

ГАЗОВІ ЕЖЕКТОРИ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ВИХЛОПНИХ ГАЗІВ ГТД

Розглянуті питання щодо використання газових ежекторів в екранно-вихідних пристроях літальних апаратів. Проведений аналіз можливих конструктивних схем газових ежекторів

За останні тридцять років в світі офіційно зареєстровано біля сорока випадків використання переносних зенітно-ракетних комплексів (ПЗРК) проти цивільних літальних апаратів, більше тридцяти з яких були знищені. Досвід локальних конфліктів вказує на те, що приблизно 90% всіх випадків ураження літаків і вертольотів пов'язано з використанням ПЗРК. Так, в бойових діях в Чечні від ПЗРК постраждало біля сорока вертольотів. Тільки при ураженні ПЗРК вертольоту Мі-26 в 2004 році число жертв склало біля 100 чоловік.

На рис.1 показані (за даними [1]) основні джерела інфрачервоного випромінювання силової установки літального апарату, серед яких основними є нагріті елементи вихідних пристроїв і відпрацьовані гази газотурбінних двигунів (ГТД). Як правило, температура вихлопних газів та елементів вихідних пристроїв однакова, тому задача зменшення теплової помітності літального апарату зводиться до якомога більшого зменшення температури вихлопних газів і прямої видимості найбільш нагрітих частин вихідного пристрою.

Найбільш простою конструктивною реалізацією теплового екранування двигунів на сучасних літаках є екранно-вихлопний пристрій, в якому за рахунок ефекту ежекції потік холодного атмосферного повітря змішується з вихлопними газами і охолоджує їх. Як наслідок температура вихлопних газів може бути зменшена до 200...250⁰С. [2].

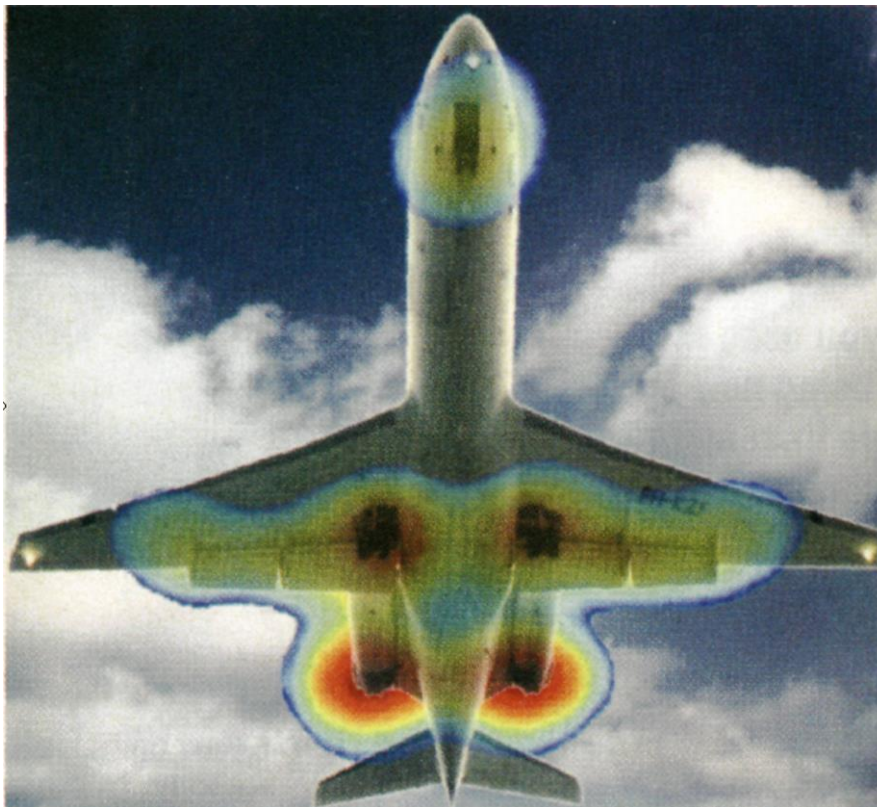


Рис.1. Джерела інфрачервоного випромінювання літального апарату

Отже, задача зниження теплової помітності літальних апаратів зводиться до зниження температури вихідних газів менше визначених значень і прямої видимості площі найбільш нагрітих частин вихідного пристрою.

За даними [2] зниження температури літального апарата на 30% приводить до зменшення дальності захоплення оптико-електронними системами на 43%, а зменшення температури на 50% - зменшує дальність захоплення на 67%. Основним елементом екранно-вихлопного пристрою є газовий ежектор, який виконує основне завдання – охолодження вихлопних газів газотурбінної установки.

