

УДК 681.2:532.137

В.В. ДРЕВЕЦЬКИЙ

Національний авіаційний університет, Україна

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ В'ЯЗКОСТІ І ГУСТИНИ АВІАЦІЙНИХ ПАЛИВ

Розглянуто математичні моделі мостових дросельних перетворювачів гідродинамічної вимірювальної системи в'язкості і густини нафтопродуктів. Встановлено статичні характеристики перетворення для мостових схем з різною кількістю ламінарних і турбулентних дроселів

кінематична і динамічна в'язкість, густина нафтопродуктів, дросель, мостова схема, перетворювач, вимірювальна схема

Вступ

В'язкість і густина є важливими фізико-механічними характеристиками, які відносяться до основних якісних показників авіаційних паливо-мастильних матеріалів [1]. В сучасних умовах подальшого удосконалення потребує система контролю вказаних якісних показників авіаційних палив не тільки під час їх виробництва, а також при їх транспортуванні, тривалому зберіганні і використанні на авіаційній техніці. Вимірювання кінематичної в'язкості і густини нафтопродуктів є трудомістким і тривалим по часу процесом, який в лабораторіях нафтопереробних заводів складає до однієї години. Ще більш складно вимірювати названі фізико-механічні характеристики авіаційних палив при їх транспортуванні і зберіганні в аеропортах.

Аналіз досліджень і публікацій. Застосування для вимірювання в'язкості авіаційних палив ротаційних або вібраційних віскозиметрів [2] є недоцільним через наявність прецизійних механічних частин вимірювальних схем, тобто обертових або вібраційних чутливих елементів, а також складності перетворювальних пристроїв, які вимагають високої кваліфікації експлуатаційного персоналу. Для вимірювання динамічної в'язкості нафтопродуктів можливе використання електрогідродинамічних віско-

зиметрів [3] з електрофлюїдними перетворювачами [4], однак вони не забезпечують одночасного вимірювання кінематичної в'язкості і густини нафтопродуктів. Виконані раніше дослідження показали доцільність використання для одночасного вимірювання в'язкості і густини рідин гідродинамічних вимірювальних пристроїв [5].

Постановка завдання. Виникає необхідність в створенні математичних моделей мостових дросельних перетворювачів в'язкості і густини авіаційних палив, які складаються з різної кількості ламінарних і турбулентних дроселів та визначенні їх статичних характеристик перетворення, для проектування вимірювальної системи з заданими технічними характеристиками.

Розв'язання проблеми

В гідродинамічних вимірювальних схемах, як основні складові елементи, застосовуються дросельні елементи з ламінарним і турбулентним режимом течії через них.

В режимі ламінарної течії перепад тиску на ламінарному дроселі ΔP_{Λ} визначається такими величинами: конструктивним коефіцієнтом K_{Λ} , значення якого залежить від геометричних розмірів і форми внутрішнього каналу дроселя, динамічною в'яз-

кістю μ і об'ємною витратою F рідини, яка протікає через дросель.

Залежність має вигляд

$$\Delta P_{\Lambda} = K_{\Lambda} \mu F, \quad (1)$$

де для дроселя з циліндричним каналом згідно рівняння Пуазейля

$$K_{\Lambda} = \frac{128 l_{\Lambda}}{\pi d_{\Lambda}^4},$$

а l_{Λ} і d_{Λ} – довжина і внутрішній діаметр ламінарного дроселя відповідно.

При протіканні рідини через турбулентний дросель, в якості якого найчастіше використовується діафрагма, перепад тиску на ньому ΔP_T також залежить від конструктивного коефіцієнту K_T , густини ρ і квадрату об'ємної витрати F .

Перепад тиску на турбулентному дроселі визначається з рівняння Бернуллі:

$$\Delta P_T = K_T \rho F^2, \quad (2)$$

де $K_T = 8/\alpha^2 \pi^2 d_T^4$, d_T – діаметр турбулентного дроселя, α – коефіцієнт витрати.

