочого тіла, тобто на створення тягової роботи.

У разі, коли потужність газової турбіни використовується також на обертання додаткового компресора в 2-му контурі, вентилятора або повітряного гвинта, двигуни відповідно називаються двоконтурного, турбовентилятора або турбогвинтового ТРД. У цих двигунів реактивна тяга створюється в двох контурах. ДТРД, будучи складнішими в конструктивному відношенні, мають більш високою економічністю і хорошими експлуатаційними характеристиками.

Для збільшення тяги ГТД в їх конструкцію додаються камери форсажів, в яких відбувається додаткове спалювання палива і, отже, збільшення кінетичної енергії потоку.

Як силові установки вертольотів використовуються турбовальні двигуни, основною конструктивною особливістю яких є наявність вільної турбіни, що не має кінематичного зв'язку з основним турбокомпресором. Кінетична енергія газового потоку перетворюється вільною турбіною в механічну енергію для обертання гвинта (гвинтів, що несуть) вертольота, що несе.

Гібридні схеми ГТД. Як гібридні схеми використовуються комбінації різних схем двигунів :

- турбопрямоточний двигун (ТПД) - гібрид ТРД і ППРД;
- турборакетний двигун (РТД) - гібрид РРД і ТРД;
- ракетно-прямоточний двигун (РПД) - гібрид РРД і ППРД;
- ядерний ПВРД (ЯПВРД) - гібрид ЯРД і ППРД.

2. Галузь використання ПРД

Класифікація ПРД за призначенням приведена на рисунку 2. За призначенням ГТД діляться на наступні типи:

- маршеві двигуни;
- підйомні двигуни;
- розгінні і гальмівні двигуни;
- допоміжні двигуни.

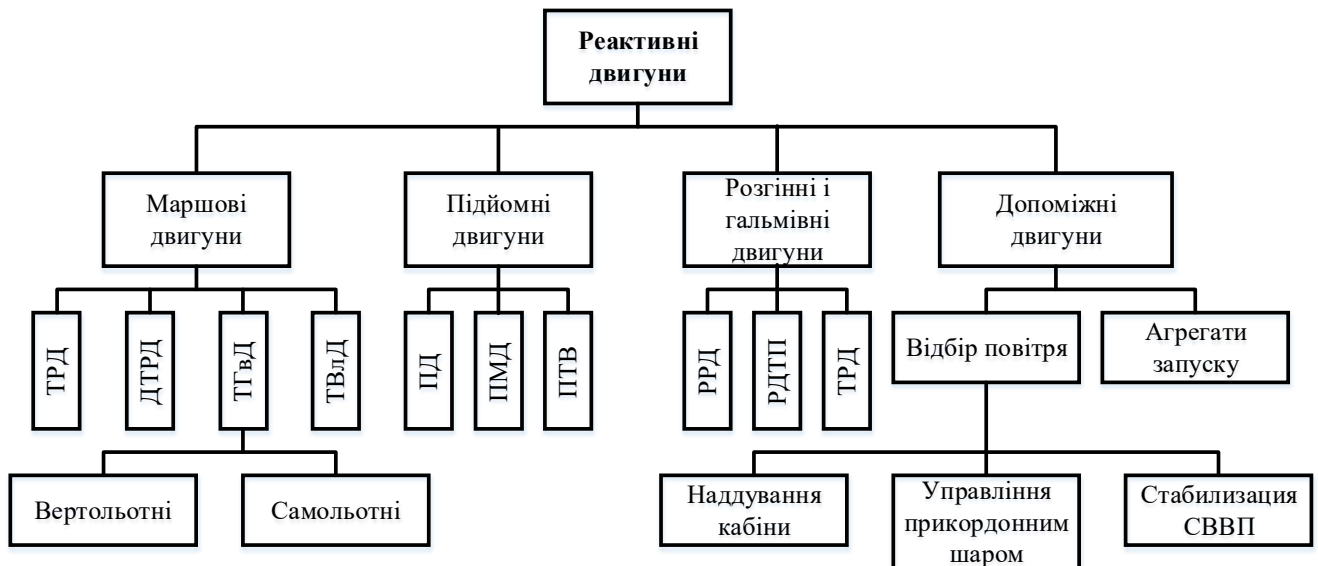


Рисунок 2. Класифікація реактивних двигунів за призначенням

Маршеві двигуни. Як маршеві двигуни в основному використовуються ТРД, ДТРД, ТГвД і ТВлД. Турбогвинтові двигуни (ТГвД) по застосуванню підрозділяються на літакові і вертолітні. Турбовальні двигуни (ТВлД) використовуються основних силових установок вертольотів.

