

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Системи та обладнання авіаційної техніки»
вибіркових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою №6 - Вихідні пристрої

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

СХВАЛЕНО

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

ПОГОДЖЕНО

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

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

Розробники:

- 1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович*
- 2. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії Пономаренко Анатолій Володимирович.*

Рецензенти:

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

План лекції

1. Призначення та основні вимоги, типи вихідних пристроїв
2. Регульовані реактивні сопла.
3. Реверсивні пристрої.
4. Пристрої для глушіння шуму.
5. Сили, діючі на елементи вихідного пристрою.
6. Матеріали, що використовуються для виготовлення деталей вихідного пристрою.

Рекомендована література:

Основна:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Царенко А.О., Шмельов Ю.М. Модуль 15. Газотурбінний двигун (категорія В1). Конспект лекцій. Кременчук: КЛІК ХНУВС, 2019. 810 с.

Допоміжна:

4. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 1.U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 282 p.
5. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 2.U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 280 p.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

6. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2023. 500 p. URL.:https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_powerplant_handbook.pdf (дата звернення 26.08.2023)
7. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: Helicopter Flying Handbook. URL.:https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook (дата звернення 26.08.2023)
8. L'AVIONNAIRE: LES TURBOMACHINES. URL.: <https://lavionnaire.fr/MotorIntro.php> (дата звернення 26.08.2023)

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 був мінімальним.

Вихідний пристрій складається з випускної труби із зовнішнім 2 (рис. 1) і внутрішнім 3 конусами і стійками 1, подовжувальної труби 4 і реактивного насадка 5.

Реактивний насадок є власне реактивним соплом. Залежно від параметрів двигуна, швидкості та висоти польоту реактивні сопла можуть бути нерегульовані та регульовані.

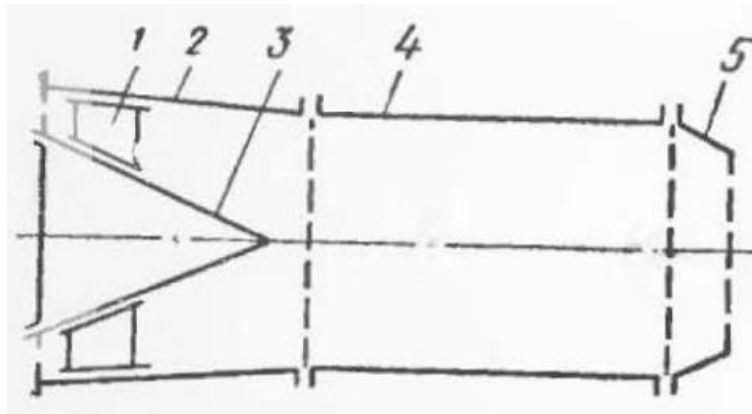


Рис.1 Вихідний пристрій

У свою чергу нерегульовані та регульовані реактивні сопла можуть бути дозвукові та надзвукові. У першому випадку сопло виконується звужується, а в другому проточна частина сопла спочатку звужується, а потім розширюється. У дозвукових регульованих вихідних пристроїв змінюється площа вихідного перерізу. У надзвукових регульованих пристроїв одночасно може змінюватися площа критичного та вихідного перерізів. Регульовані вихідні пристрої покращують характеристики двигуна, його прийомистість та полегшують запуск, але ускладнюють конструкцію.

Випускна труба 5 (рис. 2), всередині якої розміщений конус-обтічник, служить для зменшення гідравлічних втрат при переході газу від кільцевого перерізу за турбіною до кругового, є звареною конструкцією з листової жароміцної сталі. За допомогою фланця та болтів вона кріпиться до корпусу

турбіни, забезпечується теплоізоляцією, яка зменшує втрати тепла та оберігає деталі літака від нагрівання.

Внутрішній конус 8 служить для запобігання різкого розширення газу за турбіною і здійснення плавного переходу кільцевого потоку за турбіною в суцільний за конусом. Кут внутрішнього конуса біля вершини становить $35-50^\circ$. З'єднання конуса з випускною трубою проводиться радіальними стійками 3 або стрижнями, закритими обтічниками, за допомогою яких спрямовується потік газів, закручений у турбіні. Внаслідок того, що температури нагрівання зовнішньої стінки випускної труби і внутрішнього конуса різні, то для усунення температурних напружень у деяких конструкціях радіальні зв'язки приварені тільки до зовнішньої стінки випускної труби, а в прорізі конуса вони вставляють вільно (телескопічно).