В вимірювальних гідродинамічних схемах найбільш часто використовують подільники, які утворені з послідовно з'єднаних ламінарного і турбулентного дроселів.

Перепад тиску на такому подільнику дорівнює

$$\Delta P = \Delta P_{\Lambda} + \Delta P_T = K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2. \quad (3)$$

Вагомі втрати тиску на ламінарному дроселі дорівнюють:

$$\Delta P_{\text{п.л.}} = \frac{K_{\Lambda} \mu F}{K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2} = 1 / \left(1 + \frac{K_T F}{K_{\Lambda} \nu} \right), \quad (4)$$

а на турбулентному дроселі відповідно:

$$\Delta P_{\text{п.т.}} = \frac{K_T \rho F^2}{K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2} = 1 / \left(1 + \frac{K_{\Lambda} \nu}{K_T F} \right). \quad (5)$$

З рівнянь (4) і (5) витікає, що при зміні об'ємної витрати рідини значення питомих втрат тиску на ламінарному дроселі в подільнику змінюється від 1

до 0, а на турбулентному – від 0 до 1 (рис. 1).

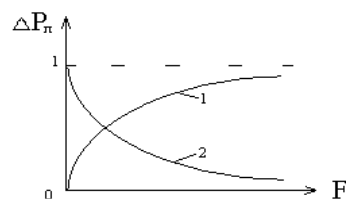


Рис. 1. Залежність питомих втрат тиску на дроселях ламінарно-турбулентного подільника від витрати рідини: 1 – на турбулентному дроселі, 2 – на ламінарному дроселі

Якщо із двох подільників утворити мостову схему, в суміжних плечах якої розташовані різно-типні дроселі, то при збільшенні витрати на першому дроселі (ламінарному) в одному подільнику питомі втрати тиску будуть зменшуватись від 1 до 0, а на першому дроселі (турбулентному) в другому подільнику питомі втрати тиску будуть зростати від 0 до 1. При певному значенні об'ємної витрати, питомі втрати тиску на перших по ходу рідини дроселях зрівнюються, і мостова схема буде зрівноважена.

Можливі три принципово різні мостові гідродинамічні вимірювальні схеми, які утворені з ламінарних і турбулентних дроселів:

а) міст утворений з двох ламінарних і двох турбулентних дроселів (2Л-2Т) (рис. 2);

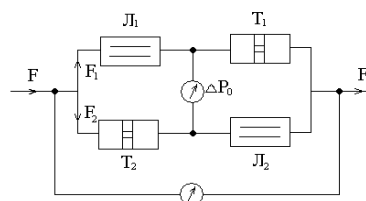


Рис. 2. Принципова мостова схема 2Л-2Т: Л1, Л2 – ламінарні дроселі; Т1, Т2 – турбулентні дроселі; ΔP_0 – перепад тиску у вимірювальній діагоналі; ΔP_m – перепад тиску на мосту; F – загальна витрата; F_1, F_2 – витрати в гілці моста

б) міст утворений з трьох ламінарних і одного турбулентного дроселя (3Л-1Т) (рис. 3);

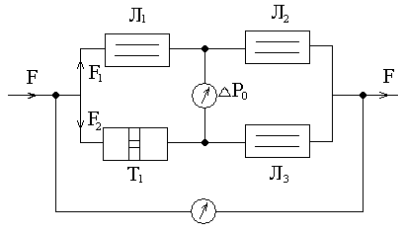


Рис. 3. Принципова мостова схема 3Л-1Т

в) міст утворений з одного ламінарного і трьох турбулентних дроселів (1Л-3Т) (рис. 4).