Підйомні двигуни. Підйомні двигуни (ПД) використовуються як злітно-посадочні силові установки ЛА вертикального зльоту-посадки. На деяких типах ЛА підйомні двигуни використовуються комбінований, тобто як підйомні, так і маршеві (ПМД).

Розгінні і гальмівні двигуни. Як розгінні і гальмівні двигуни найчастіше використовуються ЖРД, РДГП і ТРД.

Допоміжні двигуни. Використовуються як агрегати запуску (ВСУ) і для відбору повітря. Відбір повітря робиться для наддування кабіни, управління пограничного шару і в якості стабілізуючих двигунів для літаків вертикального зльоту-посадки.

3. Вимоги до авіаційних двигунів

Основними вимоги, що пред'являються до авіаційних двигунів :

1. *Велика питома тяга* (чим більше питома тяга, тим менше розмірів і вага двигуна при заданому значенні тяги).
2. *Мала питома витрата палива.* В процесі розвитку авіаційних двигунів характерним є постійне прагнення до зменшення питомої витрати палива. Зменшення питомої витрати палива призводить до зростання дальності і тривалості польоту, підвищення економічних показників експлуатації ЛА.
3. *Мала питома вага двигуна.* Чим менше питома вага двигуна, тим вище тактико-технічні характеристики ЛА - корисне навантаження, максимальна висота і дальність польоту.

4. *Велика питома лобова тяга.* Чим більше величини питомої лобової тяги, тим менше лобовий опір двигуна і ЛА в цілому, а отже, менше втрати і вище економічність.

5. *Надійність в роботі, простота в експлуатації, ремонтпридатність.* Такі експлуатаційні якості двигунів, як надійність в роботі і простота експлуатації мають велике значення.

Під надійністю розуміється здатність двигуна і його систем безвідмовно працювати і витримувати задані параметри впродовж усього терміну експлуатації.

Зручність і простота експлуатації визначаються:

- легкістю запуску;
- хорошою прийомистістю;
- простотою контролю;
- зручністю огляду двигуна і його агрегатів;
- відсутністю трясіння в роботі.

Важливе значення має ресурс двигуна, тобто тривалість його надійної роботи між перегорідками, під час яких робиться повний демонтаж двигуна, огляд, ремонт і заміна деталей, що зносилися.

4. Основні параметри ПРД

а) Секундна витрата повітря

Ваговою витратою повітря називає кількість кг повітря (газу), що проходить в 1 сек, тобто:

$$G_B = m \frac{p_i^*}{\sqrt{T_i^*}} f_i q(\lambda_i) \left[\frac{\text{кг}}{\text{сек}} \right] \quad (1)$$

б) Тяга ТРД при повному розширенні газу :

$$R = \frac{G_B}{g} [c_5(1 + m_T) - V] \approx \frac{G_B}{g} (c_5 - V) [\text{кГ}] \quad (2)$$

в) Питома тяга

Питомою тягою називається тяга, що доводиться на витрату повітря в 1 кг/сек:

$$R_{y0} = \frac{R}{G_B} = \frac{c_5(1 + m_T) - V}{g} \approx \frac{c_5 - V}{g} \left[\frac{\text{кГ}}{\text{кг/сек}} \right] \quad (3)$$

