

УДК 629.76.03

Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, К. В. ДОРОШЕНКО, Ю. Ю. ТЕРЕЩЕНКО, П. ГАМЗЕГ
Національний авіаційний університет, Київ

ТЕЧІЯ НАПВОБМЕЖЕНОЇ СТРУЇ З ТЕРТЯМ ТА ТЕПЛООБМІНОМ В КАНАЛІ СОПЛА РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА

У статті проаналізовані шляхи вирішення задачі визначення втрат на тертя при охолодженні реактивного сопла рідинного ракетного двигуна газогенераторним газом при видуванні охолоджуючого газогенераторного газу по дотичній до охолоджуваної поверхні.

Ключові слова: *втрати на тертя, теплообмін, сопло, охолодження, газогенераторний газ.*

Вступ. Розвиток авіаційно-космічної техніки багато в чому визначається створенням досконалих рідинних ракетних двигунів, ефективність яких багато в чому залежить від рівня втрат в системах охолодження та теплової захисту стінок камери згоряння і реактивного сопла.

На даний час відома велика кількість робіт, присвячених дослідженню процесів тепломасообміну при конвективно-плівковому і пористому охолодженні реактивних сопел [1,2,3,4]. Енергія охолоджуючого газу визначається багатьма фізичними величинами, змінюючи значення яких можна забезпечити необхідне зниження температури газогенераторного газу без використання холодних рідин. До теперішнього часу недостатньо вивчені особливості тепломасообміну при охолодженні реактивного сопла газогенераторним газом при видуванні газогенераторного газу для створення газової завіси і питання впливу транспіраційної охолодження на втрати в реактивному соплі.

Постановка завдання. В статті розглядається задача аналізу методів оцінки втрат в реактивному соплі при охолодженні його газогенераторним газом, що проходить через додатковий газогенератор. Додатковий газогенератор забезпечує зміну складових енергії газу при його подачі в сопло для охолодження двигуна.

Метою роботи є аналіз шляхів вирішення задач, пов'язаних з визначенням тертя і тепломасообміну для системи охолодження реактивного сопла газогенераторним газом.

Результати дослідження. Виходячи з поставленої мети в статті аналізуються шляхи вирішення задачі розробки системи охолодження реактивного сопла рідинного ракетного двигуна газогенераторним газом з урахуванням стисливості, неізотермічності, градієнтності основного потоку, інтенсивності вдуву при видуванні охолоджуючого газогенераторного газу по дотичній до охолоджуваної поверхні.

Проектування ракетних двигунів з видувом струменя повітря для охолодження реактивного сопла базується на експериментальних даних. Використовуючи обчислювальну техніку для розрахунків обтікання багатозв'язних областей і розрахунків примежового шару, можна проводити наближену оцінку ефективності застосування систем охолодження сопла газогенераторним газом. Це дозволяє найбільш раціонально скоротити програму досліджень при чисельному і натурному експериментах.

Основним параметром, який характеризує інтенсивність видування струменів і його дію на ефективність охолодження сопла є коефіцієнт імпульсу, який є

відношенням імпульсу струменя, що видувається, до імпульсу основного струменя в реактивному соплі

$$c_{\mu R} = \frac{m_c u_c}{m_0 u_0},$$

де m_0 , u_0 , m_c і u_c – масова витрата та швидкість течії основного струменя та струменя, що витікає зі щілини.

Для оцінки впливу параметрів системи видування і визначення мінімального значення коефіцієнта імпульсу струменя використовується теорія примежового шару і відомі методи розрахунку турбулентних струменів і слідів. Основні труднощі при створенні розрахункового методу визначення коефіцієнта імпульсу $c_{\mu R}$ пов'язані з побудовою теоретичної моделі складного процесу турбулентного перемішування, який має місце при вдуванні пристінного струменя в попутній потік. Тому більшість відомих методів розрахунку коефіцієнту імпульсу $c_{\mu R}$ [5; 6; 7; 8] базуються на результатах експериментальних досліджень пристінних струменів.

