

УДК 533.607.13/G21.31

ББК 7.325.016-01-070-5

І.Ф. Кінашук

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ІОННОГО АНЕМОМЕТРА НА СТЕНДІ

Наведено принципову схему та опис конструкції газодинамічного стенда для одержання експлуатаційних характеристик іонного анемометра за розробленою методикою.

На сьогоднішній день провідними фірмами авіаційного моторобудування ведуться роботи автоматичних систем попередження помпажу компресорів газотурбінних двигунів із застосуванням різних засобів вимірювання параметрів повітря за каскадами компресорів [1; 2]. Переважна більшість алгоритмів, за якими працюють системи попередження помпажу, передбачають вимірювання статичного та повного тиску в декількох точках в перетині за каскадом компресора з використанням звичайних датчиків тиску або в одній точці, застосовуючи Т-подібні датчики [3]. На кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету розроблено метод визначення параметрів потоку за каскадами компресорів [4], який базується на застосуванні іонного анемометра у сполученні з датчиками статичного тиску та температури загальмованого потоку, дозволяє визначити миттєву швидкість течії та розрахувати значення газодинамічних функцій, а, отже, і витрати повітря.

Для практичного використання комбінованого пристрою на базі іонного анемометра в авіаційних газотурбінних двигунах необхідно встановити ряд експериментальних залежностей перерозподілу сили струму на електродах анемометра від швидкості течії та фізичних властивостей робочого тіла, тобто визначити експлуатаційні характеристики іонного анемометра як на усталених, так і на перехідних режимах. Практичне використання анемометра також вимагає визначення його метрологічних характеристик. Для вирішення цих задач розроблено спеціальний стенд, схема якого зображена на рис. 1.

Стенду належить досліджуваний комбінований пристрій, в конструкцію якого входять корпус 10 з діелектричного матеріалу, циліндричні електроди 13, 14, коронуюча голка 15, положення якої відносно електродів 13, 14 регулюється за допомогою гвинта 16, приймачі статичного 12, 17 і повного тиску 18, приймачі температури загальмованого потоку 11, 19, регульований дросель 20, повітряний компресор 3, фільтр 2, ресивер 1, трубопровід 7, крильчатка 21, блок живлення постійної низької напруги 32, мультивібратор 26, підвищувальний трансформатор 25, випрямляч змінної високої напруги 23, регулятор низької постійної напруги 37.

Для вимірювання та реєстрації необхідних параметрів з метою отримання експлуатаційних характеристик в конструкції стенда використовується вимірювальний комплекс. До складу даного комплексу входять кіловольтметр 22, вольтметр 39, мікроамперметри 8, 9, 27, електричні сигнали від яких надходять до підсилювачів постійного струму 5, 6, 33, зразкові манометри 24, 28, 29, потенціометричні датчики 31, 34, 35, за допомогою яких значення тиску перетворюється на електричний сигнал, блоки живлення потенціометричних датчиків 38, 40, 41. Електричні сигнали від приймачів температури загальмованого потоку 11 та 19 підсилюються відповідно підсилювачами постійного струму 30 і 36. Всі електричні сигнали з підсилювачів постійного струму і потенціометричних датчиків надходять до відповідних каналів 4, 42, 43 і реєструються дванадцятиканальним магнітоелектричним осцилографом К 12-22.

