

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «Газотурбінний двигун»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт
Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою №4 - Вихідні пристрої

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, викладач-спеціаліст Самохліб Олександр Олександрович

Рецензенти:

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.*

План лекції

1. Призначення та основні вимоги, типи вихідних пристроїв.

Рекомендована література:

Основна література:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2012. 477 с.
2. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2011. 1024 с.
3. Царенко А.О. Вертолiт Мі-2. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
4. Царенко А.О. «Вертолiт Мі-8Т. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті:

1. http://eir.zntu.edu.ua/bitstream/123456789/8204/1/NP_Artyukh.pdf

Текст лекції

1. Призначення та основні вимоги, типи вихідних пристроїв.

Вихідні пристрої ГТД призначені для перетворення теплової і потенційної енергії газу після турбіни (або за ФК у ТРДДФ) в кінетичну енергію реактивної тяги. Крім того, вони забезпечують підтримку відповідного режиму роботи турбокомпресора за рахунок підбору необхідних площ в соплах.

Основні вимоги до вихідних пристроїв:

- мінімальні гідравлічні втрати повного тиску газу на ділянці від вихідного перетину турбіни до вихідного перетину сопла,
- мінімальні маса і габарити пристрою,
- надійна і безвідмовна робота.

Додаткові вимоги до вихідних пристроїв визначаються призначенням і конструкцією літака, а також розташуванням двигуна на літаку.

Вихідний пристрій має забезпечити повне розширення газу в соплі. У будь-яких умовах польоту повинно мати місце рівність наявної і дійсної ступенів розширення газу в соплі. так як в цьому випадку втрати ефективної тяги будуть найменшими.

При цьому необхідно, щоб зовнішній опір вихідного пристрою набігаючого потоку була мінімальною.

Виконати перераховані вище вимоги можна, застосовуючи розвинену систему регулювання вихідного пристрою. При цьому важливо, щоб робота вихідного пристрою в процесі регулювання не погіршила роботу турбокомпресора двигуна. Система регулювання повинна так узгодити роботу елементів двигуна, щоб ефективна тяга залишалася в польоті максимально можливою.

Залежно від наявного перепаду тисків на реактивному соплі розрізняють дозвукові і надзвукові вихідні пристрої. Останні, в свою чергу, поділяються на

регульовані сопла Лавалю, сопла з центральним тілом і ежекторні сопла.

При дозвукових і малих надзвукових швидкостях польоту літака використовують дозвукові вихідні пристрої з винесеним або "втопленим" в гондолу соплом (Рис. 1.1).

