

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛЬНИХ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ З ГАЗОВИМИ ЕЖЕКТОРАМИ

EXPERIMENTAL RESEARCH OF EXHAUST-SCREEN DEVICES FOR YET-ENGINE

Обґрунтовано науково-технічну проблему розробки екранно-вихлопних пристроїв, як один із найбільш ефективних і розповсюджених засобів захисту літаків, вертольотів та інших повітряних об'єктів від ураження ракетами з інфрачервоними головками самонаведення та переносних зенітних ракетних комплексів. Теоретичне дослідження руху дозвукового потоку газу в ежекторі, який є основним елементом в екранно-вихлопному пристрої, є надскладною задачею, яку на даний час з достатньою точністю не вирішено. Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах проведено комплекс експериментальних досліджень осьових дозвукових газових ежекторів різних форм з поворотом потоку від 0 до 90°. Візуалізація руху потоку в камері змішування виконувалась через використання сажо-масляної суміші та волосяними наліпками. Комплекс експериментів передбачав дослідження газових ежекторів із соплами активного газу, що розділені на декілька струменів, газових ежекторів із соплами активного газу, що мали перехід циліндричної частини в плоску, газового ежектора із пелюстковим соплом активного газу, газового ежектора із комбінованим соплом активного газу та подачею пасивного газу в середину камери змішування. Виявлено, що поворот потоку призводить до появи додаткових втрат енергії, а, відповідно, до зменшення потужності силової турбіни. З метою зменшення втрат енергії та забезпечення рівномірного поля швидкостей доцільно застосовувати профільовані або непрофільовані (пластини) напрямні лопатки.

Ключові слова: екранно-вихлопний пристрій, ежектор, експериментальна установка, система вимірювання, візуалізація

Вступ

На сьогодні перспективним вважається використання ежекторів в екранно-вихлопних пристроях газотурбінних двигунів літальних апаратів як один із найбільш ефективних і розповсюджених засобів захисту літаків, вертольотів та інших повітряних об'єктів від ураження ракетами з інфрачервоними головками самонаведення та переносних зенітних ракетних комплексів (ПЗРК) [1–3].

Використання ПЗРК терористичними угрупованнями вкрай загострило проблему безпеки польотів цивільних літаків і вертольотів, зробило цю проблему однією із самих гострих та актуальних в сучасних умовах.

Випромінювання частин літака в інфрачервоному діапазоні показано на рисунку 1 [4].

За даними [5] зменшення температури вихлопних газів від двигунів на 30% призводить до зменшення дальності захоплення оптико-електронними системами на 43%, а зменшення температури на 50% зменшує дальність захоплення на 67%. Отже, використання ежекторів в екранно-вихлопних пристроях ГТД є доцільним і в багатьох випадках необхідним.

Аналіз досліджень

Для сучасних досліджень в області газодинаміки є характерним нерозривне поєднання розрахунково-

теоретичних методів з використанням електронно-обчислювальної техніки і постановкою складних аеродинамічних та фізичних експериментів.



Рисунок 1 — Літак в інфрачервоній спектральній смузі довжини хвиль

Теоретичні дослідження удосконалюються на отримані експериментальним шляхом закономірностей, які дозволяють описати за допомогою відповідних рівнянь течію газу та газових сумішей.