Розвиток методів розрахунку пристінних турбулентних струменів в супутньому градієнтному потоці [8; 9] дозволив розробити метод розрахунку коефіцієнту імпульсу $c_{\mu R}$ для випадків течії пристінного струменя з довільним профілем швидкостей [9]. Інтегральні методи дозволяють розрахувати розвиток пристінного струменя аж до точки відриву з урахуванням впливу примежового шару на зовнішній і внутрішній поверхнях щілини для видування. При цьому використовується напівемпірична апроксимація профілю швидкостей, який складається з окремих частин, що мають окремі властивості примежового шару вільного струменя і сліду. Для кожного шару використовується інтегральне рівняння імпульсів і енергії, а також напівемпіричні вирази для дотичних напружень.

Задача знаходження коефіцієнтів імпульсу $c_{\mu R}$ і оптимальних параметрів системи видування, які забезпечують ефективне охолодження сопла РРД, при мінімальних затратах газогенераторного газу, що видувається, вирішується за допомогою напівемпіричного інтегрального методу.

Даний метод дозволяє теоретично досліджувати течію пристінного струменя в попутному градієнтному потоці з довільним профілем швидкостей.

Для вирішення задачі проектування системи охолодження реактивного сопла газогенераторним газом використовується напівемпіричний багатопараметричний інтегральний метод розрахунку пристінних струменів. Основне припущення методу полягає в тому, що форма профілю осередненої швидкості поперек турбулентного примежового шару вважається заданою в кожному перерізі $x = const$ за допомогою деяких універсальних функцій, в які входять параметри, які змінюються вздовж осі x . Це припущення базується на результатах експериментальних досліджень [6; 7; 8; 9], які показали, що в течії, яка утворюється при витіканні струменя в попутний потік, можна виділити окремі зони :

примежовий шар ($0 \leq y \leq \delta_1$), $u = u_{\max} (y/\delta_1)^n$;

ядро струменя ($\delta_1 \leq y \leq \delta_2$), $u = u_{\max}$;

струменева зона ($\delta_2 \leq y \leq \delta_3$), $u = u(y)$;

де u_{\max} – максимальна швидкість в струмені.

При виконанні роботи були застосовані аналітичні залежності, які описують струменеву частину течії

$$f(\bar{\eta}) = 1 - \exp[-6.25 \ln 2(1 - \bar{\eta})^2]; \quad g(\bar{\xi}) = \exp[-(\ln 2)\bar{\xi}^2]$$

Профіль осередненого горизонтального компонента швидкості в перерізі $x = \text{const}$ в пристінній частині $0 \leq y \leq \delta_1(x)$ від стінки до точки максимальної швидкості визначається степеневим законом

$$u(x, y) = u_{\max}(x) \left(\frac{y}{\delta_1(x)} \right)^{n(x)},$$

де $u_{\max}(x)$ – максимальна швидкість в пристінній частині примежового шару (або осереднена швидкість ядра пристінного струменя); $\delta_1(x)$ – відстань від поверхні до найближчої точки, в якій $u = u_{\max}(x)$; $n(x)$ – показник ступеня в виразу для профілю швидкостей пристінного примежового шару.

В області потенційної течії, яка відповідає ядру струменя, швидкість приймається рівною $u = u_{\max}$ і визначається за повним тиском в щілині для видування.

В області $\delta_2(x) \leq y \leq \delta_3(x)$, яка простягається від точки максимуму до точки мінімуму швидкості, течія має властивості, характерні для струменя в спутному потоці, і профіль швидкості визначається співвідношенням

$$u(y) = u_{\max} - (u_{\max} - u_w) f(\bar{\eta}),$$

де u_{\max} і u_w – максимальна і мінімальна швидкість в струмені; $\bar{\eta} = \frac{y - \delta_2}{\delta_3 - \delta_2}$ – безрозмірна координата; δ_2 , δ_3 – ординати точок, в яких швидкість досягає відповідно максимального і мінімального значень.

В області, яка простягається від $y = \delta_3(x)$ до зовнішнього кордону течії, потік має властивості характерні для течії в сліді, в якому профіль швидкості описується співвідношенням

$$u(y) = u_e - (u_e - u_w) g(\bar{\xi}),$$

де u_e – швидкість на зовнішній границі примежовими шару; $\bar{\eta} = \frac{y - \delta_3}{y_{12} - \delta_3}$ – безрозмірна координата; δ_3 – ординати точки мінімуму швидкості; y_{12} – ординати точки, в якій швидкість дорівнює середньому арифметичному між u_e та u_w .

