

УДК 533.6.011.5

ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДВОДА ТЕПЛА ПЕРЕД ТЕЛОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

А. Ф. Латыпов, В. М. Фомин

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Получены критерии для оценки энергетической эффективности подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке газа. Исходя из функциональных назначений летательных аппаратов и термодинамической модели процесса выполнены оценки для аппаратов снарядного и самолетного типов. Даны оценки минимальных чисел Маха, начиная с которых подвод тепла перед телом целесообразен. Выполнены оценки увеличения дальности полета на крейсерском режиме для летательного аппарата самолетного типа и на активном участке для летательного аппарата снарядного типа. Получены оценки экономии топлива при выведении воздушно-космического самолета на околоземную орбиту. Показано, что для получения заметного эффекта необходимо существенную часть топлива расходовать на получение энергии для нагрева газа. Дана оценка минимально необходимого “коэффициента полезного действия” преобразования энергии топлива в энергию нагрева газа.

Многочисленные экспериментальные исследования аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) свидетельствуют о том, что их максимальное аэродинамическое качество в гиперзвуковом диапазоне скоростей $K_{\max} \approx 4$ (см. рис. 1 в работе [1]). Это значение не удается увеличить посредством аэродинамического конструирования конфигураций ГЛА. Поэтому в настоящее время большое внимание уделяется решению задачи активного управления обтеканием тел посредством энергетического и/или силового воздействия на набегающий поток, в частности посредством подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке. Изучению этой проблемы посвящено значительное число работ (см., например, [2–5]). Для технической реализации предполагается использование лазерного и СВЧ-излучения, электрического разряда. Эффект уменьшения аэродинамического сопротивления связывается, главным образом, с уменьшением плотности газа в набегающем потоке, что подтверждается расчетами [6–8] и непосредственными измерениями [9–11]. Дополнительные эффекты возможны из-за изменения режима обтекания вследствие уменьшения числа Маха, изменения числа Рейнольдса, ионизации потока. Из результатов работ [5, 12–16], в которых изучается газодинамика следа за пульсирующим источником тепла, в частности, следует, что статическое давление в следе достаточно быстро становится равным давлению окружающей среды. В большинстве теоретических и экспериментальных исследований изучается задача уменьшения аэродинамического сопротивления. В теоретической работе [17] на примере обтекания гиперзвуковым потоком газа трапециевидного профиля показано значительное влияние ступенчатого распределения температуры в набегающем потоке на аэродинамическую подъемную силу. Установлено, что при условии максимального аэродинамического качества оптимальным является режим глиссирования.

Традиционно эффективность подвода тепла в установившемся полете оценивается величиной [18–20]

$$\eta = (A_0 - A)/Q, \quad (1)$$

где A_0 — исходная мощность силы тяги; A — мощность силы тяги при тепловом воздействии; Q — мощность теплоподвода. Показатель эффективности η не учитывает полный энергетический баланс и функциональное назначение летательного аппарата (ЛА). В данной работе эффективность оценивается с учетом этих факторов.

Математическая модель. Предполагается, что подвод тепла в набегающем потоке осуществляется при постоянных значениях давления и скорости, так что реализуется бесконечный тепловой след с параметрами перед телом

$$P = P_\infty, \quad V = V_\infty, \quad T_\infty/T = \rho/\rho_\infty = F_\infty/F_0 = \varepsilon.$$

Здесь P — давление; V — скорость; T — температура; F — сечение следа; ρ — плотность; F_0 — мидель ЛА; индекс ∞ соответствует параметрам газа на бесконечности; ε — задаваемый параметр.

Тепловая мощность следа

$$Q = \rho_\infty V_\infty F_0 c_p T_\infty (1 - \varepsilon)$$

(c_p — теплоемкость воздуха при постоянном давлении). Предполагается также, что полет ЛА, обладающего подъемной силой, происходит в режиме глиссирования: подъемная сила Y в основном создается нижней поверхностью ЛА, обтекаемой невозмущенным потоком воздуха:

$$Y_0 = c_y^0 q_\infty^0 S.$$

Здесь c_y^0 — исходный коэффициент подъемной силы; $q_\infty^0 = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$ — скоростной напор; S — площадь в плане ЛА.