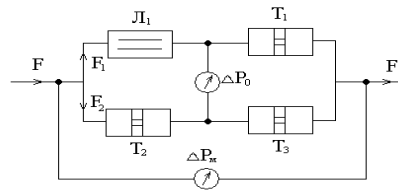


Рис. 4. Принципова мостова схема 1Л-3Т

Визначимо статичну характеристику перетворення моста 2Л-2Т по кінематичній в'язкості ν рідини на основі трьох рівнянь: двох рівнянь рівності перепаду тиску на суміжних дроселях в різних гілках мостової схеми і рівняння нерозривності потоку рідини:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \quad K_{T_1} \rho F_1^2 = K_{\Lambda_2} \mu F_2; \\ F_1 + F_2 &= F. \end{aligned} \quad (6)$$

Якщо припустити, що $F_2 = aF_1$, де a – коефіцієнт несиметричності, то початкову систему рівнянь (6) можна записати у вигляді:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{K_{T_2} a^2} \nu; \quad F = \frac{K_{\Lambda_2} (1+a)}{K_{T_1} a^2} \nu. \quad (7)$$

Обидва рівняння системи (7) є рівнозначними статичними характеристиками перетворення за кінематичною в'язкістю, а тому, прирівнявши праві їх частини, можна отримати такий вираз для визначення коефіцієнта несиметричності:

$$a = \sqrt{\frac{K_{\Lambda_1} K_{T_1}}{K_{\Lambda_2} K_{T_2}}}. \quad (8)$$

Підставивши значення коефіцієнта a в систему рівнянь (7), отримаємо статичну характеристику перетворення схеми 2Л–2Т за кінематичною в'яз-

кістю у вигляді

$$F = \left(\frac{K_{\Lambda_2}}{K_{T_1}} + \sqrt{\frac{K_{\Lambda_1} K_{\Lambda_2}}{K_{T_1} K_{T_2}}} \right) \nu. \quad (9)$$

У випадку, коли в мостовій схемі ламінарні дроселі ідентичні і турбулентні дроселі також ідентичні, тобто:

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda}; \quad K_{T_1} = K_{T_2} = K_T,$$

рівняння (9) спрощується до такого вигляду:

$$F = \frac{2K_{\Lambda}}{K_T} \nu. \quad (10)$$

Відомо, що на вхідній ділянці ламінарного дроселя відбувається процес формування профілю швидкостей, який прийнято називати входним ефектом [6]. З урахуванням цього явища можна отримати уточнений вираз для визначення перепаду тиску на ламінарному дроселі:

$$\Delta P_{\Lambda}^* = K_{\Lambda} \mu F + K_{ex} \rho F^2, \quad (11)$$

де K_{ex} – конструктивний коефіцієнт, який враховує входні ефекти; $K_{ex} = m / (\pi^2 \alpha_{\Lambda}^2)$; m – поправка Гагенбаха.

З урахуванням входних ефектів, вихідна система рівнянь для визначення формули статичної характеристики перетворення мостової схеми 2Л–2Т приймає вигляд:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{ex1} \rho F_1^2 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \\ K_{\Lambda_2} \mu F_2 + K_{ex2} \rho F_2^2 &= K_{T_1} \rho F_1^2; \\ F_1 + F_2 &= F. \end{aligned} \quad (12)$$

Враховуючи коефіцієнт несиметричності a , перетворимо систему рівнянь (7) до такого вигляду:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{a^2 K_{T_2} - K_{ex1}} \nu; \quad F = \frac{K_{\Lambda_2} a(1+a)}{K_{T_1} - a^2 K_{ex2}} \nu. \quad (13)$$

Коефіцієнт несиметричності мостової схеми може бути визначений з умови рівності коефіцієнтів при в'язкості ν в правих частинах обох рівнянь (13):

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_2} K_{T_1} a^3 + K_{\Lambda_1} K_{\epsilon x_2} a^2 - \\ - K_{\Lambda_2} K_{\epsilon x_2} a - K_{\Lambda_1} K_{T_2} = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

В обох рівняннях системи (13) коефіцієнти при в'язкості ν будуть додатними при виконанні умов:

$$a^2 K_{T_2} - K_{\epsilon x_1} > 0; \quad K_{T_1} - a^2 K_{\epsilon x_2} > 0.$$

Звідки витікає, що корінь рівняння (14) повинен знаходитись в таких межах:

$$K_{\epsilon x_1} K_{\epsilon x_2} < a < K_{T_1} K_{T_2}. \quad (15)$$

Враховуючи, що рівняння (14) не включає в себе параметрів рідини і її витрати та має один додатний корінь, можна стверджувати, що в момент рівноваги мостової вимірювальної схеми між витратою і кінематичною в'язкістю існує однозначна лінійна залежність.