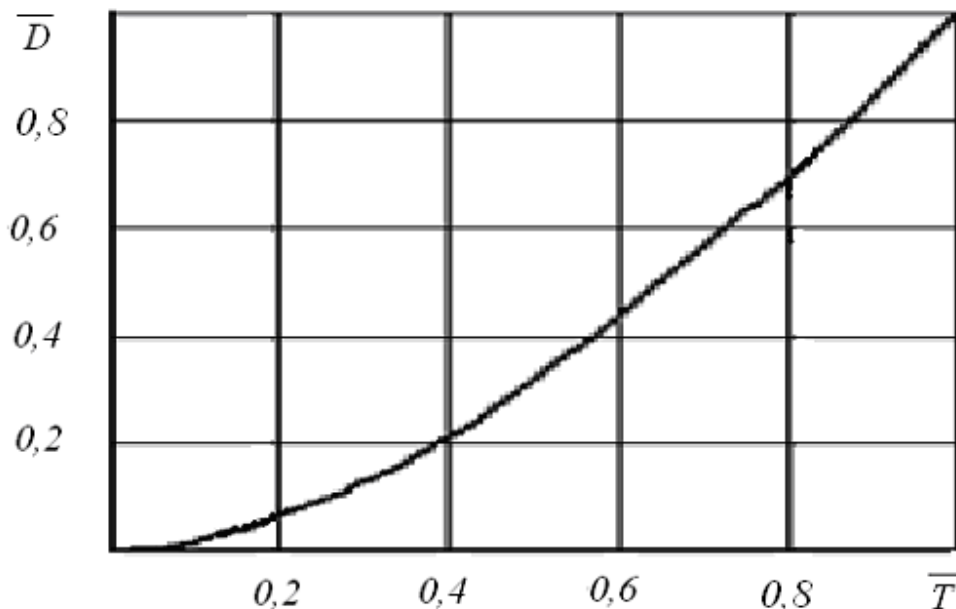


Рис.2. Залежність відносної дальності захоплення оптико-електронних систем від відносної температури вихлопних газів ГТД

Методи розрахунку характеристик газових ежекторів були зроблені на основі теоретичних і експериментальних досліджень таких відомих учених як С.А. Христианович [3], Б.М. Кисельов [4], Г.І. Таганов та І.І. Межиров [5], Г.М. Абрамович [8], Ю.К. Аркадов [7] та ін. Однак, для забезпечення істотного зменшення температури вихлопних газів турбогвинтових та турбовальних газотурбінних двигунів, з огляду на те, що в даний час практично відсутні теоретичні і експериментальні дані досліджень ежекторів, необхідно вирішити ряд проблем.

Зниження температури вихлопних газів до заданих величин не завжди можливе у зв'язку зі збільшенням втрат повного тиску в екранно-вихідних пристроях, яке, як наслідок, веде до зменшення потужності на валу вільної турбіни. В сучасних екранно-вихідних пристроях рівень втрат повного тиску складає 8...14%, при цьому втрати потужності на валу вільної турбіни знаходяться в межах 5...7%. Тому при розв'язанні задачі охолодження вихлопних газів необхідність забезпечення мінімально можливих втрат повного тиску стає особливо актуальним.

Вихідні пристрої турбовальних та турбогвинтових двигунів мають перепад тиску в соплі нижче критичного, який знаходиться в межах величин 1,04...1,06. Оскільки, режим роботи газового ежектора екранно-вихідного пристрою таких типів двигунів визначається перепадом тиску в високонапірному соплі, то обидва потоки (холодний і гарячий) у вхідному перерізі камери змішування ежектора можуть мати тільки дозвукову швидкість. Це вносить додаткові обмеження при розрахунку газового ежектора.

Сучасні дозвукові газові ежектори розподіляються на газові ежектори з камерою змішування змінної площі, циліндричні газові ежектори, газові ежектори з камерою змішування пелюсткового типу, газові ежектори з багатосопловими змішувальними камерами.

Вони можуть виконуватись за прямоточною схемою або за схемою перехресного струму потоків, що змішуються. Їх розділяють на одноконтурні та багатоконтурні, з дифузором або без нього, з елементами перфорації або без них. Найбільший інтерес викликають схеми газових ежекторів, що виконані за схемою пелюсткового типу (іноді з елементами перфорації). У даному випадку вирішується задача забезпечення мінімальних розмірів (особливо лінійних) і мінімальних втрат повного тиску.

При необхідності значного зниження температури вихлопних газів газотурбінної установки при мінімальних втратах, ежектор може виконуватись за багатоконтурною схемою пелюсткового типу без дифузора або з дифузором на виході з камери змішання.

Потрібну довжину камери змішування можна істотно скоротити, якщо роздібнити високонапірний потік на декілька струменів за рахунок застосування багатоконтурної пелюсткової конструкції. Експериментальні дослідження показали, що оптимальна довжина такої камери змішування складає 1,5...2 діаметра [6].

На кафедрі авіаційних двигунів НАУ розроблено проект створення екранно-вихлопного пристрою турбовального газотурбінного двигуна будь-якого типу вертольоту для захисту від ураження керованими ракетами з інфрачервоними голівками самонаведення та комплексу методичного, алгоритмічного та програмного забезпечення для визначення їх геометричних параметрів. Очікується створення діючого макету екранно-вихлопного пристрою турбовального газотурбінного двигуна для захисту від ураження керованими ракетами з інфрачервоними голівками самонаведення. За своїм рівнем проект відповідає кращим світовим зразкам.