Приближенно аэродинамическое сопротивление представим в виде суммы двух слагаемых: 1) продольная составляющая нормальной силы, действующей на нижнюю поверхность: $X_1 = c_{x1}^0 q_\infty^0 S$; 2) сопротивление тела, находящегося в тепловом следе: $X_2 = c_{x2} q_\infty S$, $q_\infty = \varepsilon q_\infty^0$. В сверхзвуковом диапазоне скоростей при малых углах атаки α справедливо соотношение $c_{x1}^0 = c_y^0 \alpha$; для второго слагаемого положим $c_{x2} = c_{x2}^0 \xi$, где ξ — коэффициент, учитывающий изменение коэффициента сопротивления вследствие указанного выше возможного изменения режима обтекания. Тогда

$$X = (c_{x1}^0 q_\infty^0 + \xi c_{x2}^0 q_\infty) S.$$

При сделанных предположениях о составляющих аэродинамического сопротивления для исходного режима получим

$$\bar{c}_{x2}^0 = c_{x2}^0 / c_x^0 = 1 - \alpha K_0,$$

где $c_x^0 = c_{x1}^0 + c_{x2}^0$; K_0 — аэродинамическое качество в исходном режиме. При тепловом воздействии для относительного аэродинамического качества получим оценку

$$1/\bar{K} = K_0/K = 1 - (1 - \varepsilon \xi) \bar{c}_{x2}^0.$$

Эффективность подвода тепла, оцениваемую выражением (1), можно представить в виде

$$\eta = (k - 1) c_x^0 M_\infty^2 / 2$$

(k — показатель адиабаты). В этом выражении не учитываются существенные параметры процесса: степень нагрева газа, несущие свойства ЛА, характеристики двигателя, эффективность преобразования энергии топлива в энергию излучения. Неясна также возможность применения показателя эффективности η при неограниченном возрастании числа Маха полета.

Крейсерский режим полета самолета. В крейсерском режиме полета уравнения движения имеют вид

$$\dot{L} = V_\infty, \quad \dot{m} = -R/I - Q/(\eta_Q \text{Nu}), \quad R = X_0/\bar{K}, \quad mg = Y_0,$$

где L — дальность полета; R — тяга двигателя; m — масса самолета; I — удельный импульс двигателя; Nu — калорийность топлива; η_Q — коэффициент преобразования энергии топлива в энергию, поглощенную воздухом. Для дальности полета получим выражение

$$L = -\eta_L \text{Br} \ln(1 - g_T), \quad \text{Br} = V_\infty K_0 I / g,$$

$$\frac{1}{\eta_L} = \frac{RV_\infty + Q/\eta_Q}{R_0 V_\infty} = \frac{1}{\bar{K}} + \frac{1 - \varepsilon}{\eta_Q} \frac{\bar{F}_0}{c_x^0(k-1)M_\infty^0/2} \frac{I a_\infty}{\text{Nu}}.$$

Здесь Br — коэффициент Бреге для исходного режима полета; a_∞ — скорость звука в набегающем потоке; η_L — коэффициент увеличения дальности полета вследствие теплового воздействия на набегающий поток, равный отношению исходной мощности двигателя к сумме мощности двигателя при воздействии на поток и энергии топлива, затраченной на создание поглощенного излучения Q . Важной характеристикой является также отношение затрат топлива на создание энергии излучения g_{TQ} к затратам топлива на создание тяги g_{TR} :

$$z = \frac{g_{TQ}}{g_{TR}} = \frac{1 - \varepsilon}{\eta_Q} \frac{\bar{F}_0 \bar{K}}{(k-1)c_x^0 M_\infty^0/2} \frac{I a_\infty}{\text{Nu}}.$$

Оценки. Для выполнения оценок используются следующие исходные значения параметров, характерные для ГЛА с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на водороде: $K_0 = 4$; $\alpha = 2 \div 3^\circ$; $c_y^0 = 0,1$; $\xi = 1$; $\beta = \text{Nu}/(I a_\infty) \approx 10$. Параметр η_Q принят равным 0,2, так как при меньших значениях рассматриваемый метод управления обтеканием малоэффективен. Получим $\bar{c}_{x2}^0 = 0,8$. Значения аэродинамического качества при степени подогрева воздуха $\varepsilon = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$ равны соответственно $1/\bar{K} = 0,28; 0,36; 0,44; 0,52$. Эти результаты близки к данным работы [2]. При $\varepsilon = 0,4$ и $M_\infty^0 = 10; 15$ $\eta_L = 1,22; 1,39$. При $M_\infty^0 = 10$ $z \approx 0,4$, что свидетельствует о значительных затратах энергии на управление потоком.

Из условия $\eta_L = 1$ определяется минимальное число Маха, начиная с которого целесообразно нагревать набегающий поток:

$$M_{\infty \min}^0 = \frac{\bar{F}_0}{(k-1)c_x^0 \eta_Q/2} \frac{I a_\infty}{\text{Nu}}.$$

Для условий проведения оценок имеем $M_{\infty \min}^0 \simeq 6$.