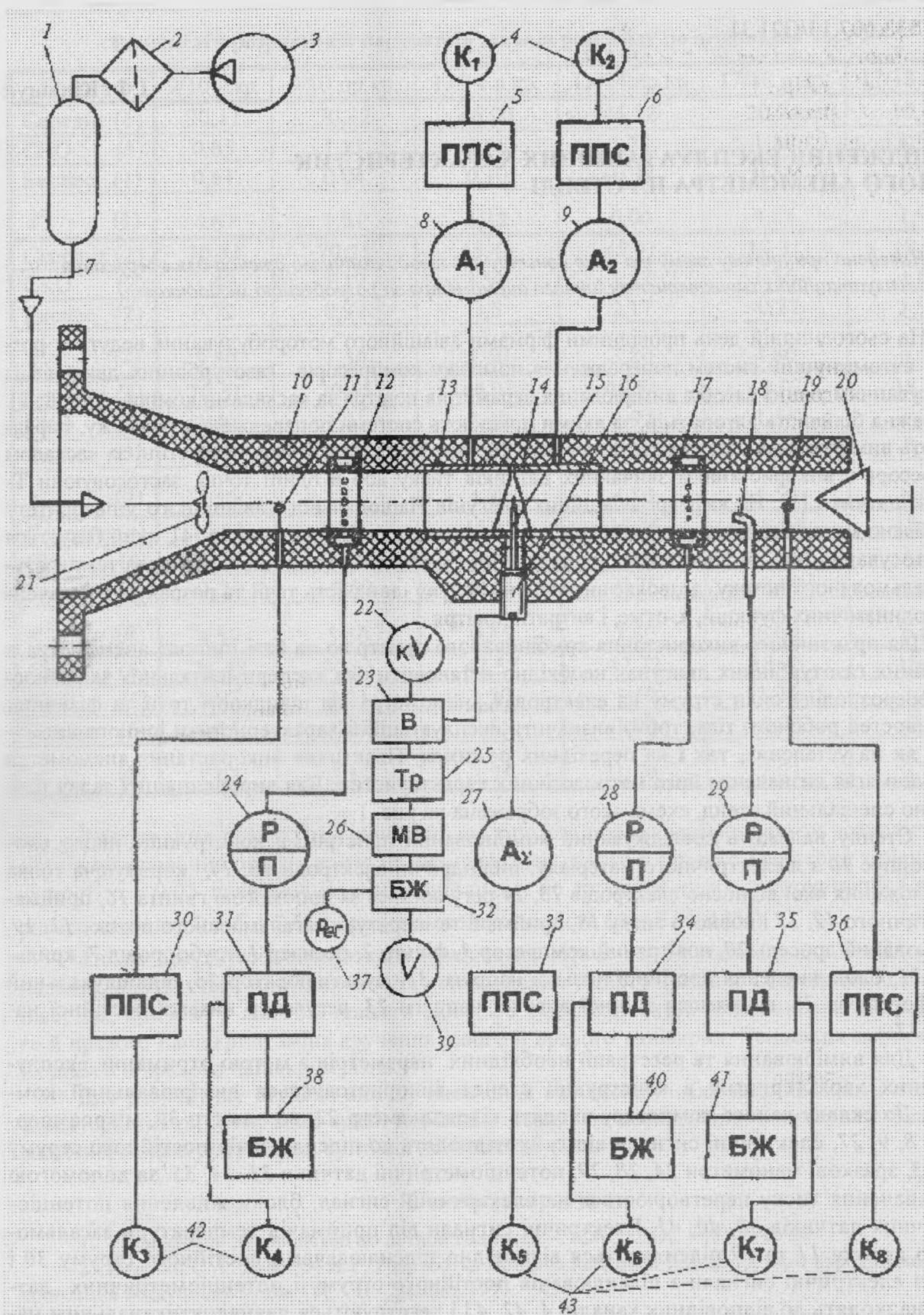


Рис. 1. Схема стенда для дослідження експлуатаційних характеристик іонного анемометра

Перед проведенням експерименту регульованим дроселем 20 закривається повітряний канал іонного анемометра. Після цього включаємо повітряний компресор 3 і слідкуємо за манометром 24. При досягненні заданого тиску повітря в системі відключаємо повітряний компресор 3 і включаємо електричне живлення стенда. Регулюючи величину постійної низької напруги на блоці живлення 32 регулятором 37, досягаємо заданих значень постійної високої напруги на коронуючій голці 15 і за допомогою мікроамперметра 27 визначаємо значення сумарної сили струму I_{Σ} на електродах 13 та 14.

Статичний тиск, який за допомогою потенціометричного датчика 31 перетворюється в електричний сигнал, температура загальмованого потоку повітря через підсилювач постійного струму 30, а також значення сумарної сили струму I_{Σ} через підсилювач постійного струму 33 фіксуються магнітоелектричним осцилографом. За допомогою регульованого дроселя 20 поступово зменшуємо значення тиску в системі до атмосферного. На кожному з режимів, регулюючи величину постійної низької напруги регулятором 37 так, щоб значення сили струму на коронуючій голці 15 було постійним, фіксуємо перелічені параметри магнітоелектричним осцилографом. За результатами розшифрування записаних параметрів встановлюється вольт-амперна характеристика корони в залежності від тиску.

