

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
МІНІСТЕРСТВО ПРОМИСЛОВОЇ ПОЛІТИКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АНТК ім. О.К. АНТОНОВА



МАТЕРІАЛИ

ІХ Міжнародної
науково-технічної конференції
“АВІА-2009”

21-23 вересня

ТОМ ІІ

Київ 2009

<i>П.І. Греков, І.О. Ластівка, К.І. Капітанчук</i>	13.12
ГАЗОВІ ЕЖЕКТОРИ ДЛЯ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ ГТД	
<i>Е.В. Дорошенко, Л.Г. Марковская</i>	13.16
РАСЧЕТ ФЛУКТУАЦИЙ ПЛОТНОСТИ ВОЗДУХА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	
<i>М.С. Кулик, О.А. Тамаргазін</i>	13.20
ПРОБЛЕМИ БЕЗПЕЧНОЇ І ЕФЕКТИВНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СУЧАСНИХ ТРУБОПРОВІДНИХ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ	
<i>Н.Г. Науменко, М.Д. Лановий</i>	13.23
ІНФОРМАЦІЙНЕ ПРЕДСТАВЛЕННЯ ТРУБОПРОВІДНОЇ ТРАНСПОРТНОЇ СИСТЕМИ В НАВКОЛИШНЬОМУ СЕРЕДОВИЩІ	
<i>Ю.М. Кривенко, В.О. Лаврентьєв</i>	13.26
ПРИЧИНИ НЕОБХІДНОСТІ ЗМЕНШЕННЯ ВТРАТ ГАЗУ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ МАГІСТРАЛЬНИХ ГАЗОПРОВІДІВ	
<i>Д.В. Кондратьєв, М.Ю. Богданов</i>	13.30
ЗАПАС МІЦНОСТІ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНИ ПІД ЧАС ЕКСПЛУАТАЦІЇ ГПА (газоперекачувального агрегату)	
 Секція 14. Новітні триботехнології	
<i>А.Л. Шевченко, А.П. Данилов</i>	14.1
ТРИБОТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ НА ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ-22	
<i>А.И. Богданович, И.В. Ткаченко, К.Э. Гринкевич</i>	14.5
ОЦЕНКА КИНЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЭНЕРГИИ АКТИВАЦИИ ИЗНОСА ПРИ ВОЗВРАТНО-ПОСТУПАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ	
<i>О.І. Духота, О.В. Тісов, Г.А. Волосович</i>	14.9
ВПЛИВ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ НА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ	
<i>В.І. Дворук, В.В. Клімін, О.В. Тісов, В.О. Пасічник</i>	14.13
МОДЕРНІЗОВАНА ТРИБОМЕТРИЧНА МАШИНА 2070 СМТ-1	
<i>Б.О. Грязнов, О.С. Тугарінов</i>	14.16
ОПІР ВТОМИ ЗРАЗКІВ З ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ІЗ ЗАХИСНИМИ ПОКРИТТЯМИ	
<i>О.В. Баишта</i>	14.19
АНАЛІЗ ПРОЦЕСУ ТРІЩИНОУТВОРЕННЯ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ РУЙНУВАННІ АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ Д-16АТ	
<i>Н.В. Холод, В.О. Краля, А.М. Хімко</i>	14.23
ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ НАВАНТАЖЕННЯ НА ФРЕТИНГОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ СТІ-97 і СТ-5-211БН	
<i>М.Н. Свирид</i>	14.27
СОСТОЯНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ РЕПАРАЦИИ	
<i>С.Н. Заднепровская</i>	14.31
ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАР ТРЕНИЯ В РАВНОМЕРНОМ НАПРАВЛЕННОМ ИМПУЛЬСНОМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ	
<i>В.И. Кравцов, Э.М. Караев, А.Г. Смирнов</i>	14.35
МЕХАНИКА ТРУБОПРОВОДА ПРИ ЛОКАЛЬНИХ ПОВРЕЖДЕНИЯХ	
<i>В.В. Климин, В.А. Пасечник</i>	14.39
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ПРИ КОМПЛЕКСНОМ ВОССТАНОВЛЕНИИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ШЕСТЕРЕННЫХ ГИДРОНАСОСОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА ГОРЯЧЕЙ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ	
<i>В.Ф. Лабунець, А.П. Кудрін, О.С. Супрунович, В.В. Жигинас, О.В. Мельник, В.А. Тім</i>	14.43
ПРИЧИНИ РУЙНУВАННЯ ДЕТАЛЕЙ З ЛЕГКИХ СПЛАВІВ І МЕТОДИ ЇХ ВІДНОВЛЕННЯ	
<i>С.В. Федорчук, А.О. Корнієнко</i>	14.47
РОЗРОБКА СПЛАВА-НАПОВНЮВАЧА КОМПОЗИЦІЙНИХ ЕЛЕКТРОЛІТИЧНИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ РОБОТИ ПРИ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУРАХ	