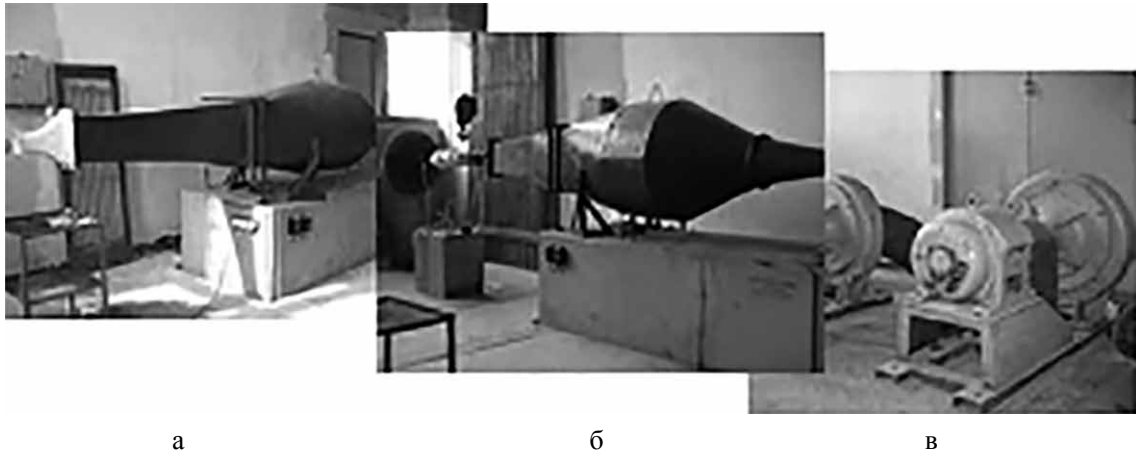


Рисунок 2 — Аеродинамічна труба із сопловим насадком

Методами прикладної математики розробляються ефективні способи розв'язання цих рівнянь на ЕОМ.

Експериментальні дані дають можливість визначити необхідні величини фізичних та хімічних характеристик, властивих середовищу або процесу, що досліджується. Багато завдань перед науковцями, спричинених розвитком сучасної техніки, на даний час не можуть бути розв'язані розрахунково-теоретичними методами. В цих випадках широко використовують газодинамічні експерименти, поставлені на основі теорії подібності і законів гідродинамічного та аеродинамічного моделювання. Газодинамічні експерименти проводяться в аеродинамічних трубах та газодинамічних установках спеціального призначення.

При проведенні газодинамічних розрахунків застосовують спрощені теоретичні уявлення про осереднені параметри газового потоку вздовж поперечних перерізів каналів об'єкту, що досліджується, використовуючи основні закономірності руху потоку, знайдені експериментальним шляхом.

При розрахунку компресорів і турбін газотурбінних двигунів, сопел і дифузорів, ракетних двигунів, аеродинамічних труб, ежекторів, газопроводів та інших технічних пристроїв застосовують характеристики, які отримано на основі узагальнення результатів теоретичних та експериментальних досліджень.

Опис експериментальної установки

Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах проведено комплекс експериментальних досліджень осьових дозвукових газових ежекторів різних форм з поворотом потоку від 0 до 90°.

Експериментальні дослідження проводилися на модельній установці, загальний вигляд якої надано на рисунках 2 а, б.

Установка є аеродинамічною трубою відкритого типу і включала магістраль підведення стисненого повітря, ресивер, перехідну ділянку, вузол для встановлення

різних моделей сопел, камер змішування та дифузорів, контрольно-вимірювальну апаратуру.

До установки надавали повітря із атмосфери за допомогою двох послідовно встановлених нагнітачів (рисунок 2, в). Основні конструктивні особливості робочої частини установки було взято згідно рекомендацій, представлених в роботі [6].

З метою забезпечення рівномірного поля швидкостей та тиску в аеродинамічній установці було передбачено хонейкомб та детурбулізуюча сітка. Геометричні розміри заспокоїливої камери відповідають ГОСТ 10921-74.

Схему експериментальної установки показано на рисунку 3.

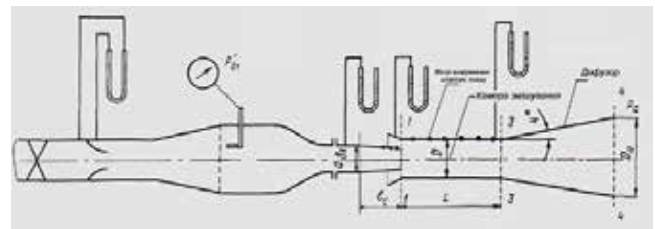


Рисунок 3 — Схема експериментальної установки

Досліджували сопла із трьома величинами напівкута конуса ($\alpha = 0^\circ, 3^\circ$ та 6°) течії. Усі сопла мали однаковий діаметр вхідного перерізу, що дорівнював 105 мм. Діаметр вихідного перерізу сопел змінювався відповідно до довжини сопла $L=170$ мм.

Досліджувалось три типи камер змішування, а саме: камера змішування з розширенням $\alpha=3^\circ$, циліндрична камера змішування та камера змішування зі звуженням $\alpha=3^\circ$.

Для отримання необхідної величини площі вихідного перерізу сопел більшого діаметра здійснювалось їх укорочення шляхом підрізування. Цим виключалися розбіжності в показниках параметрів сопел одного і того ж самого сімейства при їх виготовленні.

Упродовж дослідження було отримано витратну характеристику ділянки ресивера, що звужується, профіль якої був близький до кривої Вітошинського. У цьому випадку вихідний діаметр дорівнював 105 мм.

