

## **СПОСІБ ВИМІРУ ВИТРАТИ ПОВІТРЯ, ЩО ПРОХОДИТЬ ЧЕРЕЗ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИЙ ДВИГУН**

Винахід відноситься до вимірювальної техніки та дозволяє здійснити вимір витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун (ПРД) з високою мірою точності як на землі, так і в польоті, тобто в експлуатаційних умовах. При цьому відсутній негативний вплив способу на функціональні параметри та характеристики двигуна.

Відомий спосіб виміру витрати повітря, що проходить через ПРД шляхом виміру газодинамічних параметрів у встановленому на вході в двигун лемніскатному насадку [1, С.284-285]. Для реалізації цього способу в мірному перерізі проточної частини (ПЧ) лемніскатного насадку вимірюють статичний тиск і повну температуру повітряної течії, площу даного перерізу, а витрату повітря визначають за математичною залежністю, яка зв'язує ці та інші параметри, що вимірюються. Цей спосіб має наступні недоліки.

По-перше, неможливість виміру витрати повітря під час польоту, оскільки лемніскатний насадок, встановлений замість повітрезабірника, має в 1,5... 2,0 рази більші діаметральні та осьові розміри порівняно зі штатним повітрезабірником, що викликає необхідність зміни конструкції та розмірів мотогондоли і, в кінцевому підсумку, призводить до різкого зниження ефективної тяги силової установки повітряного судна (ПС) та збільшення її ваги.

По-друге, невисоку точність виміру витрати повітря в експлуатаційних умовах (коли ПС рухається часто з ковзанням) через вимір повного тиску у мірному перерізі ПЧ лемніскатного насадку. При вимірі повного тиску і температури використовують приймальники повного тиску та температури, встановлені в ПЧ лемніскатного насадку. Під час руху ПС з ковзанням спостерігається скіс повітряної течії на вході в двигун, при якому порушується обтікання приймальників повного тиску та температури, що призводить до істотного збільшення похибки способу. Окрім того, можливість установлення деяких приймальників повного тиску та температури у мірному перерізі з метою зниження похибки виміру даних параметрів обмежується необхідною площею прохідного перерізу на вході в двигун, їх вимір обумовлений

використаними залежностями витрати повітря від параметрів, що вимірюються [І.с.39]:

$$\underline{m \cdot q(A) P' F} \quad (1)$$

$$G \sim \quad (2)$$

де

$G$  - витрата повітря;

$\eta$  - функція, залежна від показника адіабати;

$q(X)$  - відносна густина течії;

$P$  - повний тиск повітряної течії у мірному перерізі;

$F$  - площа мірного перерізу;

$R$  - газова постійна;

$T$  - повна температура течії у мірному перерізі;

$y(X)$  - газодинамічна функція, яка залежить від повного та статичного тисків;

$P$  - статичний тиск течії.

По-третє, реалізація даного способу негативно впливає на функціональні параметри та характеристики двигуна, оскільки установка приймальників повного тиску і температури в ПЧ лемніскатного насадка зменшує площу його прохідного перерізу, що призводить до зниження витрати повітря, збільшення гідравлічних втрат та зниження запасу газодинамічної стійкості двигуна.

При випробуваннях ПРД в термобарокамерах по схемі з приєднанням трубопроводом [1, с. 258-268] вимірювання витрати повітря здійснюється безпосередньо в трубопроводі підведення повітря в двигун. При цьому також вимірюють статичний тиск струму і його повну температуру, а витрату повітря визначають за математичною залежністю, яка зв'язує ці та інші параметри, що вимірюються.

В цьому випадку недоліки даного способу аналогічні вище зазначеним, оскільки, крім перелічених параметрів, за даним способом вимірюють і повний тиск на середніх радіусах рівновеликих площин, а як математичну залежність використовують рівняння (1).