У випадку, якщо дроселі попарно ідентичні:

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda}; \quad K_{\epsilon x_1} = K_{\epsilon x_2} = K_{\epsilon x};$$

$$K_{T_1} = K_{T_2} = K_T,$$

тобто коефіцієнт несиметричності a дорівнює 1, статична характеристика перетворення приймає вигляд

$$F = \frac{2K_{\Lambda}}{K_T - K_{\epsilon x}} \nu. \quad (16)$$

Статичну характеристику перетворення по густині мостової схеми $2\Lambda - 2T$ отримаємо, виходячи з того, що для моменту рівноваги мостової схеми, утвореної з попарно ідентичних ламінарних і турбулентних дроселів, перепад тиску на мосту ΔP_M дорівнює сумі перепадів тиску на ламінарному і турбулентному дроселі: $\Delta P_M = \Delta P_{\Lambda}^* + \Delta P_T$, причому

$$\Delta P_{\Lambda}^* = \Delta P_T.$$

Враховуючи те, що при такій побудові моста коефіцієнт несиметричності $a = 1$, отримаємо статичну характеристику перетворення по густині

$$\Delta P_M = 2\Delta P_T = 2K_T \rho \left(\frac{F}{2} \right)^2 = \frac{K_T F^2}{2} \rho. \quad (17)$$

Аналізуючи рівняння (16) і (17) з урахуванням того, що $\nu = \mu / \rho$, можна визначити статичну харак-

теристику розглянутої мостової вимірювальної схеми $2\Lambda - 2T$ по динамічній в'язкості:

$$\mu = \frac{(K_T - K_{\epsilon x}) \Delta P_M}{K_{\Lambda} K_T F}. \quad (18)$$

Для вимірювальної схеми, яка утворена трьома ламінарними і одним турбулентним дроселем $3\Lambda - 1T$, з врахуванням входових ефектів на ламінарних дроселях початкова система рівнянь для визначення статичної характеристики перетворення записується у вигляді:

$$K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{\epsilon x_1} \rho F_1^2 = K_{T_1} \rho F_2^2;$$

$$K_{\Lambda_2} \mu F_1 + K_{\epsilon x_2} \rho F_1^2 = K_{\Lambda_3} \mu F_2 + K_{\epsilon x_3} \rho F_2^2; \quad (19)$$

$$F_1 + F_2 = F.$$

Розв'язуючи дану систему рівнянь з урахуванням коефіцієнта несиметричності a , отримаємо формулу статичної характеристики перетворення за кінематичною в'язкістю:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1 + a)}{K_{T_1} a^2 - K_{\epsilon x_1}} \nu. \quad (20)$$

Нижня границя коефіцієнта несиметричності a може бути знайдена виходячи з того, що знаменник в рівнянні (20) має бути додатним:

$$a > \sqrt{\frac{K_{\epsilon x}}{K_{T_1}}}. \quad (21)$$

Статичні характеристики перетворення схеми $3\Lambda - 1T$ по густині і динамічній в'язкості рідини аналогічні відповідно рівнянням (17) і (18), якщо всі ламінарні дроселі ідентичні, тобто

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda_3} = K_{\Lambda}.$$

Формула статичної характеристики перетворення мостової схеми $1\Lambda - 3T$ визначається із системи трьох рівнянь: двох рівнянь рівності перепадів тиску на суміжних дроселях, які знаходяться в різних гілках мостової схеми, і рівняння нерозривності потоку рідини:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{\text{exl}} \rho F_1^2 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \\ K_{T_1} \rho F_1^2 &= K_{T_3} \rho F_2^2; \quad F_1 + F_2 = F. \end{aligned} \quad (22)$$