Аналогічні дослідження впливу тиску на коронуючий розряд проводимо в декілька етапів, змінюючи відстань кінця коронуючої голки 15 відносно електродів 13, 14 за допомогою регульовального гвинта 16. Ці дослідження необхідні для з'ясування залежності протікання вольт-амперної характеристики коронного розряду від відстані кінця коронуючої голки до електродів 13, 14 при зміні тиску. Результатом даних експериментальних досліджень є встановлення коригуючого коефіцієнта зміни значення сили струму в залежності від параметрів повітря, що покладено в основу розробки автоматичного пристрою для зміни напруги на коронуючій голці. Після здійснення циклу даних досліджень і відповідної настройки автоматичного пристрою для зміни напруги на коронуючій голці планується перейти до наступного етапу експерименту. Метою даних досліджень є встановлення електрогазодинамічних характеристик іонного анемометра.

Режими течії повітря через робочу частину іонного анемометра попередньо моделювалися за наступною методикою. Для визначення часу протягом якого параметри течії повітря мають розрахункове значення при даних геометричних розмірах робочої частини іонного анемометра і фактичних фізичних властивостей повітря з урахуванням об'єму ресивера 41, застосовуємо формулу

$$\tau_i = \frac{2V \left[\left(\frac{p_i}{p_k} \right)^{\frac{n-1}{2n}} - 1 \right]}{(n-1) \psi_{\max} \mu F_i \sqrt{RT^*}}$$

де V – об'єм ресивера; p_i – поточне значення тиску в ресивері; p_k – заданий кінцевий тиск

повітря в ресивері; n – показник політропи; $\psi_{\max} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$; μ – коефіцієнт витрати повітря; F_i – регульована площа дроселя; R – газова стала; T^* – температура загальмованого потоку.

Результати розрахунку часу витікання повітря з ресивера показані на рис. 2.

Результати математичного моделювання дозволяють зробити висновок, що часу на проведення другого етапу експерименту достатньо, щоб розглядати процес як квазістаціонарний.

Перед початком проведення другого етапу експерименту регульованим дроселем 20 (див. рис. 1) закривається повітряний канал іонного анемометра, демонтується крильчатка 21.

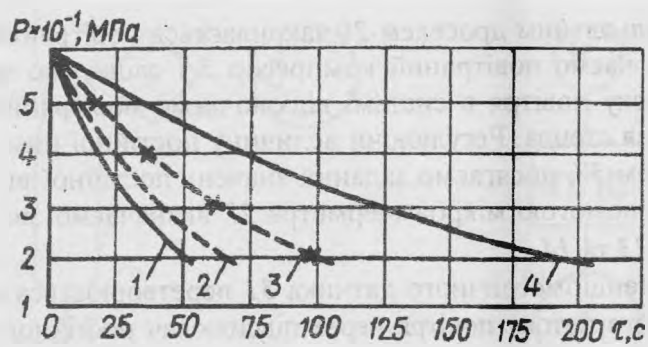


Рис. 2. Зміна тиску в робочій частині анемометра в часі при різних значеннях площ перерізу:
 1- $F=77 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$; 2- $F=60 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$; 3- $F=40 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$;
 4- $F=20 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$

струму коронного розряду на електроді 13, а мікроамперметр 9 відповідно показує силу струму коронного розряду на електроді 14. Циліндричні електроди 13 та 14 розділені між собою тонкою діелектричною прокладкою.

Після підготовчих робіт перед проведенням другого етапу експерименту відкриваємо регульований дросель 20 у задане положення і візуально слідкуємо за манометром 24. При досягненні атмосферного тиску в системі цикл випробовувань закінчується. Після виконання першого циклу другого етапу досліджень закриваємо регульований дросель 20 і заповнюємо ресивер 1 повітрям до розрахункового тиску, включивши компресор 3. Після цього регульований дросель 20 переводимо в інше розрахункове положення й цикл випробовування повторюємо. Передбачається виконання близько 20 циклів випробовувань з метою отримання статистично-достовірних результатів.

При проведенні кожного з циклів випробовувань за допомогою магнітоелектричного осцилографа здійснюється реєстрація температури загальмованого потоку, значення статичного й повного тисків, сила струму I_1 і I_2 відповідно на електродах 13 та 14. Усі зазначені параметри записуються в часі. Розшифрування записів осцилограми магнітоелектричного осцилографа дозволяє за відомими формулами газодинаміки розрахувати миттєву швидкість течії у блоці калібровки.