г) Секундна витрата палива

Секундною витратою палива називають кількість палива, що витрачається двигуном за 1 секунду :

$$G_T \left[\frac{\text{кг}}{\text{сек}} \right]$$

д) Годинна витрата палива : $3600G_T \left[\frac{\text{кг}}{\text{час}} \right]$

е) Питома витрата палива

Питомою витратою палива називає годинний витрата паливо, віднесений до 1 кг тяга в година, тобто:

$$C_{y\partial} = \frac{3600G_T}{R} = \frac{3600m_T}{R_{y\partial}} \left[\frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{час}} \right] \quad (4)$$

ж) Відносна витрата палива

Відносною витратою палива називають секундну витрату палива, віднесену до витрати повітря в 1 кг/сек :

$$m_T = \frac{G_T}{G_B} = \frac{1}{\alpha l_0} = \frac{q_{\text{вн}}}{H_u} \quad (5)$$

з) Коефіцієнт надлишку повітря

Коефіцієнтом надлишку повітря називають відношення кількості повітря, що дійсно поступила, до теоретично необхідного для повного згорання 1 кг палива :

$$\alpha = \frac{l}{l_0} = \frac{G_B}{G_T l_0} \quad (6)$$

и) Ефективна робота

Ефективна робота називає корисний робота цикл ПРД, рівний різниця робота розширення і робота стискування :

$$L_e = L_p - L_c \left[\frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{кг}} \right] \quad (7)$$

к) Ефективний к.к.д.

Ефективним к.к.д. ТРД називають відношення тепла, еквівалентного ефективній роботі двигуна, до усього тепла, внесеного з паливом :

$$\eta_e = \frac{AL_e}{q_{\text{вн}}} \quad (8)$$

л) Тяговий к.к.д.

Тяговим к.к.д. ТРД називають відношення роботи реактивної тяги до ефективної роботи двигуна:

$$\eta_R = \frac{L_R}{L_e} = \frac{R_{y\partial} V}{L_e} \quad (9)$$

м) Загальний к.к.д.

Загальним к.к.д. ТРД називають відношення тепла, еквівалентного роботі реактивної тяги, до усього тепла, внесеному з паливом:

$$\eta_0 = A \frac{R_{y\partial} V}{q_{\text{в.т.}}} \quad (10)$$

н) Лобова тяга

Лобовою тягою ТРД називають відношення тяги ТРД до міделю двигуна:

$$R_{\text{доб}} = \frac{R}{F_M} \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right] \quad (11)$$

о) Питома вага

Питоною вагою називають відношення ваги двигуна до тяги, що розвивається ним:

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{R} \left[\frac{\text{кг}}{\text{кГ}} \right] \quad (12)$$

п) Ресурс двигуна

Ресурсом називають термін служби (сумарну тривалість роботи) двигуна, тобто τ , [час]