Разом із соплами було випробувано камери змішування. Діаметр початкової ділянки камери змішування змінювався відповідно до коефіцієнта ежекції $n = 0,01, 0,05, 0,1$. Довжина камери змішування становила 350 мм.

До циліндричної частини камери змішування прилаштувалася конічна ділянка, що розширюється (дозвуковий дифузор), з напівкутом конуса 4° .

Діаметр вихідного перерізу дозвукового дифузора змінювався відповідно до величини ступеня розширення, тобто 1,0, 1,2, 1,5.

Візуалізація руху потоку в камері змішування виконувалася із застосуванням сажо-масляної суміші та волосяних наліпок.

Експериментальні дослідження здійснювались з метою:

- перевірки працездатності розробленої методики розрахунку газового ежектора,
- перевірки коректності прийнятих припущень та граничних умов при розв'язанні прямої задачі розрахунку газового ежектора.

Експериментальні дослідження ставили за мету розв'язання таких задач:

- визначення закону змінення параметрів потоку вздовж камери змішування газового ежектора та сопел, що задіяні в процесі,
- отримання експериментальним шляхом даних про структуру та характер втрат енергії в камері змішування і дифузори та їх аналіз,
- отримання експериментальним шляхом даних про характеристики базового осевого дозвукового газового ежектора.

В усіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції через

змінювання площі перерізу кільцевого сопла пасивного газу.

Система вимірювання газодинамічних параметрів ежектора

Система вимірювання складалась з таких основних елементів:

- приймачів повного та статичного тиску, пятитрубчастих зондів та шагової гребінки,
- нахилоного батареиноного манометра,
- координатних пристроїв,
- еталонних лабораторних ртутних термометрів розширення та барометра.

Система вимірювання дозволяла визначити наступні параметри:

- повного та статичного тиску, а також температуру загальмованого потоку на зрізі сопел ежектора,
- повного і статичного тиску, а також кутів скосу потоку в перерізах камери змішування,
- розподіл статичного та повного тиску на виході із камери змішування.

Вимірювання швидкості та параметрів загальмованого потоку повітря у відповідних перерізах каналу проводилося за допомогою комбінованої гребінки з точковими приймачами повного та статичного тиску (рисунки 4, а), пятиточкового приймача повного тиску (рисунки 4, б), а також датчика швидкості (рисунки 5, а).

Вимірювання статичного тиску проводилося в тих же встановлених перерізах каналу.

Поле швидкостей вимірювалось дистанційно по всій площині, що досліджувалась, з використанням універсальної гребінки з дванадцятьма приймачами повного тиску та трьома приймачами статичного тиску (рисунки 5, б) за допомогою координатника.

Кути скосу вектора абсолютної швидкості визначались за допомогою пятитрубчастого приймача тиску, який

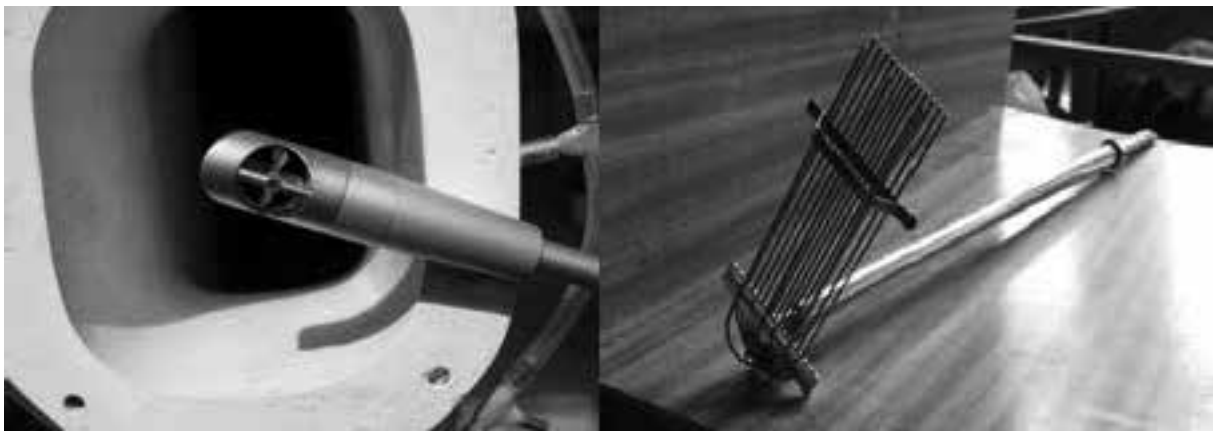


Рисунок 5 — Датчик швидкості (а) та універсальна гребінка з дванадцятьма приймачами повного тиску та трьома приймачами статичного тиску (б) газового ежектора

встановлено на рухомому поздовж радіусу координатному пристрої.