Подовжувальні труби складаються з однієї або кількох секцій, зварених з листової жароміцної сталі. Кріплення подовжувальної труби до випускної повинно дозволити першій переміщатися як у поздовжньому, так і в кутовому напрямку (рис. 3). У задній частині подовжувальну трубу підвішують за допомогою роликів, які обертаються на осях, прикріплених до труби, і можуть переміщатися при теплових подовженнях вздовж напрямних швелерів, укріплених в гондолі двигуна на літаку.

Нерегульовані реактивні сопла найчастіше виконують у вигляді конічної оболонки (рис. 2), привареної до точеного фланця, за допомогою якого сопло кріпиться до випускної або подовжувальної труби. Сопло охолоджується повітрям, що проходить через кільцеву щілину між випускною трубою 5 і кожухом 4. Рух повітря через щілини відбувається за рахунок швидкісного напору або під дією ежекції газу, що виходить із сопла.

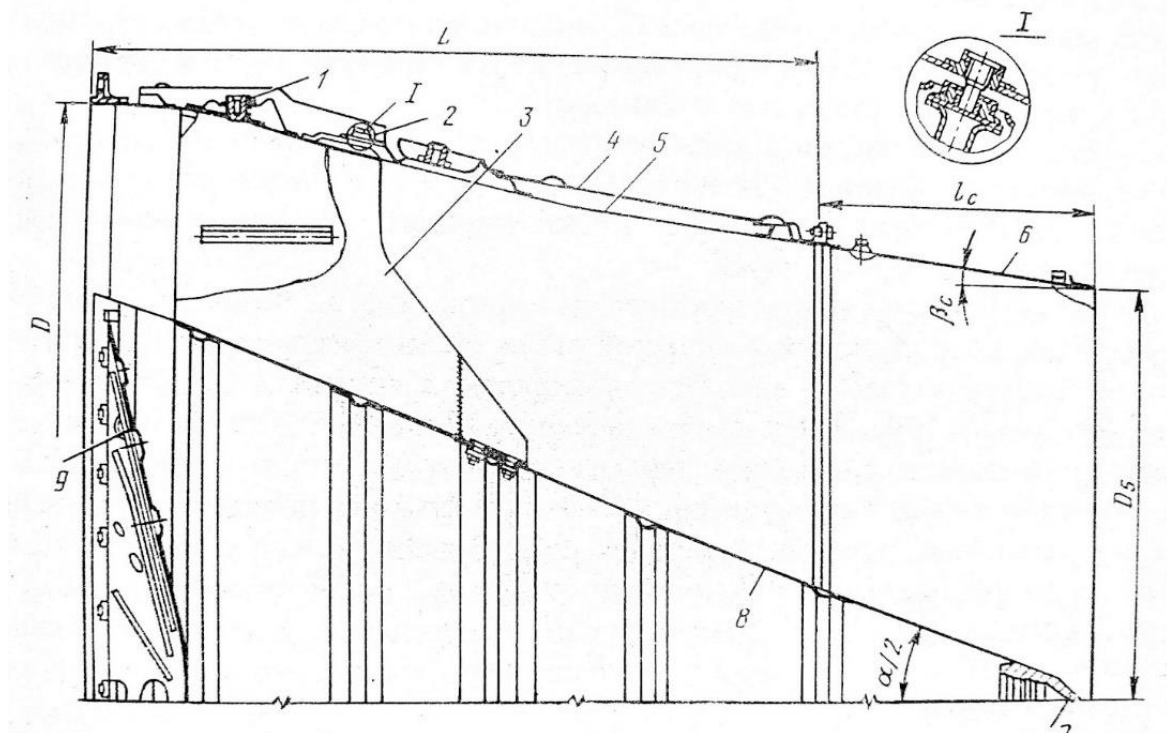


Рис. 2. Вихідний пристрій ТРД:

1- штифт; 7-фіксатор; 3 - стійка; 4-кожух випускної труби; 5-випускна труба; 6-реактивне сопло; 7 -наконечник; 8-внутрішній конус; 9-екран