Пределные соотношения. При $\varepsilon \rightarrow 0$ получим

$$\bar{K} \rightarrow \frac{1}{\alpha K_0}, \quad z \rightarrow \frac{\bar{F}_0 \bar{K}}{\eta_Q \beta (k-1) c_x^0 M_\infty^0/2}, \quad \eta_L \rightarrow \frac{\bar{K}}{1+z}.$$

При $M_\infty^0 \rightarrow \infty$ соответственно имеем $z \rightarrow 0$, $\eta_L \rightarrow \bar{K}$, т. е. с увеличением скорости полета эффективность управления увеличивается, при этом доля энергии, расходуемой на управление, уменьшается.

Дальность полета снарядообразного тела на активном участке. Уравнения движения имеют вид

$$L = V_\infty t, \quad \dot{m} = -R/I - Q/(\eta_Q \text{Nu}), \quad R = X.$$

Относительная дальность полета $\bar{L} = L/L_0$ определяется соотношениями

$$\bar{L} = \eta_L \left(1 - \frac{\Delta \bar{m}_k}{g_T} \right), \quad \frac{1}{\eta_L} = \frac{RV_\infty + Q/\eta_Q}{R_0 V_\infty} = \varepsilon \xi + \frac{1 - \varepsilon}{\eta_Q} \frac{1}{c_x^0 (k - 1) M_\infty^0 / 2} \frac{I a_\infty}{\text{Hu}}.$$

Здесь g_T — исходный относительный запас топлива в аппарате; $\Delta \bar{m}_k$ — относительная масса конструкции источника энергии.

Для рассматриваемого варианта минимальное число Маха, начиная с которого целесообразно нагревать набегающий поток, определяется из выражения

$$M_{\infty \min}^0 = \frac{1}{(k - 1) c_x^0 \eta_Q / 2} \frac{I a_\infty}{\text{Hu}}.$$

Оценки. Для выполнения оценок используются следующие исходные значения параметров: $c_x^0 = 0,3$; $\eta_Q = 0,2$; $\beta = 30$; $\varepsilon = 0,4$; $\xi = 1$. В расчетах получено $M_{\infty \min}^0 = 2,8$; коэффициент увеличения дальности $\eta_L = 1,22$ при $M_\infty^0 = 4$.

Полет с ускорением. Уравнения движения центра масс ЛА типа воздушно-космического самолета в плоском случае имеют вид

$$\frac{V^0}{g} \dot{w} = \frac{R}{mg} - \frac{1}{K} \frac{Y}{mg} - \sin \theta = n_V, \quad \dot{m} = -\frac{R}{I} - \frac{Q}{\eta_Q \text{Hu}}, \quad \frac{Y}{mg} = \cos \theta (1 - w^2),$$

где $V^0 = \sqrt{g r_e}$ — орбитальная скорость; r_e — радиус Земли; $w = V/V^0$ — относительная скорость ЛА; θ — угол наклона траектории ЛА; n_V — относительное продольное ускорение. Относительный расход топлива на единицу приращения относительной скорости вычисляется по формуле

$$\frac{1}{\bar{m}} \frac{dg_T}{dw} = \frac{V^0}{I} \left[1 + \frac{1}{K n_V} \cos \theta (1 - w^2) + \sin \theta \right] + \frac{2 \bar{F}_0 c_p T_\infty (1 - \varepsilon)}{\eta_Q \text{Hu}} \frac{q_\infty}{m_0 g / S} \frac{1}{n_V \bar{m} w},$$

где $\bar{m} = m/m_0$; m_0 — начальная масса ЛА; m — масса ЛА в момент времени t ; $g_T = 1 - \bar{m}$.

Оценки. Для примера выполним оценку относительного расхода топлива при следующих значениях параметров: $M_\infty^0 = 10$; $q_\infty^0 = 0,5$ бар; $n_V = 0,5$; $K_0 = 3,5$; $\varepsilon = 0,4$; $\bar{K} = 2$; $I = 1,5 \cdot 10^4$ м/с; $\bar{F}_0 = 0,1$; $q_\infty^0 / (m_0 g / S) = 10$; $\eta_Q = 0,2$. В результате получим оценку

$$\left(\frac{1}{\bar{m}} \frac{dg_T}{dw} \right)_Q \approx \frac{3}{4} \left(\frac{1}{\bar{m}} \frac{dg_T}{dw} \right)_0,$$

где величины с индексами Q и 0 соответствуют вариантам с управлением и без управления обтеканием. Численно получено, что затраты топлива при выведении воздушно-космического самолета на околоземную орбиту высотой 200 км при тепловом воздействии на набегающий поток в диапазоне чисел Маха $M_\infty = 6 \div 17$ могут быть уменьшены примерно на 3 %.