Координатний пристрій має спеціальний лімб, що дозволило визначити кут установки приймача відповідно напрямку руху потоку.



а б

Рисунок 4 — Комбінована гребінка з точковим приймачами повного та статичного тиску (а). П'ятиточковий приймач повного тиску (б)

Це дало можливість проводити вимірювання кутів скосу потоку в горизонтальній площині нульовим методом.

Вимірювання кутів скосу потоку та статичного тиску на виході з камери змішування виконувалось за допомогою комбінованої гребінки п'ятитрубчастих зондів і приймачів статичного тиску, що встановлено на координатному механізмі.

Це дозволило виконати покрокове вимірювання параметрів вздовж площини перерізу камери змішування.

Осереднення параметрів повного тиску на виході із ежектора вздовж радіуса і за кроком проводилось за допомогою трьох гребінок, що встановлено на різних радіусах за камерою змішування.

Показники величин повного та статичного тиску реєструвались за показниками нахиленого реєструвались за показниками нахиленого батареїного спиртового манометра.

Температура гальмування у вхідному перерізі ступеня вимірювалась за допомогою еталонного ртутного термометра. Вимірювання температури виконувалось у п'яти точках і осереднювалось.

Методика обробки результатів

Величини тиску визначались із співвідношення $p = \Delta h \cdot \gamma \cdot 9,81 \cdot \sin \alpha + p_h$,

де $\Delta h = h_1 - h_2$ — різниця висот рівнів рідини в манометрі, γ — питома вага рідини (для етилового спирту $\gamma = 0,81 \text{ г/см}^3$), α — кут встановлення нахиленого манометра, p_h — тиск атмосфери.

Середня інтегральна величина тиску за камерою змішування і в її перерізах визначалась за формулою

$$p_{2-p} = \frac{1}{h} \int_z^0 p_i \cdot dz,$$

де p_i — тиск в i -й точці, z — радіальна координата.

Статичний тиск визначався за формулою

$$p_{3-p} = \frac{1}{h \cdot \varphi_\Sigma} \int_0^{\varphi_\Sigma} \int_0^t p_i \cdot dz \cdot d\varphi,$$

де $\varphi_\Sigma = \frac{2\pi}{t} \cdot 57,3$ — кутова координата, t — крок вимірювання.

Для точного визначення кутів скосу потоку виконано тарювання п'ятитрубчастих приймачів тиску. Тарювання виконувалось в спеціальній аеродинамічній трубці АТ-1 з низьким рівнем турбулентності потоку. Приймачі тиску встановлювались в трубці на спеціальному держаку з α -механізмом.

За величиною вимірюваного тиску розраховувались безрозмірні кутові коефіцієнти [139,140]

$$\chi_\alpha = \frac{h_3 - h_1}{2h_5 - h_3 - h_1}; \chi_\beta = \frac{h_4 - h_2}{2h_5 - h_4 - h_2},$$

де h_1, h_2, h_3, h_4, h_5 — величини рівнів рідини у манометрах кожної трубки.

При тарюванні кути α і β вимірювались як в прямому, так і у зворотному напрямках. Визначено тарювальні залежності $\chi_\alpha = f(\alpha)$ та $\chi_\beta = f(\beta)$, які дозволили визначити кути скосу потоку в двох взаємно перпендикулярних площинах. Величини кутів виходу потоку на i -му радіусі визначались як середнє інтегральне значення за кроком решітки $\beta_{3i} = \frac{1}{\varphi_\Sigma} \int_0^{\varphi_\Sigma} \beta \cdot d\varphi$.

Кут повороту потоку на i -му радіусі визначався як різниця між кутами виходу та входу потоку.

Оцінка похибок результатів експерименту визначалась наступним шляхом.

Випадкова похибка вимірювань визначалась за формулою $\Delta_c = t_c \cdot S$, де t_c — умовний коефіцієнт, який

$$\text{залежить від числа вимірювань, } S = \pm \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \alpha_i^2}{n-1}} —$$

середньоквадратичне відхилення, $\alpha_{c3} = (\alpha_1 — \text{випадкове відхилення результату вимірювань, } \alpha_i = \alpha_1 + \alpha_2 + \dots + \alpha_n / n — \text{середнє значення величини, що вимірюється, } n — \text{кількість вимірювань.}$

Абсолютна похибка вимірювань визначалась як сума систематичної та випадкової похибки, а саме $\Delta = \Delta_c + \Delta_{c'}$. Відносна похибка визначались за формулою $\delta = (\Delta/\alpha) \cdot 100\%$

При визначенні величини абсолютної похибки вимірювань тиску приймалось, що систематична похибка $\Delta_{c'}$ є похибкою приладів Δ_n .