Відомий також спосіб виміру витрати вологого пару [2]. За цим способом на будь-якому прямому проміжку повітрепідводного каналу встановлюють мірний трубопровід дифузорної форми, в якому вимірюють перепад статичного тиску течії на вході та виході з нього, а величину витрати визначають за математичною залежністю. Даному способу притаманні всі перелічені вище недоліки, оскільки на горизонтальній ділянці повітрепідводного каналу, що йде відразу ж після мірної ділянки, вимірюють за допомогою приймальників повного тиску динамічне розрідження, а як математичну залежність використовують формулу:

$$K \Delta P \sqrt{\frac{\gamma''}{\Delta P}} \quad (3)$$

де

Q - витрата пару ;

K - постійний коефіцієнт;

ΔP - перепад статичного тиску між вхідним та вихідним перерізами мірної ділянки;

γ'' - питома вага парової фази;

ΔP<sub>Г</sub> - динамічне розрідження.

Найбільш близьким способом по відношенню до заявленого, його прототипом, є спосіб витрати газу (повітря) за різницею статичних тисків на дросельних видаткомірах [1, с.268-288]. Для реалізації даного способу на дросельному видаткомірі, встановленому на вході в двигун, вимірюють статичний тиск у вхідному та вихідному перерізах ПЧ дросельного видаткоміра, мінімальну площу перерізу ПЧ на вході в дросельний видаткомір, а витрату газу (повітря) вираховують за математичною залежністю, що зв'язує ці та інші параметри, що вимірюються. Цей спосіб має ряд недоліків.

По-перше, при установці в канал повітрязабірника дросельного видаткоміра збільшується вага силової установки та її габарити.

По-друге, даний спосіб володіє низькою точністю виміру витрати повітря на всіх експлуатаційних режимах роботи ПРД> відмінних від розрахункового, що зумовлено математичною залежністю витрати повітря від параметрів, що вимірюються, та інших, прийнятих постійними:

$$G = s a F_0 \sqrt{2 \Delta P - P_2}, \quad (4)$$

де:

G - витрата газу ( повітря );

s - коефіцієнт, що враховує стискуваність газу (повітря) при великих перепадах тиску на дросельному видаткомірі;

a - коефіцієнт витрати;

F<sub>0</sub> - мінімальна площа перерізу каналу на вході в дросельний видаткомір;

ρ - густина повітря;

P<sub>Г</sub> - статичний тиск перед дроселем;

P<sub>Г</sub> - статичний тиск за дроселем.

Серед даних параметрів постійними прийняті густина повітря та коефіцієнт стискуваності, що в дійсності змінюються по перерізам мірної ділянки дросельного видаткоміра не тільки залежно від різниці площ цих перерізів, але й залежно від режиму роботи двигуна та режиму польоту ПС. Треба також наголосити, що під час вимірювання витрати повітря з використанням даного способу зростає похибка разом з збільшенням F<sub>0</sub>, що є функцією діаметру ПЧ повітрязабірника D<sub>Г0</sub> [ 3, с 482-484 ] і при D<sub>Г0</sub> більшому 500 мм спосіб стає практично неприйнятним.

По-третє, постановка дросельного видаткоміра в ПЧ повітрязабірника ПС

на вході в двигун погіршує функціональні параметри ПРД та його характеристики за рахунок збільшення гідравлічних втрат на вході в двигун і зменшення площі прохідного перерізу ПЧ повітрязабірника, тобто призводить до зниження тяги (потужності), збільшення питомої витрати палива, до зниження запасу газодинамічної стійкості двигуна. В зв'язку з висловленими недоліками відомі способи виміру витрати повітря, що проходить через ПРД, в експлуатації не використовують.

В основу винаходу поставлено завдання удосконалення способу виміру витрати повітря, що проходить через ПРД, в якому мірну ділянку обирають в ПЧ штатного повітрязабірника, повну температуру повітряної течії вимірюють зовні повітрязабірника, вимірюють максимальну площу перерізу ПЧ мірної ділянки та використовують математичну залежність, як функцію тільки від статичного тиску, який вимірюється на ділянці, що забезпечує високу точність виміру, виключає від'ємний вплив способу на функціональні параметри та характеристики ПРД і за рахунок цього здійснюють вимір витрати повітря через ПРД в експлуатаційних умовах на всіх режимах його роботи.