*П.І. Греков, кандидат технічних наук,
І.О. Ластівка, кандидат технічних наук,
К.І. Капітанчук, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)*

ГАЗОВІ ЕЖЕКТОРИ ДЛЯ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ ГТД

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

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

Підмішування до вихлопного струменя холодного навколишнього повітря зменшує концентрацію CO₂ і температуру, що призводить до зниження помітності літального апарата. Цей спосіб нескладно реалізувати за допомогою пасивного ежектора. 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 є більшим, ніж випромінювання всього неохолодженого струменя.

Основним елементом екранно-вихлопного пристрою (ЕВП) є газовий ежектор, завданням якого є охолодження вихлопних газів ГТД та зменшення шуму. 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. Отже, при розв'язанні задачі охолодження вихлопних газів ГТД забезпечення мінімально можливих втрат повного тиску стає особливо актуальним.

Теорія класичного газового ежектора наведена в роботах [1-7]. Методи розрахунку газового ежектора згідно теорії вільного струменя наведено в роботах [8, 9]. Враховуючи складний характер течії газу в ежекторі особливо при наявності повороту потоку експериментальні дослідження стають на першочерговий план.

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

Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах були проведені експериментальні дослідження осьового дозвукового газового ежектора та газового ежектора з поворотом потоку на 90 град. Експериментальні дослідження проводилися на установці високого тиску в умовах холодного потоку. В установку надавалось повітря від двох послідовно встановлених нагнітачів. З метою забезпечення рівномірного поля швидкостей та тисків в аеродинамічній установці були передбачені хонейкомб 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 пристроях з осьовим входом повітря, яке ежекується (рис. 1), з поворотом потоку газу на 90 град. (рис. 2) та з ежекуванням атмосферного повітря через сопло внутрішнього контуру (рис. 3).

У всіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції за рахунок зміни площі перетину кільцевого сопла повітря, що ежекується.

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

Система вимірювання дозволяла виконувати вимірювання наступних параметрів:

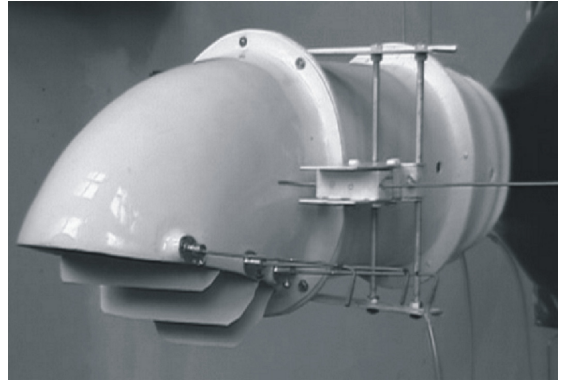


Рис.1. Загальний вигляд осьового дозвукового газового ежектора

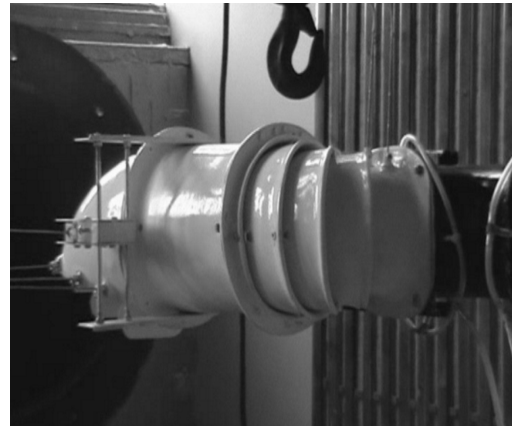
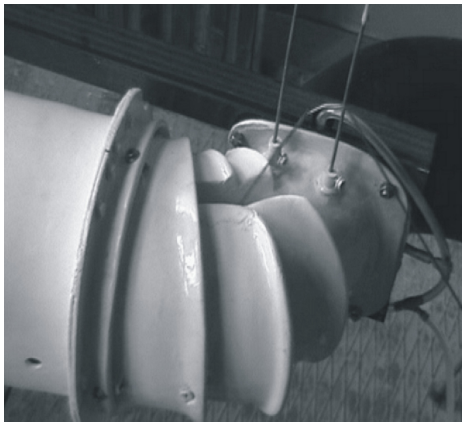


Рис.2. Загальний вигляд багатокаскадного дозвукового газового ежектора з поворотом потоку газу на 90 град.

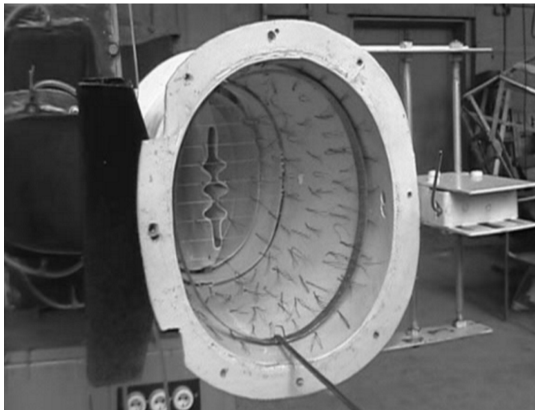


Рис.3. Загальний вигляд осьового дозвукового газового ежектора з ежектуванням через сопло першого контуру

- 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'ятитрубчастих зондів і шагової гребінки;
- нахиленого 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].

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

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

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 нахилоного батарейного спиртового манометра. Температура гальмування у вхідному перерізі ступеня вимірювалась за допомогою еталонного ртутного термометра с ціною розподілу 0,1 К.

Вимірювання температури виконувалось в п'яти точках і осереднювалось. За результатами досліджень були отримані залежності коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції.

При значних коефіцієнтах 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 вздовж камери змішування і середнє інтегральне значення тиску на зрізі камери змішування значно нижче ніж у випадку повного змішування. Візуалізація течії газу в камері змішування (рис.3) підтверджує цей факт складності течії газу в камері змішування, що призводить до значних втрат енергії в дифузори.

Відзначимо, що при збільшенні коефіцієнта ежекції зменшується також коефіцієнт збереження повного тиску при змішуванні потоків газів в ежекторі.

Отже, повний тиск суміші на виході з камери змішування завжди має меншу величину ніж повний тиск газу, що ежекує.

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 роздрібнити потік, що ежекує, на кілька струменів за рахунок застосування багатоконтурної пелюсткової конструкції (рис.3).

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

Виконання камери змішування у вигляді звужувального каналу (рис.4) забезпечує найменші втрати енергії, але з точки зору мінімізації габаритів більш доцільно її виконувати у вигляді дифузора.

Газовий ежектор із звужувальною камерою змішування в системі екранно-вихлопного пристрою потребує встановлення за ним дифузора з великим кутом розкриття, так як мають місце жорсткі обмеження щодо лінійних розмірів дифузора. Це приводить до значних втрат енергії в екранно-вихлопному пристрої.

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.



Рис. 4. Газовий ежектор з камерою змішування у вигляді звужувального каналу

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...5%. Вони суттєво залежать від необхідної величини коефіцієнта ежекції, параметрів на вході та 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.

Список літератури

1. *Thomas A.* The Discharge of Air through Small Orifices, and the Entrainment of Air by the Us suing 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