Оскільки шкала батареїного манометра проградуирована у міліметрах, то згідно до рекомендацій роботи [7], похибка приладів складала величину

$$\Delta_n = 0,5 \text{ мм вод. стовпа.}$$

Величини відносних похибок зведено до таблиці 1.

Таблиця 1

№	Вимірювальна величина	Одиниця виміру	$\delta, \%$	Δ, \pm
1	Тиск, p	Па	0,5	1,0
2	Кут, $\Delta\alpha$ Кут, $\Delta\beta$	град	1,2	0,6
3	Відносна похибка, δ	-	1,2	0,6

Дослідні зразки моделей дозвукових газових ежекторів

Моделі сопел, камер змішування та дифузорів встановлювались до магістралі підведення стисненого повітря після перехідної ділянки ресивера.

Один із варіантів дослідного експериментального модельного соплового насадку активного потоку газу та експериментальний зразок модельного осевого дозвукового ежектора показано на рисунку 6.

В усіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції шляхом змінення площі перерізу кільцевого сопла пасивного повітря. Незалежно від форми поперечного перерізу каналу поворот потоку здійснювався або під прямим кутом, або вздовж криволінійного каналу, або вздовж каналу, контур якого складався із відрізків прямої.



Рисунок 6 — Експериментальний модельний сопловий насадок та модельний осевий дозвуковий ежектор



Рисунок 8 — Багатокаскадна камера змішування

На рисунку 7 представлено три типи поворотних колін і позначено внутрішній r_i , зовнішній r_o та середній r_m радіуси кривизни.

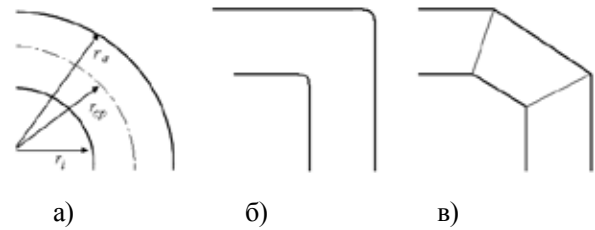


Рисунок 7 — Типи колін:

а — криволінійне, б — прямокутне, в — ланане

Для відбудови модельних умов на вході в сопло активного газу використовувались поворотні коліна з поворотом потоку до 90° .

Дослідження газового ежектора із камерою змішування та поворотом потоку, яка мала декілька каскадів ежекції пасивного газу, проведено на дослідному зразку, який представлено на рисунку 8.

Візуалізація руху потоку газу виконувалась шляхом наклеювання волосяних ниток на поверхні змішувальної камери, що відображено на рисунку 9.

Комплекс експериментів передбачав дослідження таких конструкцій газових ежекторів з інтенсифікацією процесу змішування:

- газових ежекторів із соплами активного газу, що розділені на декілька струменів;
- газових ежекторів із соплами активного газу, що мали перехід циліндричної частини в плоску;
- газового ежектора із пелюстковим соплом активного газу;
- газового ежектора із комбінованим соплом активного газу та подачею пасивного газу в середину камери змішування.

Крім зазначених, комплекс експериментів передбачав дослідження таких конструкцій газових ежекторів з інтенсифікацією процесу змішування:

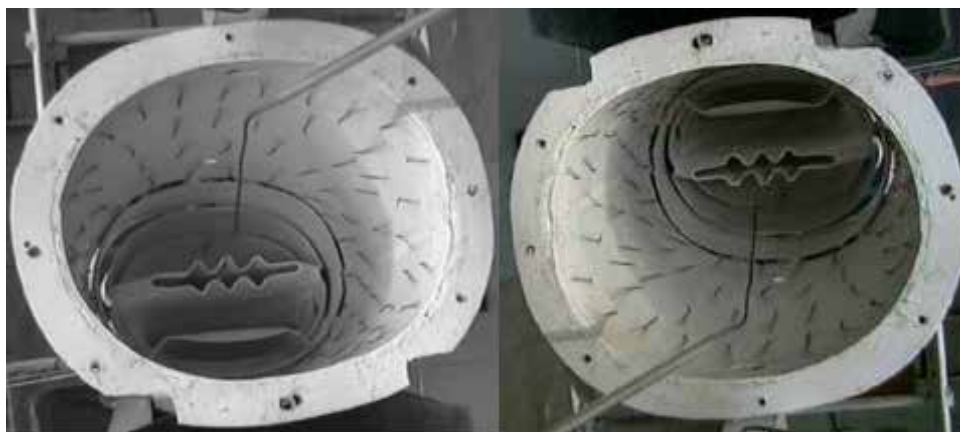


Рисунок 9 — Візуалізація течії у дослідному зразку ежектора із зовнішнім та внутрішнім соплами другого контуру

- газових ежекторів із соплами активного газу, що розділені на декілька струменів;
- газових ежекторів із соплами активного газу, що мали перехід циліндричної частини в плоску;
- газового ежектора із пелюстковим соплом активного газу;
- газового ежектора із комбінованим соплом активного газу та подачею пасивного газу в середину камери змішування.

Результати експериментальних досліджень дозвуків газових ежекторів для екранно-вихлопних пристроїв

В ежекторі з пелюстками на вході в камеру змішування (рисунок 10) вирівнювання поля швидкостей проходить інтенсивніше. При малій нерівномірності поля швидкості корисний ефект, що отримується за рахунок подальшого вирівнювання в камері змішування, не компенсує величину гідравлічних втрат, що збільшується.



Рисунок 10 — Дослідний зразок ежектора з пелюстками на вході до камери змішування

Отже, існує кінцева оптимальна величина довжини камери змішування. Експериментально це визначається за наявністю максимуму статичного тиску суміші на деякій кінцевій відстані від входу до камери змішування.

Для аналітичного визначення оптимальної довжини камери змішування необхідно знати закон змінення коефіцієнта поля швидкості.

На підставі експериментально виявленої подібності профілів швидкості в різних перерізах камери змішування створено метод розрахунку дозвуків газових ежекторів для екранно-вихлопних пристроїв. У більшості випадків в екранно-вихлопних пристроях камеру змішування або дифузори за камерою виконують із поворотом потоку до 90° .

Це обумовлено необхідністю повернути гарячі гази за камерою змішування вгору відносно вертольоту для зменшення довжини захоплення його ракетами типу «земля-повітря». Поворот потоку призводить до появи додаткових втрат енергії, а, відповідно, до зменшення потужності силової турбіни.

З метою зменшення втрат енергії та забезпечення рівномірного поля швидкостей доцільно застосовувати профільовані або непрофільовані (пластини) напрямні лопатки, які встановлюються на повороті [8].

Проведено випробування дослідних зразків екранно-вихлопних пристроїв ежекторного типу із поворотом потоку та з напрямними лопатками на виході з камери змішування (дифузора). Поворот потоку призводить до появи додаткових втрат енергії, а, відповідно, до зменшення потужності силової турбіни.

На рисунку 11 показано дослідний зразок екранно-вихлопного пристрою ежекторного типу із напрямними лопатками на виході з камери змішування. Дослідження підтвердило, що застосування напрямних лопаток на виході з екранно-вихлопного пристрою зменшує пряму «видимість гарячих газів» сопла активного газу ежектора. Це, у свою чергу, зменшує дальність захоплення вертольоту ракетами типу «земля-повітря» з інфрачервоними головками самонаведення.



Рисунок 11 — Дослідний зразок екранно-вихлопного пристрою ежекторного типу із напрямними лопатками на виході з камери змішування

Результати дослідження, представлені в роботі [9], також підтверджують факт зменшення втрат в декілька разів при застосуванні напрямних лопаток в районі повороту потоку.

Довжина камери змішування екранно-вихлопного пристрою обмежується допустимими габаритними розмірами вертольота, тому процес інтенсифікації процесу змішування з метою скорочення довжини камери змішування набуває особливої актуальності.

Важливим напрямом інтенсифікації процесу змішування є використання закрутки потоку, розбивання струменя активного газу на декілька струменів, застосування змішувачів пелюсткового типу та ін.

Теоретичне дослідження таких потоків газу є значною мірою складною задачею, яка на даний час з достатньою точністю не вирішена. Аналіз робіт за даною тематикою досліджень, де наводяться результати експериментів та теоретичних опрацювань дозволяє зробити висновок про те, що задовільні результати теоретичних досліджень можна отримати тільки для випадків незначної закрутки та при відсутності зворотних течій газу. В наш час достовірні характеристики дозвукових газових ежекторів із інтенсифікацією процесу змішування можна визначити лише експериментальним шляхом.