Поставлене завдання вирішується тим, що в способі виміру витрати повітря, що проходить через ПРД, вимірюють статичний тиск в максимальному та мінімальному перерізах мірної ділянки та площу мінімального перерізу цієї ділянки, згідно з винаходом мірну ділянку обирають в штатному повітрязабірнику ПРД, причому максимальний переріз мірної ділянки відповідає максимальному перерізу каналу повітрязабірника, а мінімальний - мінімальному перерізу каналу, утвореному внутрішньою поверхнею повітрязабірника і коком двигуна, вимірюють повну температуру зовнішнього повітря та площу максимального перерізу мірної ділянки, а витрату повітря обчислюють за допомогою наступної математичної залежності:

$$G = m \frac{P_B}{\sqrt{T_H}} F_B \left( \frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \frac{\left( \frac{P_n}{P_B} \sigma_B \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa}} - A_B}{\left( \frac{P_n}{P_B} \sigma_B \right)^{\frac{2}{\kappa}} - A_B} \sqrt{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \left[ 1 - \frac{\left( \frac{P_n}{P_B} \sigma_B \right)^{\frac{2}{\kappa}} - A_B}{\left( \frac{P_n}{P_B} \sigma_B \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa}} - A_B} \right]}, \quad (5)$$

де

$G$  - витрата повітря;

$m$  - коефіцієнт, що враховує теплофізичні властивості повітря;

$P_B$  - статичний тиск в мінімальному перерізі мірної ділянки;

$T_H$  - повна температура зовнішнього повітря;

$F_B$  - площа мінімального перерізу мірної ділянки;

$\kappa$  - показник адіабати;

$P_n$  - статичний тиск в максимальному перерізі мірної ділянки;

$\sigma_B$  - коефіцієнт збереження повного тиску мірної ділянки;

$A_B$ - коефіцієнт зміни площі перерізу ПЧ мірної ділянки.

Величина  $t$ , як відомо, визначається наступним чином:

$$K$$

де  $R$  - газова постійна, віднесена до 1 кг повітря, є константою і для повітря її величина дорівнює 287 Дж/К.

Показник адіабати  $K$  змінюється з висотою, але ця зміна в діапазоні польоту транспортних ПС по встановленим висотам (0...12000м) дуже незначна (до 0,5 %). Звідси випливає, що зміна  $m$  з висотою буде ще нижча. Виходячи з викладеного, в усіх інженерних розрахунках її приймають як константу, величина якої для повітря дорівнює 0,0396 або більш грубо 0,04.

Площа  $F_B$  для ПС, що літають з дозвуковими та трансзвуковими швидкостями, є величиною також постійною.

Коефіцієнт збереження повного тиску  $\sigma_e$  є функцією від числа  $M$  польоту і для ПС, що літають з дозвуковими та трансзвуковими швидкостями, приймається величиною постійною і рівною 1,0 [4, фіг.2.22, с.40].

Коефіцієнт зміни площі перерізу ПЧ мірної ділянки

—

де  $F_n$  - площа максимального перерізу мірної ділянки, яка так само як і  $F_B$  для ПС, що літають з дозвуковими та трансзвуковими швидкостями, є величиною постійною. Таким чином і  $A_B = \text{const}$ .

Звідси випливає, що  $G = f(P_B > P_n^* T_n^*)$ , і для визначення витратку повітря, що проходить крізь ПРД, необхідно вимірювати статичний тиск та повну температуру зовнішнього повітря.

На фіг. 1 показана схема каналу ПЧ повітрязабірника та перерізів мірної ділянки. На фіг.2 представлена схема пристрою, що реалізує спосіб. На фіг.3 показаний конфузور, що моделює повітрязабірник, на якому проводилася дослідна перевірка способу. Для обґрунтування формули (5) використовувалася фіг.1, на якій 1 - повітрязабірник; 2 - кок двигуна;  $p$  - максимальний переріз мірної ділянки;  $v$  - мінімальний переріз мірної ділянки.

