

## ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДІВ ЗМЕНШЕННЯ ТЕПЛОВОЇ ПОМІТНОСТІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*Представлены результаты экспериментальных исследований газовых эжекторов для экранно-выхлопных устройств летательных аппаратов*

*Presented the results of experimental research of gas ejectors for output of aircrafts*

### Вступ

Сучасний етап розвитку авіаційної техніки, насамперед військового призначення, характеризується не тільки зростанням показників льотно-технічних характеристик, а й прагненням знизити імовірність поразки літального апарата ракетами з інфрачервоними голівками самонаведення. Задача зниження теплової помітності літальних апаратів є особливо актуальною в сучасних умовах боротьби з тероризмом.

Газові ежектори в цей час широко застосовуються в різних галузях техніки, зокрема, у газовій і хімічній промисловості, вакуумній техніці, літакобудуванні та різних експериментальних аеродинамічних установках.

По суті, ежектором можна назвати будь-який пристрій, у якому повний тиск одного потоку (що ежекується) збільшується за рахунок змішування його з іншим потоком, що ежекує і має більш високий повний тиск. У результаті взаємодії потоків в ежекторі утвориться їх суміш, що має середній тиск вище тиску середовища, куди вона виходить.

Простою конструктивною реалізацією теплового екранування двигунів на сучасних літальних апаратах є екранно-вихлопні пристрої ежекторного типу (ЕВП).

Перші дослідження ежекторів відбулися в 20-х роках минулого сторіччя [1], у яких змішувались потоки нестисливих речовин. В нашій країні вони були розпочаті К.Н. Бауліним [2-5] в 30-х роках і тривали кілька десятиліть.

Для розрахунку сумарних характеристик ежектора звичайно застосовуються рівняння одномірного руху середовищ між початковим і кінцевим перетином циліндричної камери змішування, при цьому тертям і теплообміном на стінках камери нехтують.

На даний час для розрахунку течії в ежекторі широко застосовується напівемпірична теорія турбулентних струменів Г.Н. Абрамовича [6-8].

### Постановка задачі дослідження

Вихлопний струмінь газотурбінного двигуна випромінює кількість енергії, яка реєструється в дискретній області спектра двоокису вуглецю і знаходиться в смузї довжини хвиль від 3,7 до 4,8.

Підмішування до вихлопного струменя холодного навколишнього повітря зменшує концентрацію CO<sub>2</sub> і температуру, що призводить до зниження помітності літального апарата. Цей спосіб нескладно реалізувати за допомогою пасивного ежектора.

При цьому об'єкт залишатиметься уразливим при відсутності екранування нагрітих поверхонь, тому що випромінювання від малої, видимої для ІЧ-пристроїв, частини металевої поверхні в охолодженому потоці за контрастом більше, ніж випромінювання всього неохолодженого струменя.

Тому для зменшення помітності літальних апаратів пропонується залучити два заходи:

- використовувати повернений нагору вихлопний патрубок з теплоізоляційним кожухом на нагрітих стінках;
- застосовувати вихлопний ежектор для зниження помітності струменя.

Така конструкція, цілком ймовірно, ляже в основу наступних проектів [9].

В ЕВП за рахунок ефекту ежекції температура вихлопних газів може бути зменшена до 200...250°C. При зменшенні температури вихлопних газів на 30% дальність захоплення оптико-електронними системами зменшується на 43%, а зменшення температури на 50% - зменшує дальність захоплення на 67% (рис. 1).

Основним елементом ЕВП є газовий ежектор, який виконує основне завдання – охолоджує вихлопні гази ГТУ та зменшує шум. В ЕВП зменшення температури вихлопних газів до необхідних величин не завжди можливо у зв'язку з ростом втрат повного тиску, що веде до зменшення потужності на валу вільної турбіни або до зростання температури газів перед турбіною компресора.