5. Теорема тяги ПРД

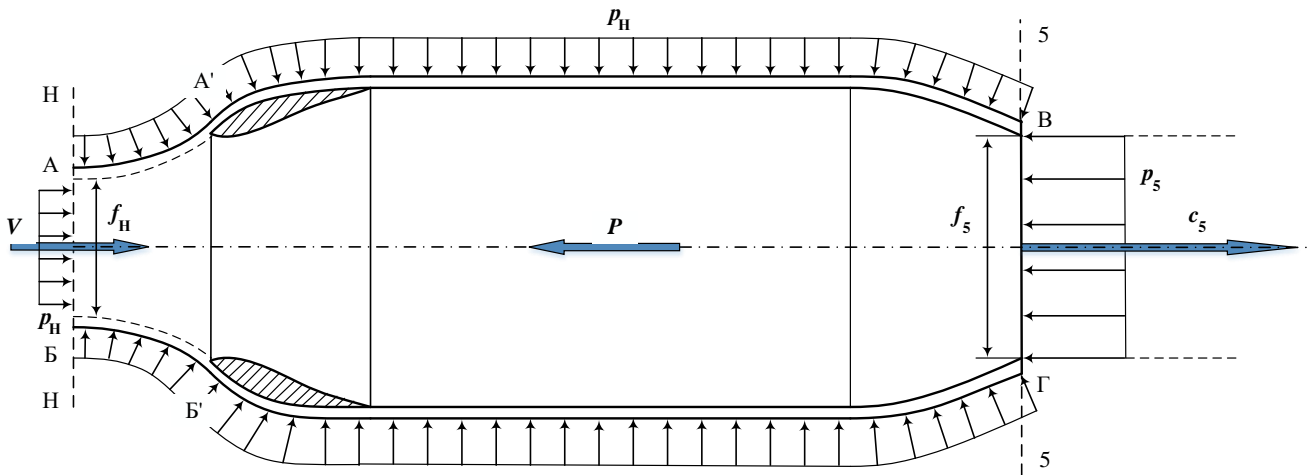


Рисунок 3. До виведення формули тяги ВРД

Сила тяга ПРД, що розвивається, є однією з основної величин, що характеризують реактивний двигун.

Сила тяги є рівнодійною усіх сил тиску і тертя газу, що діють на зовнішні і внутрішні поверхні двигуна. Сила тяги визначається на підставі рівняння Ейлера про кількість руху і третього закону Ньютона.

У потоці повітря, що набігає на двигун (рис.3), виділимо трубку струму А-Б-В-Г, поверхня якої на ділянці від А'-Б' до В-Г знаходиться у безпосередній близькості до зовнішньої поверхні двигуна. Переріз А-Б проведений в необуреній атмосфері перед двигуном, а переріз В-Г - через вихідний переріз сопла.

На виділену поверхню А-Б-В-Г потік діють сили зовнішнього тиску p_n , які спрямовані перпендикулярно кожному елементу поверхні і сили тиску і тертя, що діють на потік з боку внутрішніх і зовнішніх поверхонь двигуна. Під дією цих сил змінюється кількість руху потоку газу, поміщеного в трубку потоку газу.

Приймаючи за позитивний напрям швидкості \vec{V} , запишемо рівняння Ейлера в проекціях на вісь двигуна. Проекція суми сил, що діють на трубку струму, буде рівна:

- силі тиску на поверхню Н-Н : $p_n f_n$;
- проекції сил тиску ($P_{\text{вн}}$) на трубку струму по поверхні А-Б-В-Г з боку

навколишнього повітря;

- проекції сил тиску і тертя на потік (P'), ув'язнений в трубці струму з боку внутрішніх поверхонь двигуна;

- силі тиску на торцеву поверхню трубки струму в перерізі В-Г : $p_5 f_5$.

Зміна кількості руху газу, поміщеного в трубку струму, рівна: $\frac{G_\Gamma}{g} c_5 - \frac{G_B}{g} V$, звідси,

рівняння Ейлера :

$$p_H f_H + P_{\text{вн}} + P' - p_5 f_5 = \frac{G_\Gamma}{g} c_5 - \frac{G_B}{g} V \quad (13)$$

Додавши до лівої частини формули і віднявши від неї величину $p_H f_5$, отримаємо:

$$P' + p_H f_5 - p_5 f_5 + P_{\text{вн}} + p_H f_H - p_H f_5 = \frac{G_\Gamma}{g} c_5 - \frac{G_B}{g} V \quad (14)$$

Величина $P_{\text{вн}} + p_H (f_H - f_5) = X_{\text{вн}}$ - зовнішній опір двигуна.

Згідно 3-єму закону Ньютона $|P'| = |P|$, тоді отримаємо формулу для визначення сили тяги :

$$P = \frac{G_\Gamma}{g} c_5 - \frac{G_B}{g} V - X_{\text{вн}} + (p_5 - p_H) f_5 \quad (15)$$

Т.к. $G_\Gamma \approx G_B$, а на дозвукових швидкостях можна прийняти $X_{\text{вн}} = 0$, тоді, якщо $p_H \neq p_5$:

$$P = \frac{G_B}{g} (c_5 - V) + (p_5 - p_H) f_5 \quad (16)$$

Якщо $p_H = p_5$, те: $P = \frac{G_B}{g} (c_5 - V)$ (17),

а при $V=0 \rightarrow P = \frac{G_B}{g} c_5$ (18).