Висновки

Обґрунтовано науково-технічну проблему розробки екранно-вихлопних пристроїв, як один із найбільш ефективних і розповсюджених засобів захисту літаків, вертольотів та інших повітряних об'єктів від ураження ракетами з інфрачервоними головками самонаведення та переносних зенітних ракетних комплексів.

Теоретичне дослідження процесу ежекування повітря з поворотом газу в ежекторі є значною мірою складною задачею, яка на даний час з достатньою точністю не вирішена.

Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах проведено комплекс експериментальних досліджень осьових дозвукових газових ежекторів різних форм з поворотом потоку від 0 до 90°.

Візуалізація руху потоку в камері змішування виконувалась шляхом використання сажомасляної суміші та волосяними наклейками.

Представлено систему вимірювання газодинамічних параметрів ежектора та методику обробки результатів експериментальних досліджень.

Досліджено конструкції газових ежекторів із соплами активного газу, що розділені на декілька струменів, газових ежекторів із соплами активного газу, що мали перехід циліндричної частини в плоску, газового ежектора із пелюстковим соплом активного газу, газового ежектора із комбінованим соплом активного газу та подачею пасивного газу в середину камери змішування.

Виявлено, що поворот потоку призводить до появи додаткових втрат енергії, а, відповідно, до зменшення потужності силової турбіни.

З метою зменшення втрат енергії та забезпечення рівномірного поля швидкостей доцільно застосовувати профільовані або непрофільовані напрямні лопатки (пластини).

Література

1. Дозвукові газові ежектори екранно-вихлопних пристроїв ГТД : монографія (М.С. Кулик, М.І. Архіпов, П.І. Греков П.І. та ін.), під ред. проф. М. С. Кулика. — К.: Нац. авіа. ун-т, 2013. — 142 с.
2. Кулик, М.С. Дослідження методів зменшення теплової помітності літальних апаратів / І.О. Ластівка, П.І. Греков, К.І., Капітанчук // Промислова гідравліка і пневматика. — 2008. — №1(19). — С. 46—50.
3. Stuart Birch. More board the Silent Aircraft // Aerospace Engineering. — 2005. — P. 8-9.4..
4. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник / Сост. Я.Д. Ширман, Ю.И. Лосев, Н.Н. Минервин, С.В. Москвитин, С.А. Горшков, Д.И. Леховицкий, Л.С. Левченко / Под ред. Я.Д. Ширмана. — М.: Маквис, 1998. — 828 с.
5. Аркадов, Ю.К. Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы / Ю.К. Аркадов. — М.: Физматлит, 2001. — 334 с.
6. Тимошин, А.Н. Исследование течения газа в начальном участке эжектора при малых значениях коэффициента эжекции: Тех. отчет № 224 / А.Н. Тимошин. — М.: ЦИАМ, 1964.
7. Петунин, А.Н. Измерение параметров газового потока. Приборы для измерения давления, температуры и скорости / А.Н. Петунин. — М.: Машиностроение, 1974. — 260 с.
8. Повх, И.Л. Аэродинамический эксперимент в машиностроении / И.Л. Повх. — М.-Л.: Машиностроение, 1965. — 480 с.
9. Ахмедов, Р.Б. Интенсивность крутки воздушного потока в вихревых горелках // Теплоэнергетика, 1962. — №6. — С. 17—22.

References

1. Dozvukovi gazovi ezhektory ekrannovykhlopykh prystroiv GTD: monografia (M.S. Kulyk, M.I. Arkhipov, P.I. Ghrekov and others), pid red. prof. M.S. Kulyk. — K.: NAU, 2013. — S. 142.
2. Doslydnyy metoduiv zmeshennya teplovoi pomitnosti litalnykh aparativ // Promyslova gidravlika i pnevmatika. M.S. Kulyk, I.O. Lastivka, P.I. Ghrekov, K.I. Kapitanchuk. — 2008. — №1(19). — S. 46—50.
3. Stuart Birch. More board the Silent Aircraft // Aerospace Engineering. — 2005. — S. 8—9.
4. Radioelektronnye sistemy: osnovy postroeniya i teoriya. Spravochnik / Y.D. Shirman, Y.I. Losev, N.N. Minervin., S.V. Moskvitin., S.A. Gorshkov, D.I. Lekhovitskiy, L.S. Levchenko / pod red. Shyrman Y.D. — M.: Makvis, 1998. — S. 828.
5. Novye gazovye ezhektory i ezheksionnye protsessy. Y.K. Arkadov. — M.: Fizmatlit, 2001. — S. 334.