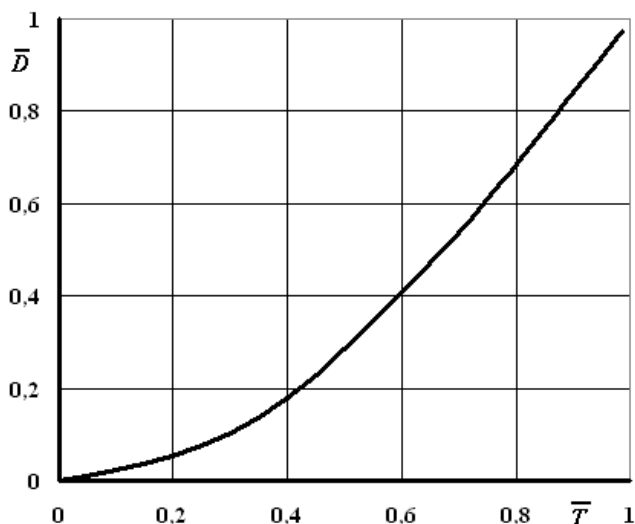


Рис. 1. Залежність дальності захоплення оптико-електронних систем від середньої температури вихідних газів з двигунів літального апарата

Тому, при розв'язанні задачі охолодження вихлопних газів газотурбінної установки, забезпечення мінімально можливих втрат повного тиску стає особливо актуальним. Незалежно від призначення газового ежектора в ньому завжди мають місце наступні конструктивні елементи: сопло високонапірного газу, який ежектують 1, сопла низьконапірного газу, який ежектуються 2, змішувальна камера 3 і дифузор 4 (рис.2).

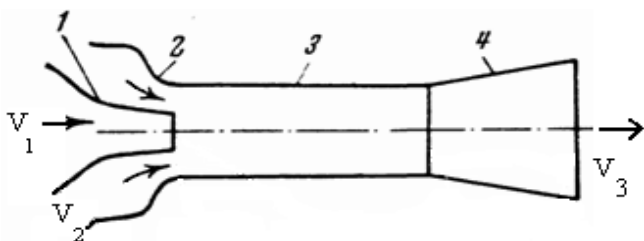


Рис. 2. Принципова схема ежектора:  
1 – сопло високонапірного потоку; 2 – сопла низьконапірного потоку; 3 – змішувальна камера; 4 – дифузор

Одним з додатків теорії вільного струменя є розрахунок процесу змішування потоків в ежекторі. У змішувальній камері ежектора два потоки, які можуть мати в початковому перетині різну швидкість ( $V_1$  та  $V_2$ ), температуру і молекулярну вагу (хімічний склад), перемішуються таким чином, що нерівномірність швидкості, температури і складу в поперечному перерізі поступово зменшується. При цьому в деякому перетині камери утворюється однорідний потік суміші рідини (газу).

На рис.3 показаний характер полів швидкості в поперечних перерізах змішувальної камери [7].

Експериментальними дослідженнями [8] встановлена цікава аналогія між полями швидкості в поперечних перерізах змішувальної камери і у перерізах вільного струменя.

Виявилося, що процес вирівнювання параметрів потоку в циліндричній змішувальній камері протікає таким чином, що поле швидкості в кожному перетині описується універсальною кривою, що виражає безрозмірне поле швидкості у відповідному перетині вільного струменя.

Ця аналогія між полями швидкості в ежекторі і у вільному струмені пояснюється спільністю діючих законів турбулентного перемішування.

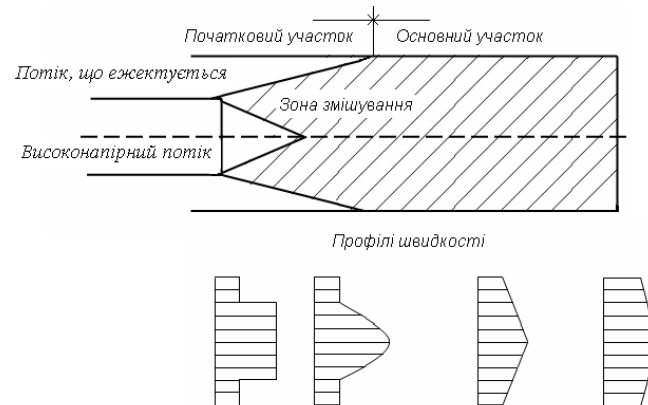


Рис. 3. Схема течії в камері змішування ежектора

Як і при розгляді вільного струменя, наявність зазначеної універсальності полів у різних перетинах потоку дає можливість скласти інтегральні залежності, що виражають основні закони збереження маси і кількості руху, і визначити параметри потоку в будь-якому місці змішувальної камери за відомими початковими параметрами потоків, що змішуються.

Методи розрахунку газового ежектора згідно теорії вільного струменя наведені в роботах [8,9].