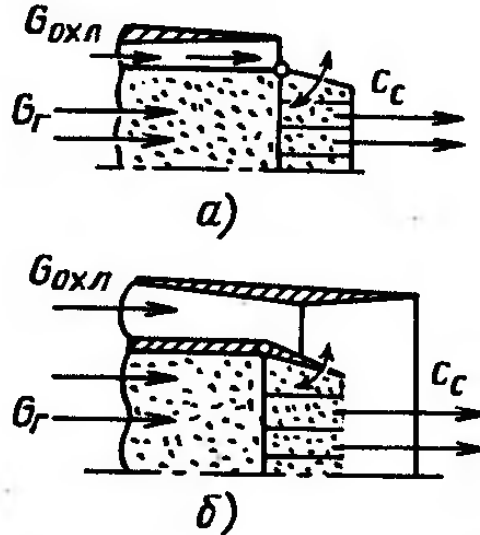


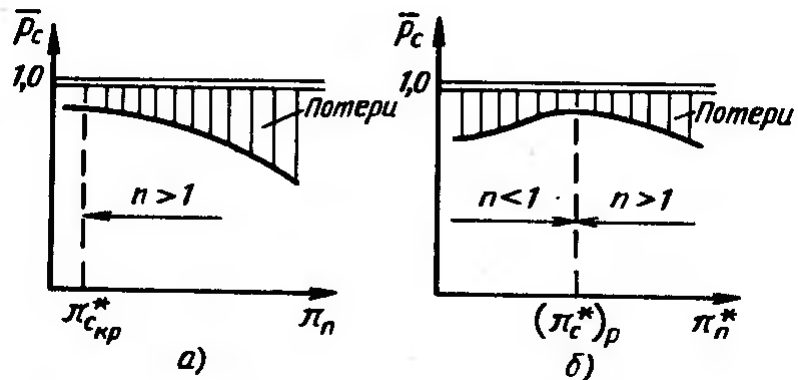
Рис.1.1. Дозвукові вихідні пристрої:
а- сопла, винесені за зріз фюзеляжу; б- "втоплене" сопло

Дозвукові вихідні пристрої сучасних ВРД представляють собою канал, що закінчується звужувальним нерегульованим або регульованим насадком.

Нерегульований насадок застосовується в ТГД з високонапорним компресором і в ТРД дозвукових літальних апаратів при відсутності форсажної камери згоряння.

В ТРДФ застосовують регульований насадок, який необхідний для зміни площі вихідного перетину сопла на форсажних режимах роботи двигуна, а також для забезпечення обраної програми регулювання на безфорсажному режимі. Крім того, регулювання площі вихідного перетину сопла необхідно для забезпечення нормального запуску і поліпшення прийомистості двигуна.

Рис. 1.2. Характеристики дозвукового сопла (а) і нерегульованого



сопла Лавалю

Схема компоновання вихідного пристрою зі зрізом сопла, винесеним за межі двигуна або фюзеляжу, зазвичай використовується для літальних апаратів, максимальне число M польоту яких не перевищує 1,5-1,6.

Схема вихідного пристрої з "утопленим" соплом в гондолу двигуна або фюзеляж більш доцільна для надзвукових літальних апаратів з числом M польоту не більше 2.

На Рис. 1.2, а представлена характеристика дозвукового реактивного сопла з незмінною геометрією проточної частини. В ідеальному випадку, коли всі види втрат відсутні, коефіцієнт внутрішньої тяги сопла дорівнює одиниці.

Насправді в соплі в процесі перетворення енергії мають місце втрати. При критичному перепаді тисків $\Delta P^*_{C.KP}$ величина втрат визначається тільки внутрішніми втратами.

Втрати, пов'язані з недорозширенням газу в соплі, відсутні.

При ступенях розширення газу, великих критичної величини, втрати тяги сопла збільшуються через втрати від недорасширення.

В цьому випадку процес розширення газу частково протікає за зрізом сопла, поза двигуна, що призводить до зменшення тяги.

З ростом швидкості польоту літака величина наявного перепаду на дозвуковому соплі збільшується, зростають втрати від недорасширення газу в соплі. При великих надкритичних перепадах тиску в каналі звужувальний канал вже не в змозі забезпечити повне розширення газу, необхідно переходити на новий тип сопла - надзвукові сопла (сопла Лавалю).

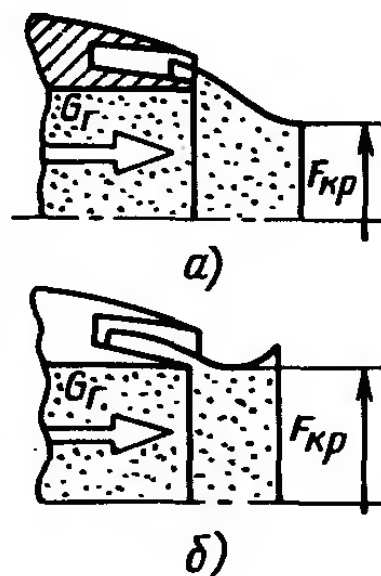
Схема нерегульованого сопла Лавалю та його характеристика представлені на Рис. 1.2, б.

Основним недоліком сопел Лавалю з незмінною геометрією каналу є їх незадовільна робота на нерозрахованих режимах. Тільки на одному розрахунковому режимі ($\square * П = \square * C.P$) втрати тяги сопла мінімальні.