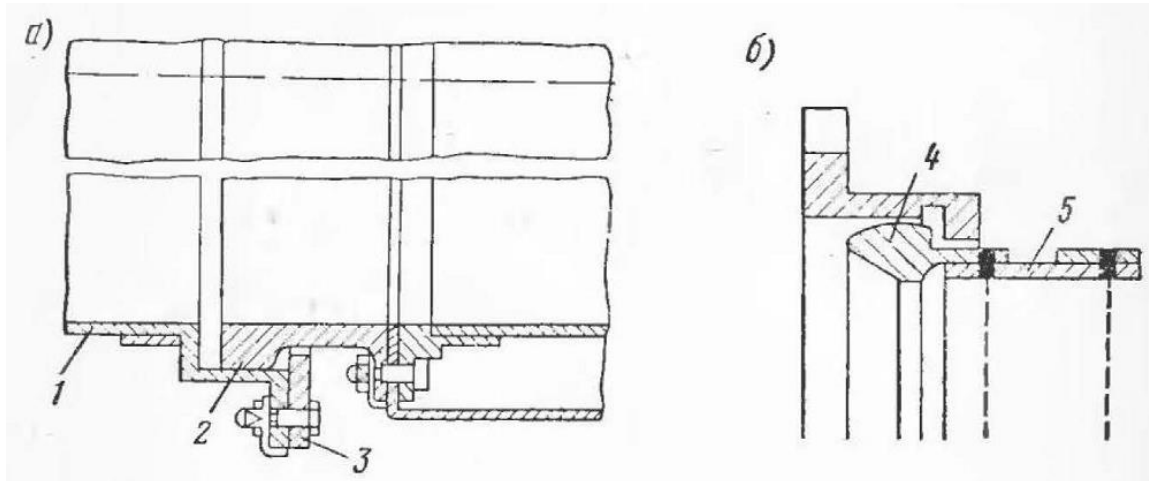


Рис. 3. Кріпильні фланці:

а-зі сферичним фланцем; б - зі сферичним кільцем; 1 - кожух двигуна; 2 - сферичний фланець; 3 - сполучна планка; 4 - сферичне кільце; 5-подовжувальна труба

2. Регульовані реактивні сопла.

Регульовані дозвукові реактивні сопла поділяють за способом регулювання вихідного перерізу.

Сопло з рухомим центральним тілом (рис. 4, а). Центральне тіло спрофільовано таким чином, що при переміщенні його спеціальним механізмом з гідравлічним або електричним приводом із сопла площа вихідного перерізу зменшується, при переміщенні всередину сопла збільшується. Недоліком такого сопла є складність конструкції, перегрів механізму переміщення голки і порівняно більша вага.

Двостулкове сопло може мати різні форми стулок у прикритому положенні (рис. 4, б): плоскі, овальні або круглі. Перевагою таких пристроїв є простота самого сопла і керуючого механізму, а недоліком - трохи підвищені гідравлічні втрати, що визначаються формою поперечного перерізу сопла, і нерівномірне нагрівання, що викликає короблення стулок і утруднює їх ущільнення, що веде до безкорисного витіку газу.

Багатостулкове сопло (рис. 4, в) створює форму поперечного перерізу струменя, близьку до кола у всіх положеннях. Стулки 4 (рис. 5) закріплені шарнірно на фланці випускної труби і під дією перепаду тисків притиснуті до кільця 3 управління стулками. При переміщенні кільця (здійснюється за допомогою двох або трьох силових гідроциліндрів, поршні яких пересуваються під впливом гідравлічної рідини) назад вихідний переріз сопла збільшується, при його зворотному русі зменшується. Стулкам надають коробчатий переріз, що забезпечує надійне охолодження стулок ежектуємим повітрям і достатню їх жорсткість. Ущільнення стиків здійснюється таким способом, при якому полиця однієї стулки входить у поздовжній паз іншої.

Малі розміри стулок дозволяють зробити їх досить жорсткими, що оберігає від короблення. Сили, що діють на кожну стулку, менше, ніж при двостулковому соплі. Спрощується конструкція шарнірів кріплення. Навантаження від стулок

рівномірно розподіляються по периметру заднього фланця. Недоліком такого сопла є необхідність великої кількості стулок, що збільшує число стиків та веде до ускладнення механізму керування.