Витрата повітря через переріз "в" визначається за наступною залежністю:

(6)

де

$P_B$  - повне значення тиску повітря в перерізі "в";

$T_B$  - повна температура в перерізі "в";

$F_B$  - площа перерізу "в";

$q(X)$  - відносна густина течії в перерізі "в".

Висловимо  $q(X_v)$  через параметр  $n_{\theta}$  [5, с 31]

$$\frac{1}{K} \left| \frac{+1}{-i} \right| \frac{1}{K} \left| \frac{1}{-1} \right| \quad (7)$$

і врахуємо, що

$$p^* = x_{\theta} p_{\theta} \quad (8)$$

Тоді формулі (6) можна надати наступний вигляд:

$$G = m \quad (9)$$

Для виключення з рівняння (9) параметра  $n_{B\theta}$  в який входить повний тиск,

запишемо рівняння витрати газу через перерізи "п" та "в".

(10)

$$\frac{m}{I^i V}$$

де

$P_n$  - повний тиск повітря в перетині "п";

$F_n$  - площа перетину "п";

$q(X_n)$  - відносна густина потоку в перетині "п";

$T_n$  - повна температура повітря в перетині "п".

Причому

$$P^* = a P^* \quad (11)$$

де ств - коефіцієнт збереження повного тиску на ділянці від перерізу "п" до перерізу "в".

За відсутністю теплообміну струму зі стінкою каналу повітрязбірника

$$\frac{T_n^* - T_{\theta}^*}{T_n - T_{\theta}} = \frac{T_n^* - T_{\theta}^*}{T_n - T_{\theta}} \quad (12)$$

де  $T_n$  - повна температура зовнішнього повітря.

Відносна густина потоку через переріз "п" запишеться наступним чином:

$$\frac{1}{K} \left| \frac{K+1}{K-1} \right| \frac{1}{K-1} \quad (13)$$

Тоді рівняння (10) можна подати, з використанням (7) і (13), у наступному вигляді:

$$K_1 = \frac{1}{1 - \left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

де Тому рівняння (14), можна перетворити до вигляду:

$$1 - \left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{1}{\pi_B^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \left( \frac{F_B}{F_n} \right)^2 \left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (15)$$

З рівняння (15) випливає, що

$$\left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{2}{\kappa}} = A_B \quad \text{де} \quad A_B = \frac{F_B^2}{F_n^2} \quad \text{ст,}$$

Підставляючи вираз  $\gamma_{св}$  із формули (16) в рівняння (9), одержимо розрахункову формулу витрати повітря :

$$G - m = \frac{A_B}{\sqrt{1 - \frac{A_B^2}{P_B^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}}} \quad \text{ст,}$$

Для реалізації способу, що заявляється, використовується пристрій, поданий на фіг. 2, в якому 1 - повітрезабірник, 2 - кок, 3 - колектори, 4 - трубопроводи, 5 - приймальник статичного тиску, 6 - приймальник повної температури зовнішнього повітря, 7 та 8 - датчики тиску, 9 - обчислювальний прилад, 10 - прилад для відображення інформації, 11 - ПРД.

Повітрезабірник 1, є частиною силової установки ПС, кріпиться безпосередньо до ПРД 11. Відповідно до фіг. 1 і 2 на повітрезабірнику в перерізах "п" і "в" встановлено декілька приймальників статичного тиску 5, розміщених рівномірно і на одному рівні з внутрішньою поверхнею обичайки повітрезабірника. Приймальники статичного тиску 5, трубками з'єднані з колекторами 3, що трубопроводами 4 з'єднані з датчиками тиску 7 і 8. Датчики тиску можуть бути розміщені як у мотогондолі, так і на двигуні. В свою чергу

датчики 7 і 8, а також приймальник повної температури 6, встановлений на борту ПС, електричне, пов'язані з обчислювальним приладом 9, який електричне пов'язаний з приладом відображення інформації 10, що знаходиться в пілотській кабіні.