Крім розробки комплексного методу розрахунку характеристик дозвукового газового ежектора газотурбінного двигуна з урахуванням в'язкості та двомірності течії потоків газів та створення програмного забезпечення, що реалізує розроблений метод, планується проведення експериментальних досліджень з розробкою рекомендацій для його подальшого використання. Для реалізації проекту створено експериментальну установку для дослідження особливостей течії газу в екранно-вихлопних пристроях (див. рис.3) та декілька макетів для різних типів двигунів (див. рис.4).



Рис.3. Експериментальна установка для дослідження особливостей течії газу в екранно-вихлопних пристроях

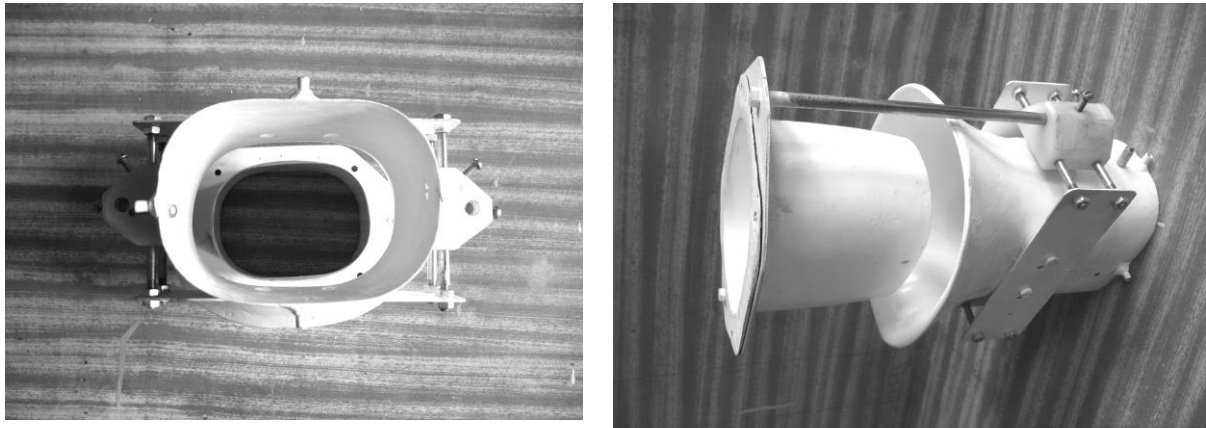


Рис.4. Газові ежектори для дослідження особливостей течії газу в екранно-вихлопних пристроях

В ході попередніх експериментів в установку подавалось повітря від двох нагнітачів відцентрового типу. З метою забезпечення рівномірного поля швидкості та тиску в експериментальній аеродинамічній установці передбачений хонейкомб.

Експериментальні дослідження проводилися на ежекторному пристрої з осьовим входом повітря (див. рис. 4). У всіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції за рахунок площі перетину кільцевого сопла повітря, що ежекується.

Вимірювання параметрів потоку повітря проводилося за допомогою датчиків швидкості, повного та статичного тиску. Результати досліджень показали, що величина втрат повного тиску на змішування потоків у газовому ежекторі істотно залежить від величини коефіцієнта ежекції та перепаду тиску в соплі.

Висновки

1. Розглянуті питання щодо використання газових ежекторів в екранно-вихідних пристроях літальних апаратів.
2. Проведений аналіз можливих конструктивних схем газових ежекторів.
3. Величина втрат повного тиску на змішування потоків у газовому ежекторі істотно залежить від величини коефіцієнта ежекції та перепаду тиску в соплі.
4. Актуальним є створення діючого макету екранно-вихлопного пристрою турбовального газотурбінного двигуна для захисту від ураження керованими ракетами з інфрачервоними голівками самонаведення.
5. За своїм рівнем реалізація проекту відповідає кращим світовим зразкам.

Список літератури

1. *Stuart Birch*. More board the Silent Aircraft // *Aerospace Engineering*, March 2005. – С. 8-9.
2. *Греков П.І.* До питання підвищення економічності авіаційних газотурбінних двигунів // *Наука і оборона*. – 2004. - №4. – С.50-52.
3. *Христианович С.А.* О расчете эжектора // *Промышленная аэродинамика*, 1944. – 28 С.
4. *Киселев Б.М.* Расчет одномерных газовых течений // *Известия АН СССР. Прикладная математика и механика*. – т. XI. – вып.1. – 1947. – С.15-24.
5. *Таганов Г.И., Межиров И.И.* К теории критического режима газового эжектора // *Сборник работ по исследованию сверхзвуковых газовых эжекторов*. – БНИ ЦАГИ, 1961. – С.33.
6. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. ч.1: Учеб. руководство для втузов. – М.: Наука, 1991. – 600 С.
7. *Аркадов Ю.К.* Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы. – М.: Физматлит, 2001. – 334 С.