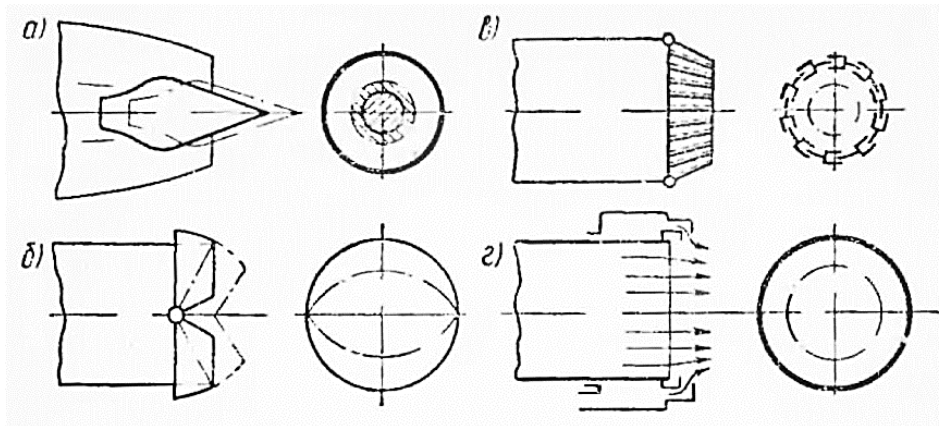


Рис. 4. Схеми регульованих сопел

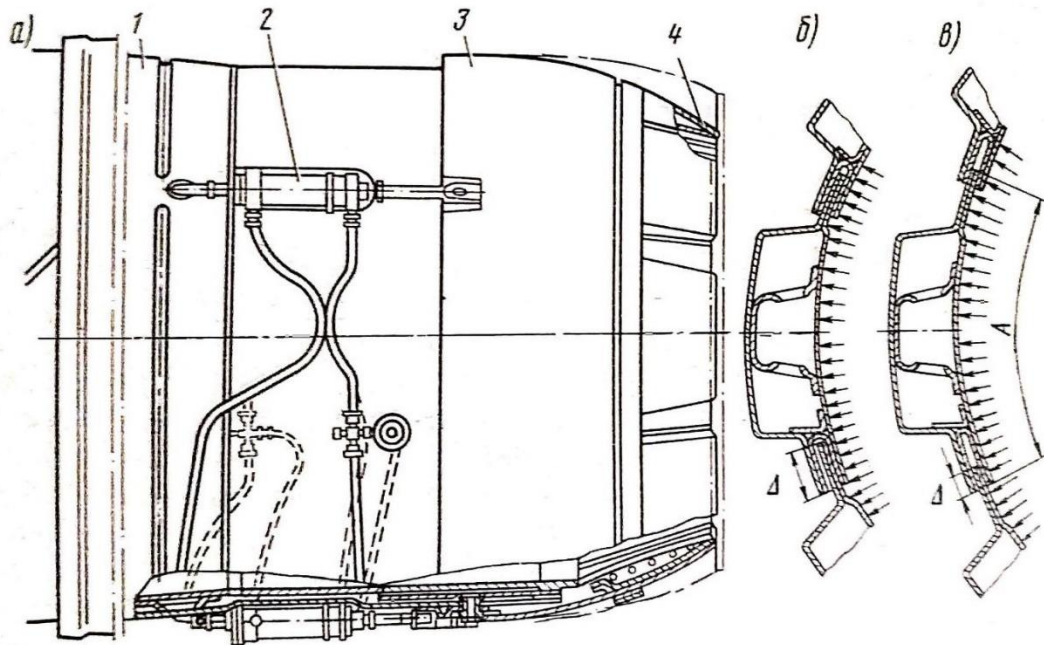


Рис. 5. Регульоване реактивне сопло:
I- стулки закриті; II-стулки відкриті; 1- кожух випускної труби; 2 - гідроциліндр;
3 - кільце управління стулками; 4-стулки

У соплі з *пневматичним* регулюванням (рис. 6, г) звуження струменя газу проводиться за рахунок динамічної дії струменів повітря, що подається в кільцеву порожнину компресора. Стиснене повітря на зрізі сопла направляється перпендикулярно до потоку газу, обтискаючи останній і зменшуючи його поперечний переріз. Перевага цього сопла - відсутність рухомих частин, проте відбір повітря з компресора дещо погіршує характеристики двигуна.