Для визначення профілю швидкості використовуються параметри $n(x)$; $u_{\max}(x)$; $u_e(x)$; $u_w(x)$; $\delta_1(x)$; $\delta_2(x)$; $\delta_3(x)$; $y_{12}(x)$, які залежать від поздовжньої координати течії x , причому розподіл швидкості зовнішньої течії $u_e(x)$ вважається відомим. Для знаходження семи невідомих параметрів необхідно сім рівнянь. Виділяючи в течії сім ділянок і використовуючи наведені вище співвідношення для швидкостей, отримаємо систему звичайних диференціальних рівнянь

$$A_q \frac{du_e}{dx} + B_q \frac{du_{\max}}{dx} + C_q \frac{du_w}{dx} + D_q \frac{d\delta_1}{dx} + E_q \frac{dn}{dx} + F_q \frac{d\delta_2}{dx} + G_q \frac{d\delta_3}{dx} + H_q \frac{dy_{12}}{dx} - \frac{\Delta\tau_q}{\rho} = 0,$$

де $q = 1, 2, \dots, Q$ – номери ділянок; A_q, B_q, \dots, H_q – функції, які визначаються параметрами примежового шару.

Значення повного напруження тертя на границях кожної з розрахункових ділянок визначаються по емпіричним співвідношенням. Величина дотичного напруження на стінках при турбулентній течії визначається співвідношенням

$$\bar{\tau}(0) = \frac{\tau_0}{\rho u_{\max}^2} = 0,0128 \left(\frac{\delta_1 u_{\max}}{\nu} \right)^{\frac{1}{6}} \left[\frac{n}{(n+1)(2n+1)} \right]^{\frac{11n-1}{6}} \tag{1}$$

Величина τ в середині пристінної дільниці визначається співвідношенням

$$\bar{\tau}(\delta_1/2) = \frac{n^2 \cdot 2^{1-n}}{n+1 R_T^*}, \tag{2}$$

де $R_T^* = 15 + 35 \exp \left\{ - \left[\tau [\delta_3 - \bar{\eta}_3 (\delta_3 - \delta_2)] / \tau(0) \right]^2 \right\}$.

В точках максимуму і мінімуму, де похідна осередненої швидкості дорівнює нулю, вважаємо, що дотичне напруження дорівнює нулю.

Величина максимального напруження тертя в струйній зоні $\delta_2(x) < y < \delta_3(x)$ визначається співвідношенням:

$$\max \bar{\tau}(y) = \bar{\tau} [\delta_3 - \bar{\eta}_3 (\delta_3 - \delta_2)] = 0,037 \rho (u_{\max} - u_w)^2 (1 - \bar{\eta}_3) f'(\bar{\eta}_3). \tag{3}$$

Наведені співвідношення залежать тільки від параметрів профілю осередненої швидкості, використовуються тільки для обчислення різниці дотичних напружень тертя на границях кожної з розрахункових ділянок.

При чисельних дослідженнях реальний профіль швидкості в перерізі, який відповідає розташуванню щілини для видування, замінюється початковим S - подібним профілем в деякому перерізі, близькому до щілини (рис. 1).

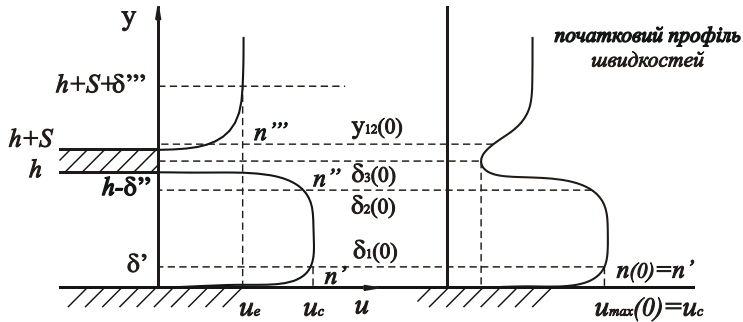


Рис. 1. Заміна реального профілю швидкості початковим розрахунковим профілем

Параметри такого профілю можуть бути визначені по параметрам потоку, що приходить до щілини, а саме товщини пристінного шару і струйної зони, визначаються по числу Рейнольда потоку перед щілиною по відомому співвідношенню

$$\delta = 0,037 x_k \left(\frac{u_c x_k}{\nu} \right)^{\frac{1}{5}},$$

де x_k – довжина підвідного каналу.