Враховуючи складний характер течії газу в ежекторі особливо при наявності повороту потоку експериментальні дослідження стають на першочерговий план.

### Мета дослідження

Метою дослідження є отримання експериментальних даних щодо визначення можливості зменшення температури вихлопних газів шляхом використання газових ежекторів з мінімально можливими втратами енергії для екранно-вихлопних пристроїв літальних апаратів.

### Експериментальні дослідження течії в газовому ежекторі

Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах були проведені експериментальні дослідження осьового дозвукового газового ежектора. Експериментальні дослідження проводилися на установці високого тиску в умовах холодного потоку. Загальний вигляд установки показаний на рис. 4.



*Рис.4. Загальний вигляд аеродинамічної труби із сопловим насадком*

В установку надавалось повітря від двох послідовно встановлених нагнітачів. З метою забезпечення рівномірного поля швидкостей та тисків в аеродинамічній установці були передбачені хоней-комб та сітка для зменшення турбулізації..

Геометричні розміри заспокійливої камери та всіх інших елементів системи підводу повітря виконані згідно ГОСТ 10921-74.

Експериментальні дослідження проводилися на пристрої з осьовим входом повітря, що ежектується (рис. 5). У всіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції за рахунок зміни площі перетину килцевого сопла повітря, що ежектується.

Вимірювання параметрів потоку повітря проводилося за допомогою комбінованої гребінки з приймачами повного та статичного тиску (рис. б), а також датчиків швидкості, повного та статичного тиску (рис.7).

Система вимірювання дозволяла виконувати вимірювання наступних параметрів:

- повного і статичного тиску, а також повної температури на зрізі сопел ежектора;
- повного і статичного тиску, а також кутів скосу потоку в перетинах камери змішування;
- розподіл статичного і повного тиску на виході з камери змішування.

Система вимірювання складається з наступних основних елементів:

- приймачів повного і статичного тиску, п'ятитрубчатих зондів і шагової гребінки;
- нахилоного батарейного манометра;
- координатних пристроїв;
- еталонних лабораторних ртутних термометрів розширення.

Повний і статичний тиск на вході в ступінь вимірювався в трьох точках за радіусом приймачів тиску, що виготовлені згідно рекомендацій робіт [7-9].



*Рис.5. Загальний вигляд осьового дозвукового газового ежектора*

В камері змішування повний і статичний тиск вимірювався за допомогою приймачів тиску, що встановлені на рухомому вздовж радіусу координатному пристрої.



*Рис.6. Комбінована гребінка з приймачами повного та статичного тисків*

В зв'язку з тим, що потік в камері змішування суттєво нестационарний, для вимірювання статичного тиску використовувався малочуттєвий до зміни кутів скосу приймач з протокою, виконаний згідно рекомендацій роботи [9]. Кути скосу вектора абсолютної швидкості вимірювались за допомогою п'ятитрубчатого приймача тиску, який встановлений на рухомому вздовж радіусу координатному пристрою.

Координатний пристрій мав спеціальний лімб, що дозволяв визначити кут установки приймача. Це дало можливість виконати вимірювання кутів скосу потоку в горизонтальній площині нульовим методом.



Рис.7. Загальний вигляд датчика швидкості, приймача повного та статичного тиску

Вимірювання кутів скосу потоку і статичного тиску на виході з камери змішування виконувалось за допомоги комбінованої гребінки п'яти-трубчатих зондів і приймачів статичного тиску, який встановлено на координатному механізмі, що дозволяє виконувати вимірювання параметрів за шагом одночасно в дев'яти перерізах по висоті лопаткового вінця. Осереднення вздовж радіусу і за шагом повного тиску на виході із ступеня виконувалось за допомогою трьох шагових гребінок, що встановлені на різних радіусах за камерою змішування. Показники значень повного і статичного тиску реєструвались за допомогою нахиленого батарейного спиртового манометра. Температура гальмування у вхідному перерізі ступеня вимірювалась за допомогою еталонного ртутного термометра с ціною розподілу 0.1К. Вимірювання температури виконувалось в п'яти точках і осереднювалось.

## Результати досліджень газового ежектора

За результатами досліджень були отримані залежності коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції (рис.8).