Для здійснення цього способу за допомогою пристрою, поданого на фіг.2, в максимальному "п" та мінімальному "в" перерізах мірної ділянки повітрязабірника 1 вимірюють статичний тиск  $P_n$  і  $P_v$  за допомогою приймальників статичного тиску 5, пневматичний сигнал від яких, крізь колектори 3 та трубопроводи 4 надходить до датчиків статичного тиску 7 та 8. Одночасно з цим вимірюють повну температуру  $T_n$  зовнішнього повітря за допомогою приймальника повної температури зовнішнього повітря 6. В датчиках 7 і 8 відбувається перетворення пневматичного сигналу в цифровий код чи електричний сигнал певного рівня. Приймальник повної температури 6 відразу ж видає пропорційний температурі електричний сигнал. Електричні сигнали від датчиків 7 і 8 та приймальника 6 надходять в обчислювальний прилад 9. Поряд з зазначеними вище параметрами вимірюють перед і за коком 2 площі  $F_n$  та  $F_v$  максимального і мінімального перерізів мірної ділянки повітрязабірника 1, які при дозвукових та трансзвукових швидкостях польоту ПС залишаються постійними і разом з іншими константами  $m$  і  $k$  заздалегідь вводять в обчислювальний прилад 9. Одержавши перелічену вище інформацію, обчислювальний прилад 9 обробляє її відповідно формули (5) та видає сигнал, відповідний витраті повітря через двигун 11 на прилад відображення інформації 10. В якості датчиків тиску можуть бути використані, наприклад, датчики типу МДДтв-ЮОО або МДДте; в якості приймальника повної температури - приймальник типу П-5; в якості обчислювального приладу - бортова цифрова обчислювальна машина; в якості приладу відображення інформації - дисплей пілота та бортовий магнітний регістратор.

Апробацію заявляемого способу, проводили на конфузорі, поданому на фіг.3, що моделює проточну частину повітрязабірника і який має такі геометричні параметри: діаметр перерізу п-п - 75 мм; діаметр перерізу в-в - 58 мм; відстань між перерізами п-п та в-в - 33 мм. Літерами "п" та "в" позначені перерізи, в яких вимірювали тиск. Дані перерізи обрані з умови одержання в каналі із змінним перерізом максимального перепаду статичних тисків і максимального значення коефіцієнта збереження повного тиску, що дозволяє одержати більш високу точність виміру витрати повітря за допомогою способу, що пропонується.

Максимальний перепад тиску буде там, де більша різниця площ перерізу каналу, тобто один переріз повинен бути максимальним, а другий - мінімальним, причому відстань між ними має бути мінімальною, щоб значення коефіцієнта збереження повного тиску на ділянці було максимальним. Для виміру статичних тисків в зазначених перерізах в стінці конфузора рівномірно по колу зроблено декілька отворів діаметром 1мм, що виконують роль приймальників статичного тиску [1, С.254]. Співвісно цим отворам на



зовнішній поверхні конфузора закріплені штуцери, які з'єднані з колекторами, а останні з манометрами.

Для продувки конфузора повітрям використовували допоміжну силову установку типу ТА-6 з літака ТУ-154, що є генератором (джерелом) стиснутого повітря. Порівняння одержаних на конфузоре (фіг. 3) по запропонованому способу результатів проводили з результатами виміру витрати повітря, що проходило крізь даний конфузор, за допомогою дросельного видаткоміра, виконаного у вигляді діафрагми. Для чого повітря від ТА-6, з регулюючою витрату повітря заслінкою, підводили до конфузора через повітрепідвідний трубопровід, в якому на відстані восьми його внутрішніх діаметрів від конфузора встановлювали діафрагму дросельного видаткоміра. В цьому ж повітрепідвідному каналі перед конфузоре встановлювали приймальник повної температури типу П-5. Основні параметри конфузора, виміряні заздалегідь, наступні:

$$F_n = 0.00439 \text{ м}^2; F_B = 0.002641; c_{x_6} = 0.99.$$

Значення фізичних характеристик повітря наступні:

$$\kappa = 1.4; m = 0.0396.$$

Підставляючи всі ці значення в формулу (5) та надавши їй вигляд, відповідного конкретному конфузоре (повітрезабірнику), вона приймає наступний вигляд:

$$\frac{\left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{1}{1.7143}} - 0.306}{\left( \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{1}{1.4286}} - 0.306} \cdot \left[ 1 - \frac{\left( \left( 0.99 \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{1}{1.4286}} - 0.306 \right)}{\left( \left( 0.99 \frac{P_n}{P_B} \right)^{\frac{1}{1.7143}} - 0.306 \right)} \right]$$

$$0.99^P G$$

$$= 4.0415 \cdot 10^{-4} \cdot 0.99$$

Далі запускають установку ТА-6, відкривають регулюючу заслонку і подають повітря з певною витратою та певною температурою через діафрагму дросельного видаткоміра до конфузора. Після того, як тиск на діафрагмі та конфузоре встановиться постійним, знімають показання манометрів діафрагми і конфузора. Після запису цих значень знову відкривають заслонку, збільшуючи цим самим витрату повітря, і всі операції повторюють аналогічно вище наведеному, і так декілька разів.

Результати вимірів витрати повітря за способом, що пропонується та за допомогою діафрагми представлені в таблиці 1, де  $G_p$  - витрата повітря, що визначається заявленим способом;  $G_m$  - витрата повітря, що визначається за допомогою дросельного видаткоміра;  $1 \text{ н}$  - в даному випадку повна температура повітряної течії перед конфузоре.

Порівнюючи одержані результати, можна зробити висновок про хороше збігання результатів та застосовуваність способу, що пропонується для виміру

витрати повітря, що проходить через ПРД, в експлуатаційних умовах з достатньо високим ступенем точності, а також можливість використання способу, що пропонується для виміру витрати робочого тіла в каналах змінного перерізу різноманітних пристроїв.

Таблиця 1

Результати вимірів витрати повітря за способом, що пропонується,  
та за допомогою діафрагми.

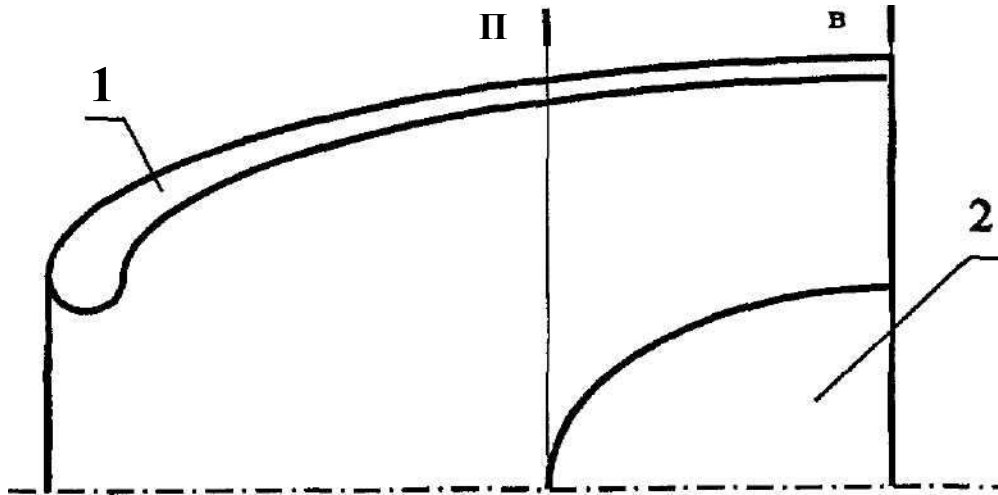
№ режима випробування	$P_v$ , Па	$P_p$ , Па	$P / P$ $^1 \text{ П } ^{A} \text{ В}$	$T_{III}^*$ К	кг/с	кг/с	% розходження
1 .	100920	112021	1.110	403	0.400	0.402	+0.50
2 .	100920	114544	1.135	412	0.434	0.432	-0.46
3 .	100920	122113	<b>1.210</b>	414	0.550	0.547	-0.55
4 .	100920	127260	1.261	406	0.610	0.613	+0.49
5 .	100920	134224	1.330	407	0.673	0.682	+0.60
6 .	100920	141490	1.402	407	0.748	0.745	-0.40
7 .	100920	151481	1.501	407	0.827	0.831	+0.48

Позитивний ефект від використання способу, що пропонується, полягає в тому, що виміряна в експлуатаційних умовах витрата повітря істотно підвищить об'єктивність контролю роботи та технічного стану ПРД на борту ПС.