Початкова ордината точки мінімальної швидкості вважається рівній висоті щілини. Ця рівність відповідає припущенню, що на малій відстані від щілини відсутнє перемішування газу який видувається з зовнішнім потоком. При цьому припущенні неважко визначити як параметр слідної зони y_{12} , так і мінімальну

швидкість u_w . Товщина витіснення δ^* і товщина втрати імпульсу δ^{**} в примежовому шарі визначаються співвідношеннями (10) :

$$\delta^* = \left(1 - \frac{u_w}{u_e}\right) (y_{12} - \delta_3) \int_0^\infty g(\bar{\xi}) d\bar{\xi}; \quad \delta^* = \frac{n\delta}{n+1};$$

$$\delta^{**} = \left(1 - \frac{u_w}{u_e}\right) (y_{12} - \delta_3) \left[\int_0^\infty g(\bar{\xi}) d\bar{\xi} - \left(1 - \frac{u_w}{u_e}\right) \int_0^\infty g^2(\bar{\xi}) d\bar{\xi} \right]; \quad (10)$$

$$\delta^{**} = \frac{n\delta}{(n+1)(2n+1)}.$$

Величина мінімальної швидкості фактично визначається ступенем наповненості профілю швидкості зовнішнього примежового шару. Показник степеня для профілю швидкості пристігнної ділянки струменя, що видувається в початковому розрахунковому перерізі приймався, як при звичайному турбулентному примежовому шарі, рівним $n = 1/5 - 1/7$.

Таким чином, можна зробити висновок, що співвідношення (1),(2),(3) для визначення максимального напруження тертя залежать тільки від параметрів профілю осередненої швидкості. Вони можуть бути використані для обчислення різниці дотичних напружень тертя на границях кожної з розрахункових ділянок.

Висновки. У статті проаналізовані шляхи вирішення задачі визначення втрат на тертя при охолодженні реактивного сопла рідинного ракетного двигуна газогенераторним газом з урахуванням стисливості, неізотермічності і градієнтності основного потоку при видуванні охолоджуючого газогенераторного газу по дотичній до охолоджуваної поверхні.

Використання інтегральних та чисельних методів може бути рекомендовано для вирішення задачі тертя і тепломасообміну при охолодженні реактивного сопла газогенераторним газом, що видувається по дотичній до охолоджуваної поверхні сопла, з урахуванням стисливості, неізотермічності і градієнтності основного потоку.

Список літератури

1. Васильев А.П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев ; под ред. В.М. Кудрявцева. – 3-е изд., испр. и доп. – М.: Высш. школа, 1983. – 703 с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский ; под ред. Д.А. Ягодникова – 3-е изд., доп. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 461 с.
3. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей. Учеб. пособие. / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалін, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
4. Саттон Д. Ракетные двигатели. Основы теории и конструкция жидкостно-реактивных двигателей / Д. Саттон. – Перевод со 2-го американского издания. – М.: Издво иностранной литературы, 1952, – 330 с.
5. Ван ден Берг Б. Моделирование турбулентности и обсуждение результатов экспериментальных исследований трехмерных пограничных слоев / Б. Ван ден Берг // Трехмерные турбулентные слои: пер с англ. / ред.: Х. Фернхольц, Е. Краузе. – М.: Мир, 1985. – С.10-25.
6. Алексин В.А. Моделирование влияния параметров турбулентности набегающего потока на течение в нестационарном пограничном слое / В.А. Алексин, С.Н. Казейкин // Механика жидкости и газа. – 2000. – №6. – С. 64-77.

7. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений / А.А. Юн. – М.: Книжный дом «Либроком», 2009. – 272с.

8. Зубков А.И. О влиянии отсоса и вдува на профиль пограничного слоя при обтекании ступенчатого конуса сверхзвуковым потоком / А.И. Зубков // Труды ЦИАМ. – 1961. – №382.

9. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.