6. Issledovaniya techeniya gaza v nachalnom uchastke ezhektora pri malykh znacheniyakh koefitsienta ezheksii. A.N. Timoshyn: Tekh. otchet № 224. — M.: TSIAM, 1964.

7. Izmerenie parametrov gazovogo potoka. Pribory dlya izmereniya davleniya, temperatury i skorosti / A.N. Petunin. — M.: Mashinostroenie, 1974. — S. 260.

8. Aerodinamicheskiy eksperiment v mashinostroenii / I.L. Povh. — M.-L.: Mashinostroenie, 1965. — S. 480.

9. Intensivnost krutki vozdušnogo potoka v vikhrevykh gorelках / R.B. Akhmedov // Teploenergetika. — 1962. — №6. — S. 17—22.

Надійшла 5.09.2016 року

УДК 629.735.03(02)

Экспериментальные исследования модельных экранно-выхлопных устройств газотурбинных двигателей с газовыми эжекторами

П.И. Греков,
К.И. Капитанчук

Обоснована научно-техническая проблема разработки экранно-выхлопных устройств, как одного из наиболее эффективных и распространённых способов защиты самолетов, вертолетов и других воздушных объектов от поражения ракетами с инфракрасными головками самонаведения и переносных зенитных ракетных комплексов.

Теоретические исследования движения до звукового потока газа в эжекторе, который является основным элементом в экранно-выхлопном устройстве, представляет очень сложную задачу, которая на данный момент с достаточной точностью не решена. Через сложность определения способа решения уравнений Навье–Стокса в системе с другими уравнениями переноса (теплопроводность, сохранение энергии, концентраций) численное моделирование не удовлетворяет требованиям достоверного расчета характеристик дозвуковых газовых эжекторов.

Для определения особенностей течения газа в действительных условиях проведено комплекс экспериментальных исследований осевых дозвуковых газовых эжекторов разных форм с поворотом потока от 0 до 90°. Визуализация движения потока в камере смешения выполнена путем использования саже-масляной смеси и волосяными наклейками.

Комплекс экспериментов предусматривал исследования таких конструкций газовых эжекторов с интенсификацией процесса смешения, как газовых эжекторов с соплами активного газа, которые разделены на несколько

струи; газовых эжекторов с соплами активного газа, которые имели переход цилиндрической части в плоскую; газовых эжекторов с лепестковыми соплами активного газа; газовых эжекторов с комбинированным соплом активного газа и подачей пассивного газа в середину камеры смешения.

Установлено, что поворот потока приводит к появлению дополнительных потерь энергии, следовательно, к уменьшению мощности силовой турбины. С целью уменьшения потерь энергии и обеспечения равномерного поля скоростей целесообразно использовать профилированные или непрофилированные направляющие лопатки (пластины).

Ключевые слова: экранно-выхлопное устройство, эжектор, экспериментальная установка, система измерений, визуализация/

UDK 629.735.03(02)

Experimental research of exhaust-screen devices for with jet-engine

**P.I. Grekov,
K.I. Kapitanchuk**

Article addresses scientific issues of design of exhaust screens as most common and reliable method of protecting aircraft from guided infrared homing head missiles and surface-to-air missile systems.

Theoretical research of sub-sonic gas flow moving speed inside injector meets an issue called “Navier–Stokes existence and smoothness problem”. The numerical solution of the Navier–Stokes equations for turbulent flow is extremely difficult, and due to the significantly different mixing-length scales that are involved in turbulent flow, the stable solution of this requires such a fine mesh resolution that the computational time becomes significantly infeasible for calculation or direct numerical simulation.

Number of experimental tests were conducted for studying actual gas flow parameters in sub-sonic gas ejector of different shape with flow rotation angle in between of 0 and 90°. Visualization of flow current in ejector chamber was performed with colored oil and hair markings inside wind tunnel.

Array of experiments was conducted for different types of jet engines, all of which achieve forward thrust from the principle of jet propulsion: turbojet, turbofan, turboprop and ramjet.

Using non-axial flow turbines result in drop of thrust power.

For purposes of reducing energy loss and achieving less field flow fractionation static exhaustblades should be used.

Keywords: exhaust-screen devices, ejector, experimental model, measurement devices, vizualization.