Авторы выражают благодарность П. К. Третьякову за полезные обсуждения при выполнении работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Гулько Ю. П., Мажуль И. И., Чиркова Л. А.** Некоторые оценки аэродинамического качества гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями по экспериментальным данным // Техника воздушного флота. 1995. № 5/6. С. 34–38.
2. **Chernyi G. G.** The impact of electromagnetic energy addition to air near the flying body on its aerodynamics characteristics // Proc. of the 2nd Weakly ionized gases workshop, Norfolk, VA, 24–25 Apr. 1998. Norfolk: S. n., 1998. P. 1–31.

3. **Мирабо Л., Райзер Ю. П., Шнейдер М. Н.** Расчет и теория подобия эксперимента, моделирующего эффект “AIR-SPIKE” в гиперзвуковой аэродинамике // Теплофизика высоких температур. 1998. Т. 36, № 2. С. 304–309.
4. **Гувернюк С. В., Самойлов А. Б.** Об управлении сверхзвуковым обтеканием тел с помощью пульсирующего теплового источника // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23, № 9. С. 1–8.
5. **Georgievsky P. Yu., Levin V. A.** Unsteady effects for a supersonic flow past a pulsing energy source of high power // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. res., Novosibirsk, 29 June — 3 July 1998. Novosibirsk: Inst. theor. and appl. mech., 1998. Pt 2. P. 58–64.
6. **Лукьянов Г. А.** О сопротивлении и теплообмене тела в сверхзвуковом потоке при наличии перед телом плоского источника энергии // Письма в ЖТФ. 1998. Т. 24, № 24. С. 76–82.
7. **Лукьянов Г. А.** О сопротивлении тела в сверхзвуковом потоке при наличии перед телом изобарической области энерговыделения // Письма в ЖТФ. 1999. Т. 25, № 1. С. 68–74.
8. **Борзов В. Ю., Рыбка И. В., Юрьев А. С.** Влияние локального энергоподвода в гиперзвуковой поток на лобовое сопротивление тел с различным затуплением // Инж.-физ. журн. 1994. Т. 67, № 5/6. С. 355–361.
9. **Третьяков П. К., Гаранин А. Ф., Грачев Г. П. и др.** Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда // Докл. РАН. 1996. Т. 351, № 3. С. 339, 340.
10. **Артемьев В. И., Бергельсон В. И., Немчинов И. В. и др.** Эффект “тепловой иглы” перед затупленным телом в сверхзвуковом потоке // Докл. АН СССР. 1990. Т. 310, № 1. С. 47–50.
11. **Витковский В. В., Грачев Л. П., Грицов Н. Н. и др.** Исследование нестационарного обтекания тел сверхзвуковым потоком воздуха, подогретым продольным электрическим разрядом // Теплофизика высоких температур. 1990. Т. 28, № 6. С. 1156–1163.
12. **Белоконь В. А., Руденко О. В., Хохлов Р. В.** Аэродинамические явления при сверхзвуковом обтекании лазерного луча // Акуст. журн. 1977. Т. 23, вып. 4. С. 632–634.
13. **Третьяков П. К., Яковлев В. И.** Формирование квазистационарного сверхзвукового течения с импульсно-периодическим плазменным теплоисточником // Письма в ЖТФ. 1998. Т. 22, вып. 24. С. 30–33.
14. **Третьяков П. К., Яковлев В. И.** Волновая структура в сверхзвуковом потоке с лазерным энергоподводом // Докл. РАН. 1999. Т. 365, № 1. С. 58–60.
15. **Tretyakov P. K., Yakovlev V. I., Zudov V. N.** Gasdynamic structure of a supersonic flow around a heat source // Rec. of 19th Intern. congress on instrument. in aerospace simulation facilities, Cleveland, Ohio, 27–30 Aug. 2001. Cleveland: IEEE, 2001. P. 70–81.
16. **Зудов В. Н.** Развитие следа за импульсно-периодическим энергоисточником // Письма в ЖТФ. 2001. Т. 27, вып. 12. С. 81–87.
17. **Гогинш Л. В., Дашевская С. Г.** Обтекание трапециевидного крыла профиля сверхзвуковым неравномерным потоком // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1990. № 3. С. 180–183.
18. **Бартльме Ф.** Газодинамика горения. М.: Энергоиздат, 1981.
19. **Борзов В. Ю., Рыбка И. В., Юрьев А. С.** Оценка энергозатрат при снижении лобового сопротивления тела в сверхзвуковом потоке газа // Инж.-физ. журн. 1992. Т. 63, № 6. С. 659–664.
20. **Михайлов В. М., Москалец Г. Н., Рыбка И. В. и др.** Метод повышения эффективности воздействия на сверхзвуковой поток при реализации энергетического способа управления обтеканием // Тр. Всерос. науч.-техн. конф. “Фундаментальные исследования для гиперзвуковых технологий”, Жуковский, 20–23 окт. 1998 г. Жуковский: Центр. аэрогидродинам. ин-т, 1998. С. 1–12.