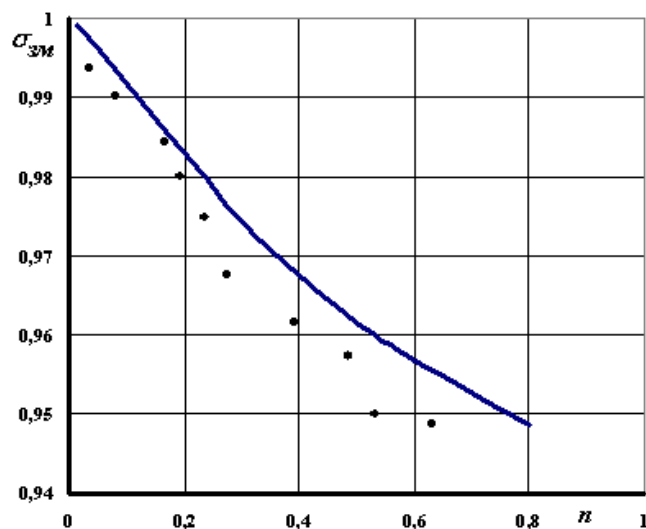


Рис. 8. Залежність коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції:

— - розрахунок; \* - експеримент

Як видно з рисунка результати розрахункових та експериментальних досліджень практично співпадають при незначних значеннях коефіцієнта ежекції. При великих значеннях коефіцієнта ежекції результати експериментальних та розрахункових досліджень значно розходяться. Це пояснюється тим, що при великих значеннях коефіцієнта ежекції (більше 0,5) потік високонапірного та низьконапірного газу не встигає вирівняти параметри по довжині камери змішування і середнє інтегральне значення тиску на зрізі камери змішування значно нижче ніж у випадку повного змішування.

Розрахунки та експериментальні дослідження були проведені при атмосферному тиску 101260 Па, температурі повітря 294 К, перепаду тисків в соплі ГТУ  $\pi_c = 1,06$ . Відзначимо, що при збільшенні коефіцієнта ежекції зменшується і коефіцієнт збереження повного тиску при змішуванні потоків газу, що ежектують і повітря, що ежектують.

Тому повний тиск суміші на виході з камери змішування завжди має меншу величину ніж повний тиск гарячого газу, що ежектують, тобто  $p_3^* < p_1^*$ .

У загальному випадку величина втрат повного тиску на змішування потоків у газовому ежекторі і його лінійні розміри істотно залежать не тільки від перепаду тиску в соплі, форми камери змішування, величини коефіцієнта ежекції, а також і від його конструктивної компоновки.

При проектуванні ежектора важливим є правильність вибору довжини камери змішування, яка повинна забезпечити повне вирівнювання поля швидкості у поперечному перерізі суміші.

Потрібну довжину камери змішування можна істотно скоротити, якщо роздібнити потік, що ежектує, на кілька струменів за рахунок застосування багатоконтурної пелюсткової конструкції.

Експериментальні дослідження показали, що оптимальна довжина такої камери змішування складає величину від 2 до 3 діаметрів.

Виконання камери змішування у вигляді звужувального каналу забезпечує найменші втрати енергії (рис.9, 10), але з точки зору мінімізації габаритів більш доцільно її виконувати у вигляді дифузора.

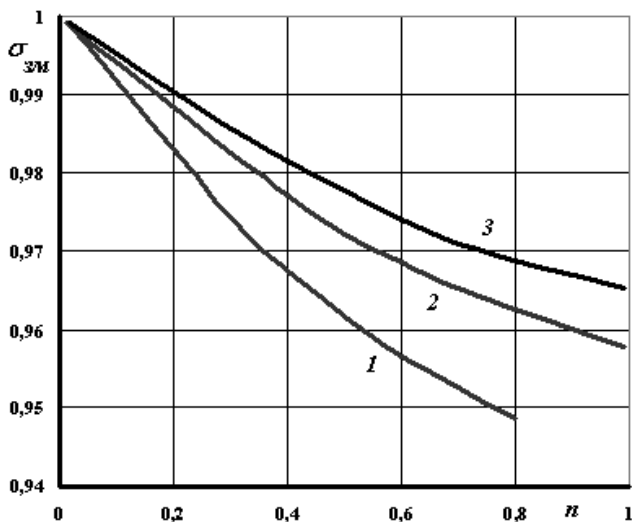


Рис.9. Залежність коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції для різних форм камери змішування: 1 –  $F_3 > F_1 + F_2$ ; 2 –  $F_3 = F_1 + F_2$ ; 3 –  $F_3 < F_1 + F_2$