Значення миттєвої швидкості потоку повітря зрівнюємо з перерахованим значенням сили струму $I_1(\tau)$ і $I_2(\tau)$ в безрозмірному вигляді і будуємо графік залежності

$$c = f\left(\frac{I_2 - I_1}{I_{\Sigma}}\right).$$

Коефіцієнт пропорційності визначаємо між значенням миттєвої швидкості і

безрозмірним значенням сили струму на електродах 13 і 14. Другий етап досліджень дозволяє отримати метрологічні характеристики іонного анемометра.

Метою третього етапу експерименту є визначення експлуатаційних характеристик іонного анемометра при нестационарних режимах потоку повітря через канал анемометра. Для цього в стенді передбачено чотирилопатну крильчатку 21, яка генеруватиме збурення потоку повітря перед коронуючою голкою 15. Перед проведенням третього етапу встановлюємо крильчатку 21, закриваємо регульований дросель 20 і нагнітаємо компресором 3 ресивер 1 до зазначеного тиску. Встановивши регульований дросель в розрахункове положення, проводимо перший цикл досліджень, метою яких є визначення впливу гармонічних коливань параметрів потоку на чутливість іонного анемометра. Для зібрання достовірної інформації проводимо близько 20 циклів досліджень. Аналогічні дослідження проводимо при накладанні збурень другого порядку шляхом нанесення зазублини на одну з лопаток. Після розшифрування осцилограми магнітоелектричного осцилографа перераховуються сили

Після цього включаємо повітряний компресор 3 і слідкуємо за манометром 24. При досягненні заданого тиску повітря в системі відключаємо повітряний компресор 3, включаємо електричне живлення стенда. За допомогою регульовального гвинта 16 виставляємо кінець коронуючої голки 15 в задане положення відносно електродів 13 та 14 так, щоб значення сили струму коронного розряду було одне і те саме на кожному з електродів. Для цього слідкуємо за показаннями мікроамперметрів 8 та 9. Мікроамперметр 8 показує силу

струму на електродах 13, 14 у значення миттєвої швидкості течії повітря в каналі, на основі яких визначається залежність зміни миттєвої швидкості течії повітря в каналі від часу.

Одержані результати досліджень на комбінованому пристрої дозволять розрахувати значення зведеної швидкості $\lambda = \frac{c}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*}}$, що, в свою чергу, дозволяє отримати значення

газодинамічних функцій $q(\lambda)$, $\tau(\lambda)$, $\pi(\lambda)$, через які на універсальній характеристиці каскаду компресора можна знайти робочу точку.

За результатами експериментів важливо провести калібровку математичної моделі роботи іонного анемометра. Суть калібровки полягає у визначенні в експерименті вольт-амперних характеристик коронного розряду в потоці в залежності від числових значень газодинамічних та електричних параметрів іонного анемометра та підставлення в модель геометричних параметрів анемометра.

Відкалібрована математична модель дозволить одержувати експлуатаційні характеристики анемометра в широкому діапазоні конструктивних та газодинамічних параметрів.

Список літератури

1. Dadd G.J., Porter M.I. Surge recovery and compressor working line control using compressor exit Mach number measurement // Aerotech-92.
2. Шакирьянов М.М. Разработка элетронного устройства для распознавания предпомпажных явлений авиационного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1998. – № 4. – С. 109–112.
3. Поляков А.Е., Малько Г.И., Каблуков А.С. К вопросу определения предпомпажного состояния компрессора // Газовая динамика двигателей и их элементов. – Харьков: ХАИ, 1987. – С. 81–88.
4. Карпов А.Е., Кинащук И.Ф., Панин В.В. Принципы построения замкнутой системы управления линией рабочих режимов ГТД // Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій. Т. 3. – Дніпропетровськ: Навч. кн., 2000. – С.87–92.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.735.015

ББК 0537-042-01.6-01-076726.0

Є.П. Ударцев, О.І. Жданов, П.М. Виноградський

ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Розглянуто результати експериментальних досліджень впливу конструктивних особливостей крила і компоновання на аеродинамічні характеристики моделей надлегкого літального апарата.

В галузі створення надлегких літальних апаратів (НЛА) спостерігається велика різноманітність конструктивних рішень як окремих елементів, так і літака в цілому. Підтвердження розрахункових значень аеродинамічних та льотно-технічних характеристик при сертифікації має відбуватися у льотних випробуваннях, хоча інформативні можливості таких експериментів вкрай низькі внаслідок відсутності відповідної контрольної записуючої апаратури. При розробці важких літаків значну роль в оптимізації аеродинаміки відіграють експерименти в аеродинамічних трубах. Накопичений на кафедрі аеродинаміки повітряних суден та без-