Поліпшити роботу надзвукового сопла можна, змінюючи його геометричні параметри (площі горла і вихідного перетину каналу), використовуючи для цих цілей гнучкі або багатостулкові конструкції.

Прикладом сопла Лавалю із змінною геометрією каналу може служити "ірисове" сопло (Рис. 1.3).

Рис. 1.3. Схема надзвукового сопла Лавалю ірисового типу:



а-на режимі «максимал»; б-на режимі "форсаж"

Ірисове сопло являє собою різновид сопла Лаваля з поздовжнім переміщенням стулок уздовж криволінійних напрямних. В крайньому висунутому положенні, відповідному режимам «максимал» і нижче, стулки утворюють внутрішній звужуваний канал і плавний зовнішній контур. В прибраному (вдвинутій) положенні, відповідному режиму «повний форсаж» вони утворюють сопло Лаваля з відносно невеликим розширенням каналу в надзвуковій частини. При переході на сопло Лаваля, як видно, площа зовнішньої поверхні зменшується, а форма зовнішнього контуру залишається досить плавною.

Ірисові сопла можуть ефективно працювати при дозвукових і помірно надзвукових швидкостях польоту.

Всережимні регульовані сопла Лаваля мають значну конструктивну складність. Особливо великі труднощі при використанні їх в ТРДФ, коли при зміні ступеня форсування двигуна потрібна змінювати в широкому діапазоні величину відносної площі зрізу сопла.

Додаткові втрати через нерівності і зазорів в місцях зчленування стулок (в разі механічного регулювання геометрії каналу), а також потерн, пов'язані з впусканням газу в потік і зі змішанням його з основним потоком (в разі газодинамічного регулювання), істотно знижують ефективність подібних пристроїв.

Недоліки всережимного сопла Лаваля послужили причиною розробок і створення сопел, в яких стінки надзвукового контуру (розширюється частина каналу) частково або повністю замінюються кордоном вільної надзвуковий струменя. До таких сопел відносяться ежекторні сопла (Рис. 1.4) і сопла з центральним тілом (Рис. 1.5).

Рис.1.4

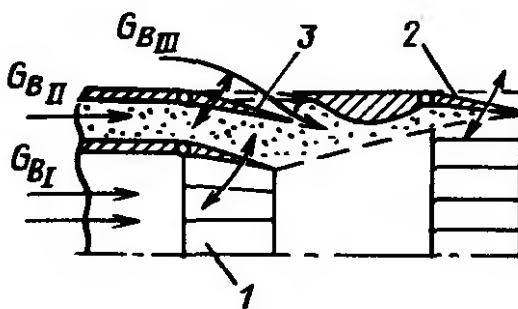
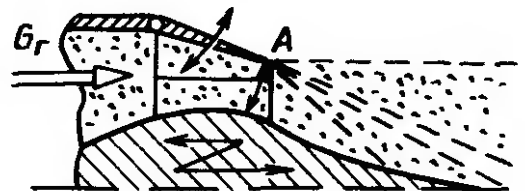


Рис. 1.5



Ежекторні сопла представляють собою дозвукове первинне сопло з регульованим насадком, встановлене всередині циліндричної обичайки. На обечайке розміщуються стулки вторинного сопла і стулки підживлення для подачі третинного атмосферного повітря. У кільцевому каналі протікає вторинний повітря, що забирається з вхідного пристрою або компресора двигуна.

Зміна геометричних параметрів надзвукового контуру (площі горла і

відносної площі зрізу сопла) здійснюється за допомогою зміни положення регульованих стулок.

Ежекторні сопла дозволяють досить просто змінювати геометрію проточної частини, легше забезпечити надійне охолодження елементів конструкції, краще узгодити роботу елементів двигуна, особливо повітрязабірника і вихідного пристрою.

Основним недоліком ежекторних сопел є велика маса і більшу зовнішній опір, ніж у сопел Лавалю.

Сопло з центральним тілом чинить менший опір зовнішнім потоку, ніж зжекторное сопло. Однак мають місце певні труднощі, пов'язані з охолодженням центрального тіла.