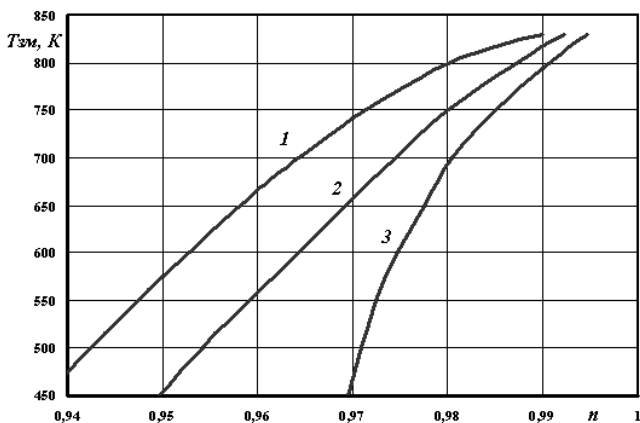


Рис.10. Залежність температури суміші газів від коефіцієнта ежекції газового ежектора при різних величинах перепаду тиску в соплі високотемпературного газу: 1 –  $\pi_c = 1.075$ ; 2 –  $\pi_c = 1.066$ ; 3 –  $\pi_c = 1.051$ ;

Результати проведених досліджень і їх узагальнення показали, що величина температури суміші газів суттєво залежить від коефіцієнта ежекції газового ежектора. При зростанні коефіцієнта ежекції температура суміші газів інтенсивно зменшується. Однак, величина температури суміші обмежується значним зростанням втрат енергії при високих коефіцієнтах ежекції. При цьому мінімальна температура суміші прямо залежить від рівня втрат повного тиску в газовому ежекторі.

## Висновки

Виходячи з аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що газові ежектори є ефективним елементом системи «двигун-літальний апарат», який може забезпечити значне зниження температури вихлопних газів, тобто знизити теплову помітність літального апарату.

Втрати повного тиску в газовому ежекторі складають до 2%. Вони суттєво залежать від необхідної величини коефіцієнта ежекції, параметрів на вході або на виході з ежектора.

При виборі конструктивних параметрів газового ежектора і його розрахунку необхідно користуватися його узагальненими характеристиками.

Це обумовлено тим, що один і той же ежектор може працювати на різних режимах і при різних співвідношеннях початкових параметрів газу.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Thomas A. The Discharge of Air through Small Orifices, and the Entrainment of Air by the Usuing Jet // Philosophical Magazine. – 1922. – №263. – p. 969-988.
2. Баулин К.Н. Эжекторы // Отопление и вентиляция. – 1931. – №10. – 46 с.
3. Баулин К.Н. Исследование работы эжектора // Отопление и вентиляция. – 1933. – №2. – 30 с.
4. Баулин К.Н. О расчете эжекторов // Отопление и вентиляция. – 1938. – №6. – 26 с.
5. Ханжонков В.И. Научное наследие проф. К.Н. Баулина в области теории эжектора // Сб. Промышленная аэродинамика. – 1953. – №4. – 60 с.
6. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. ч.1: Учеб. рук-во: Для втузов. – М.: Наука. – 1991. – 600 с.
7. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. – М.: Гос. изд. ФМЛ. – 1960. – 240 с.
8. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Гостехиздат. – 1953. – 420 с.
9. Toulmey F. Internal Aerodynamics of Infrared Suppressors for Helicopter Engines. // J. of the Amer. Helicopter Soc. v.33. – 1988. – №4. – p. 4-13.

## АНОТАЦІЯ

Н.С. Кулик, И.А. Ластивка, П.И. Греков, К.И. Капитанчук

Исследование методов уменьшения тепловой заметности летательных аппаратов

Представлены результаты экспериментальных исследований газовых эжекторов для экранно-вихлопных устройств летательных аппаратов

М.С. Кулик, І.О. Ластівка, П.І. Греков, К.І. Капітанчук

Дослідження методів зменшення теплової помітності літальних апаратів

Надані результати експериментальних досліджень газових ежекторів для екранно-вихлопних пристроїв літальних апаратів

N.Kyluk, I.Lastivka, P.Grekov, K.Kapitanchuk

Research into methods of reducing of thermal noticeable ness of aircraft

Presented the results of experimental research of gas ejectors for output of aircrafts