Стаття надійшла до редакції 24.04.2017.

Терещенко Юрій Матвійович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, м. Київ, пр. Комарова, 1, тел. 044-406-75-93, e-mail: Terj@nau.edu.ua

Дорошенко Катерина Вікторівна – канд. техн. наук, доцент кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, м. Київ, пр. Комарова, 1, тел. 044-406-75-93, e-mail: Kiki_ua@ukr.net

Терещенко Юрій Юрійович – канд. техн. наук, асистент кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, м. Київ, пр. Комарова, 1, тел. 044-406-75-93.

Паям Гамзег – аспірант кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, м. Київ, пр. Комарова, 1, тел. 044-406-75-93.

*YU. M. TERESHCHENKO, K. V. DOROSHENKO, YU. YU. TERESHCHENKO,
P. HAMZEG*

FLOW OF A SEMI-BOUNDED STREAM WITH FRICTION AND HEAT EXCHANGE IN THE NOZZLE CHANNEL OF A LIQUID ROCKET ENGINE

The ways of problem solving of determining frictional losses during cooling of a jet nozzle of a liquid rocket engine by gas-generating gas, taking into account the compressibility, non-isothermicity and gradient of the main flow at blowing of the cooling gas-generating gas along the tangent to the cooled surface are analyzed in article. The momentum coefficient and optimal parameters of the blowing system are calculated using a semi-empirical integral method. Equations for determining the maximum stress are obtained. They depend only on the parameters of the profile of the averaged velocity. Equations can be used to calculate the difference of tangential frictional stresses at the boundaries of each calculated region. The use of integral and numerical methods can be recommended for solving problems of friction and heat-capacity during cooling of the nozzle by a gas-generating gas which is blown along the tangent to the cooled surface of the nozzle.

Keywords: friction loss, heat transfer, nozzle, cooling, gas-generating gas.

References

1. Vasil'ev A.P. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnyh raketnyh dvigatelej: Uchebnik / A.P. Vasil'ev, V.M. Kudrjavcev ; pod red. V.M. Kudrjavceva. – 3-e izd., ispr. i dop. – M.: Vyssh. shkola, 1983. – 703 s.
2. Dobrovolskij M.V. Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya : uchebnik dlja vysshih uchebnyh zavedenij / M.V. Dobrovolskij ; pod red. D.A. Jagodnikova – 3-e izd., dop. – M.: Izdatel'stvo MGTU im. N.Je. Baumana, 2016. – 461s.
3. Alemasov V.E. Teorija raketnyh dvigatelej. Ucheb. posobie. / V.E. Alemasov, A.F. Dregalin, A.P. Tishin; pod red. V.P. Glushko. – M.: Mashinostroenie, 1989. – 464s.
4. Satton D. Raketnye dvigateli. Osnovy teorii i konstrukcija zhidkostno-reaktivnyh dvigatelej / D. Satton. – Perevod so 2-go amerikanskogo izdanija. – M.: Izd-vo inostrannojo literatury, 1952, – 330 s.
5. Van den Berg B. Modelirovanie turbulentsnosti i obsuzhdenie rezul'tatov jeksperimental'nyh issledovanij trehmernyh pogranychnyh sloev / B. Van den Berg // Trehmernye turbulentsnye sloi: per s ang. / red.: H. Fernhol'c, E. Krauze. – M.: Mir, 1985. – S.10-25
6. Aleksin V.A. Modelirovanie vlijanija parametrov turbulentsnosti nabegajushhego potoka na techenie v nestacionarnom pogranychnom sloe / V.A. Aleksin, S.N. Kazejkin // Mehanika zhidkosti i gaza. – 2000. - №6. – S. 64-77.
7. Jun A.A. Teorija i praktika modelirovaniya turbulentsnyh techenij / A.A. Jun. – M.: Knizhnyj dom «Librokom», 2009. – 272s.
8. Zubkov A.I. O vlijanii otsosa i vduva na profil' pogranychnogo sloja pri obtekanii stupenchatogo konusa sverzhzvukovym potokom / A.I. Zubkov // Trudy CIAM. – 1961. – №382.
9. Shlihting G. Teorija pogranychnogo sloja / G. Shlihting. – M.: Nauka, 1974. – 712 s..