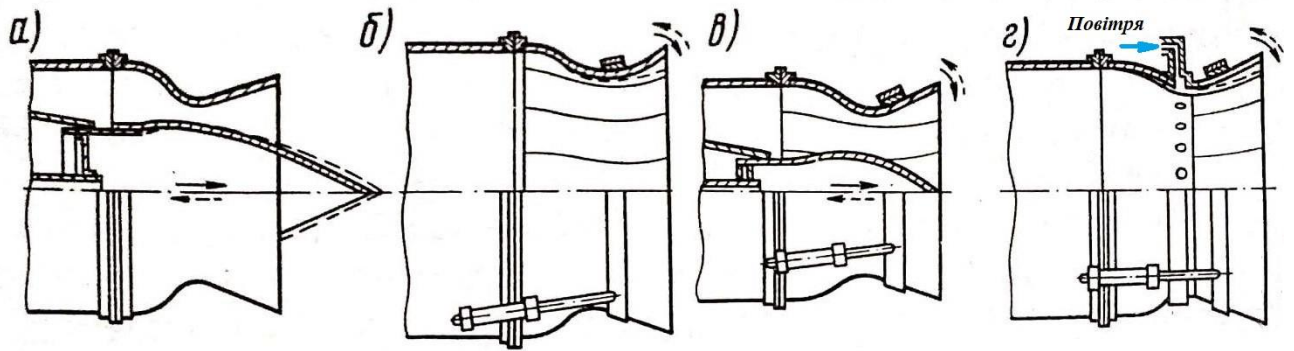
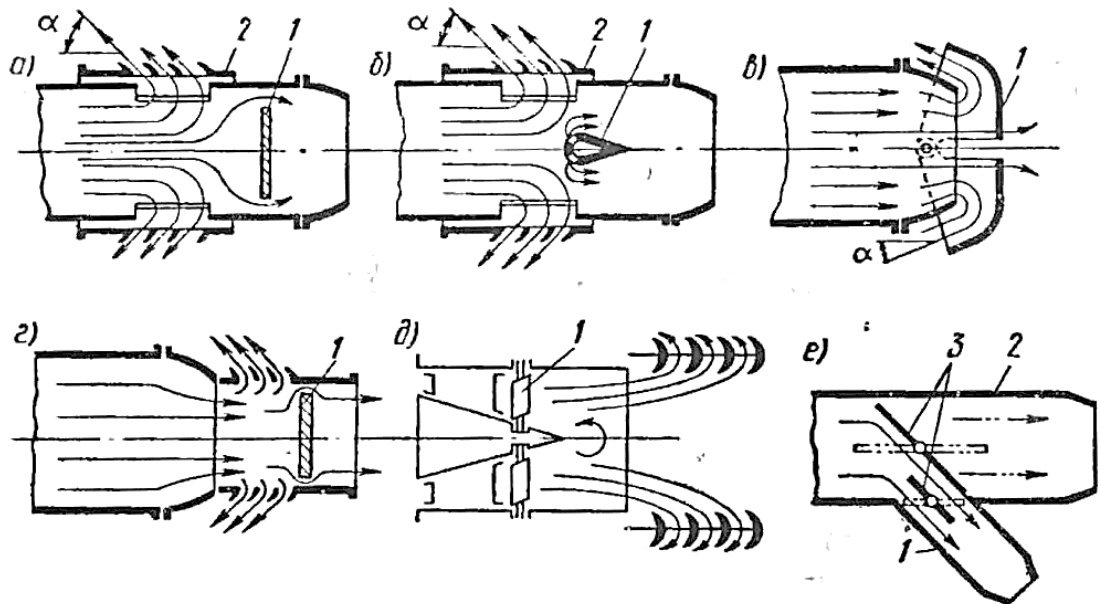


Рис. 6. Схеми надзвукових сопел

3. Реверсивні пристрої.

Одним з найефективніших засобів зменшення довжини пробігу літаків із ГТД під час посадки є спеціальні реверсивні пристрої, звані *реверсорами тяги*. За допомогою реверсора тяги потік зразу за турбіною повертається і під деяким кутом ($90-180^\circ$) виходить у напрямку руху літака. При цьому створюється від'ємна тяга, яка гальмує рух літака під час посадки. Крім того, зменшується час заходу на посадку у зв'язку з можливістю збільшення кута планування, підвищується ресурс злітно-посадкових пристроїв літака (гальм та покришок



коліс).

Рис. 7. Схеми реверсорів та девіації тяги

До реверсорів пред'являються такі вимоги:

1. Розмір від'ємної тяги щонайменше 35—40% максимальної додатної тяги.
2. Швидка зміна тяги від від'ємної до додатної (за 1-2 сек).
3. Незмінність режиму роботи двигуна під час реверсування.
4. Збереження стійкості та керованості літака при включенні реверсорів.
5. Проста, надійна та легка конструкція реверсора.
6. Невелике нагрівання силових поверхонь літака струменем газу, що виходить.

Реверсивні пристрої розрізняють як *за місцем повороту потоку газу* (з поворотом у вихідному пристрої або за ним), так і *за способом відхилення потоку газу* (з механічним або аеромеханічним способом).