Після розв'язання цієї системи рівнянь отримаємо статичну характеристику мостової вимірювальної схеми 1Λ – 3Т за кінематичною в'язкістю:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{K_{T_2} a^2 + K_{\text{exl}}} v. \quad (23)$$

Оскільки статичний коефіцієнт перетворення в рівнянні (23) має бути додатнім числом, то отримуємо вираз, який обмежує допустимі співвідношення конструктивних коефіцієнтів:

$$K_{T_2} K_{T_1} > K_{\text{exl}} K_{T_3}. \quad (24)$$

Якщо в мостовій схемі 1Λ – 3Т всі три турбулентні дроселі ідентичні – $K_{T_1} = K_{T_2} = K_{T_3} = K_T$, то статична характеристика перетворення по густині рідини описується рівнянням (17), а за динамічною в'язкістю – рівнянням (18).

Проведений нами аналіз показує, що всі три можливі вимірювальні схеми 2Λ – 2Т, 3Λ – 1Т і 1Λ – 3Т мають аналогічні статичні характеристики перетворення по кінематичній, динамічній в'язкості і густині досліджуваної рідини. З точки зору конструювання і технологічності виготовлення, найбільше доцільним є використання схеми 2Λ – 2Т.

Для даної схеми в табл. 1 наведені рівняння для інженерних розрахунків статичних характеристик перетворення за кінематичною в'язкістю і густиною у випадку використання циліндричних капілярів, як ламінарних дроселів і діафрагм, як турбулентних дроселів.

Таблица 1

Вирази для визначення статичного коефіцієнта перетворення.

Формула статичної характеристики перетворення	
За кінематичною в'язкістю v	За густиною ρ

$\frac{d_{\Lambda} - 2a^2 m d_T^4}{32\pi l_{\Lambda} a^2 d_T^4} F$	$\frac{a^2 \pi^2 d_T^4}{4} \cdot \frac{\Delta P_M}{F^2}$
--	--

Висновки

Проведені теоретичні дослідження показали, що гідродинамічні вимірювальні схеми, які побудовані на основі мостових дросельних перетворювачів, дозволяють здійснювати одночасне вимірювання таких нормованих показників якості авіаційних палив, як густина, кінематична і динамічна в'язкість. Подальші дослідження повинні бути направлені на визначення динамічних характеристик мостових дросельних перетворювачів, для створення оптимальних не тільки по метрологічним, а й по динамічних характеристиках інформаційно-вимірювальних систем в'язкості і густини авіаційних палив.

Література

1. Бойченко С.В., Иванов С.В., Бурлака В.Г. Моторные топлива и масла для современной техники. – К.: НАУ, 2005. – 216 с.
2. Кузьменко О.Ю. Ротационные вискозиметры с СВЧ системой преобразования контролируемого параметра. Автореф. дис.... канд. техн. наук. – Тамбов: ТГТУ, 2003. – 20 с.
3. Древецький В.В., Юрчевський Є.В. Електрофлюїдний давач динамічної в'язкості // Методи та прилади контролю якості. – 2005. – № 15. – С. 120-122.
4. Древецький В.В., Юрчевський Є.В. Електрофлюїдний метод неперервного контролю в'язкості авіаційних палив // Матеріали МНТК «Проблеми хімотології». – К.: НАУ, 2006. – С.148-150.
5. Древецький В.В. Гідродинамічні вимірювальні перетворювачі в'язкості і густини нафтопродуктів // Матеріали МНТК «Проблеми хімотології». – К.: НАУ, 2006. – С. 150-153.
6. Теплюх З.М., Друль Я.Г., Ділай І.В. Застосування формули Пуазейля для розрахунку капілярних елементів // Вимірювальна техніка та метрологія. – 1995. – № 51. – С. 53-55.

Надійшла до редакції 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. З.Р. Маланчук, Національний університет водного господарства і природокористування, Рівне.