## Список використаної літератури

1. Е.Л.Солохин. Испытания воздушно-реактивных двигателей. Учебник для вузов. 2-ое издание переработанное и дополненное. - М.: Машиностроение, 1975- 366с. /прототип/
2. Описание к АС 4180701. БИ<sup>1</sup>35, 1985г.
3. В.П. Преображенский. Теплотехнические измерения и приборы. - М.: Энергия, 1978-703с.
4. Б.С. Стечкин, П.К. Казаджан, Л.П. Алексеев и др. Теория реактивных двигателей. - М.: Оборониздат, -533с.
5. А.Я. Черкез. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. - М.: Машиностроение, 1975 -374с.

**Спосіб виміру витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун**



Фіг. 1

Автори: СО.

Дмитрієв В.В.

Козлов М.С.

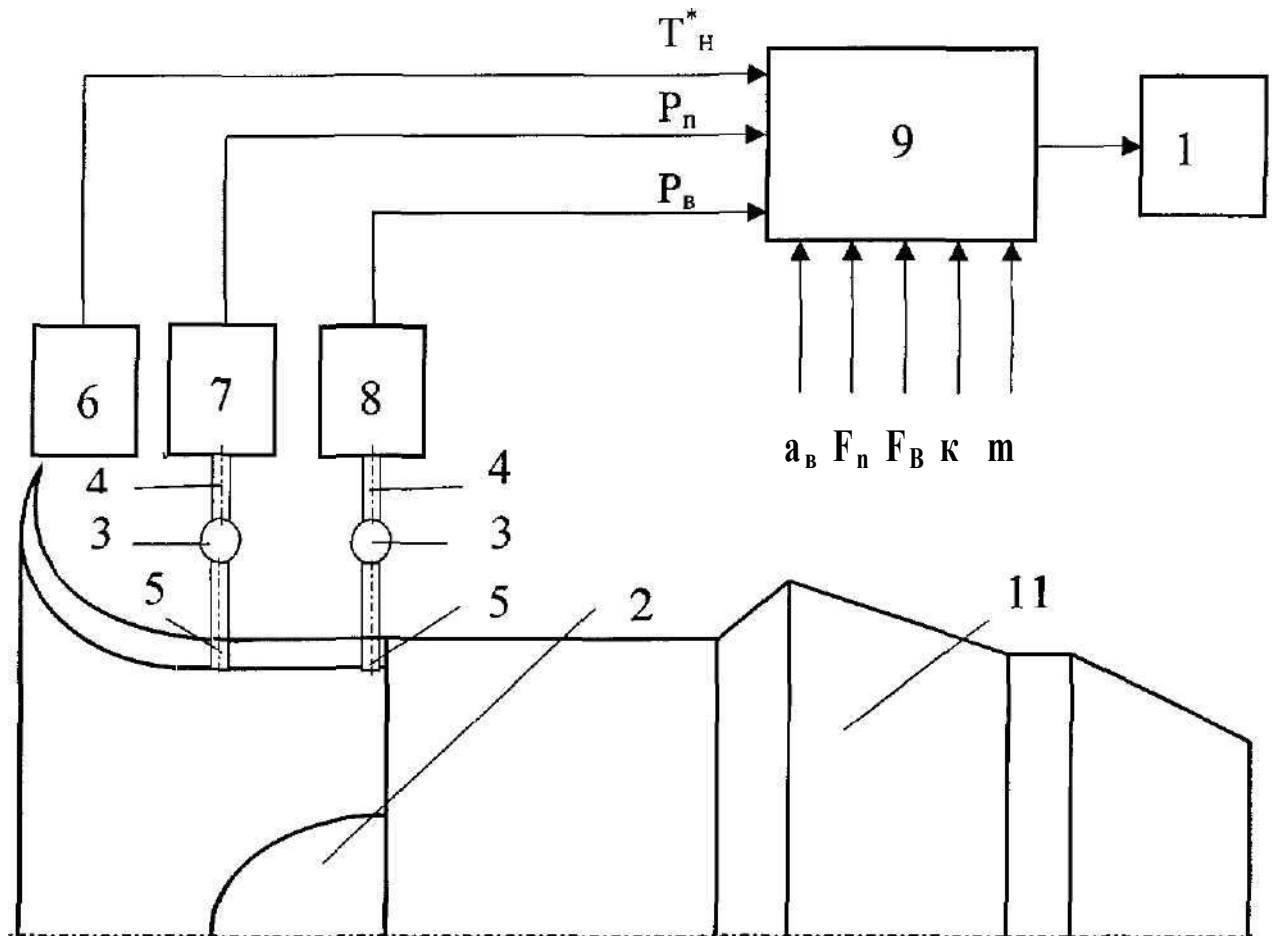
Кулик В.В.