На рис. 7 а, б реверсори тяги встановлені у *вихідному пристрої*, що зменшує гідравлічні втрати потоку газу внаслідок малої швидкості його в момент повороту. На рис. 7, а відхилення потоку здійснюється *механічно* - закриттям заслінки 1 при одночасному пересуванні решітки, що відхиляє 2. На рис. 7, б потік відхиляється *аеродинамічним способом*. Одночасно з переміщенням решітки 2 в робоче положення через канали стійки пустотілої 1 під кутом до основного потоку направляється потік повітря з великою швидкістю, який відхиляє потік газу в бік решітки. Повітря для реверсу тяги відбирається із компресора двигуна.

На рис. 7, в, г показані реверсори тяги, встановлені *за вихідним пристроєм*. Потік газу відхиляється *механічним способом*: рис. 7, в за допомогою двох поворотних стулок 1, на рис. 7, г - заслінкою 1. На рис. 7, д представлена схема реверсора тяги з *аеродинамічним відхиленням*. Усередині випускної труби радіально розміщені поворотні лопатки, які в неробочому положенні встановлюються за потоком. При включенні реверсу лопатки повертаються і направляють потік до кілець 2, які відхиляють його на кут 140-150°. Кільця, що відхиляють, в неробочому положенні можуть забиратися у фюзеляж або гондолу двигуна.

Основним недоліком такого пристрою є необхідність регульованого сопла для збереження постійної температури газу перед турбіною. Крім того, утруднено кріплення поворотних лопаток, ускладнений механізм їх повороту.

Девіація - зміна напрямку тяги шляхом відхилення потоку газу на кут менше 90° в бік землі. При цьому виникає вертикальна складова тяги, що дозволяє знизити посадкову швидкість і, отже, зменшити довжину пробігу літака. Пристрій для девіації тяги (рис. 7, е) є додатковою реактивною трубою 1, встановленою під кутом до основної труби 2. У трубу 1 газ направляється за допомогою заслінок 3.

Пристрої для девіації тяги можуть виконуватися у вигляді гнучкої металевої труби, здатної відхилятися на кут 90°.

4. Пристрої для глушіння шуму.

Питання шуму за своєю актуальністю посідає друге місце після забезпечення безпеки польотів.

Шум здійснює шкідливий вплив на обслуговуючий персонал, пасажирів і членів екіпажу. Шум перешкоджає нормальній трудовій діяльності людини, викликаючи передчасну втому, знижуючи продуктивність праці; перешкоджає нормальному відпочинку людини, викликаючи нервові захворювання. Високі рівні шуму є також причиною втомних пошкоджень елементів літакових конструкцій і виходу з ладу апаратури.

Основним джерелом шуму на повітряних судах є двигуни і повітряні гвинти. Близько 1% потужності двигунів витрачається на створення шумів.

Основним джерелом шуму реактивних повітряних суден є вихлопний

струмінь двигунів. Шум при цьому створюється внаслідок турбулентного змішування потоку з навколишнім повітрям. Шум особливо великий при зльоті, наборі висоти та польоті з великими швидкостями.

Шумоглушіння досягається зменшенням розмірів струменя, збільшенням його поверхні та деяким зниженням швидкості у вихідному перерізі.

Найбільшого поширення набув спосіб шумоглушіння роздробленням струменя газу на кілька дрібних струменів. Таке сопло (рис. 8) має гофровану форму на виході, що забезпечує, крім дроблення струменя, зменшення його швидкості за рахунок змішування окремих струменів з навколишнім повітрям.



Рис. 8 Експериментальне шумоглушне сопло

5. Сили, діючі на елементи вихідного пристрою.

В елементах вихідного пристрою під час роботи двигуна виникають напруги в результаті дії:

радіальних та осьових сил, викликаних наявністю перепаду тисків на стінах деталей;

крутного моменту, що передається на зовнішню трубу від стійок, що спрямовують потік газу за турбіною; він виникає внаслідок неосьового напрямку газу, що виходить із турбіни;

згинального моменту, що виникає під дією ваги деталей та інерційних сил.

Найбільші напруги виникають у стінках, елементах фланцевих з'єднань та елементах кріплення стулок сопла під дією різниці тисків.

6. Матеріали, що використовуються для виготовлення деталей вихідного пристрою.

Елементи вихідного пристрою працюють при температурі 750 - 900°C. Їх виготовляють з жаростійкої хромонікелевої сталі з ніобієм EI402. Для нижчих температур (650-750 ° C) застосовують жаростійку хромонікелеву сталь X18I9T або EI417.