Панін В.В.

Ратинський В.М.

Степаненко

**Спосіб виміру витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун**



**Фіг. 2**

Автори: СО. Дмитрієв В.В.

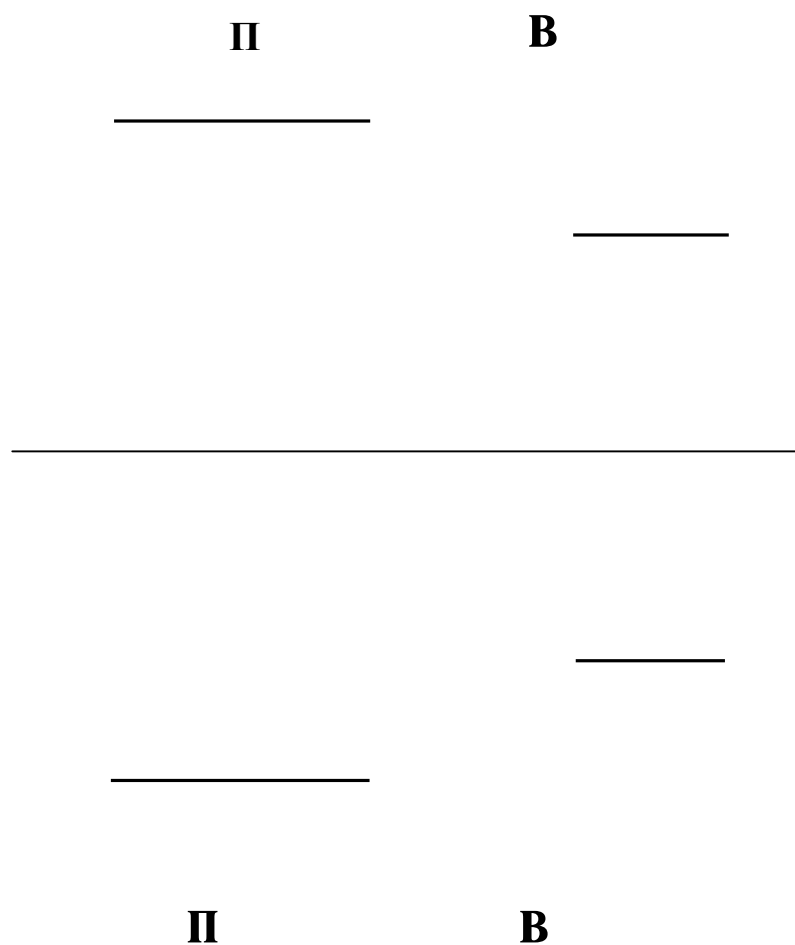
Козлов М.С. Кулик

В.В.Панін

В.В.Ратинський

В.М. Степаненко

**Спосіб виміру витрати повітря, що проходить через повітряно-реактивний двигун**



**Фіг.3**

**Автори:**

**С.О.Дмитрієв**

**В.В.Козлов**

**М.С.Кулик**

**В.В. Панін**

**В .В .Ратинський**

**В.М.Степаненко**