

УДК 533.665+536.244

Комбинированная система тепловой защиты на основе обращенной вперед полости и встречной струи*

Х.Б. Лу, В.Ц. Лю

Национальный университет оборонной технологии, Хунан чанша, Китай

E-mail: lhbboo@sohu.com

Рассматривается комбинированная конфигурация обращенной вперед полости и встречной струи для системы тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов. Эффективность охлаждения комбинированной системой тепловой защиты исследовалась численно, и численный метод был верифицирован путем сравнения с экспериментом, имеющимся в открытой литературе. Были получены параметры поля течения, аэродинамическая сила и распределение теплового потока на поверхности. Подробные численные результаты показывают, что этот вид комбинированной системы тепловой защиты имеет превосходные характеристики охлаждения головной части и она пригодна для тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов, требующих больших дальности и времени полета.

Ключевые слова: система тепловой защиты, гиперзвук, обращенная вперед полость, встречная струя.

Введение

При полете самолета с высокой скоростью возникает сильный аэродинамический нагрев, поэтому исследователи уделяют особое внимание вопросам проектирования систем тепловой защиты (СТЗ) высокоскоростных летательных аппаратов. В связи с быстрым развитием космических летательных аппаратов стало труднее удовлетворять предъявляемым требованиям к СТЗ с помощью традиционных методов тепловой защиты, таких, как метод абляции [1]. Поэтому в СТЗ нашли применение новые методы, такие, как тепловой фотовольтный метод [2] и метод малых пластинок [3].

В 1921 году в работе [4] впервые было рассмотрено тело, содержащее обращенную вперед полость в сверхзвуковом потоке, что легло в основу нового способа получения звука высокой интенсивности и дискретной частоты, известного как

* Работа выполнена при финансовой поддержке Главной программой Национального фонда естественных наук Китая (грант № 90916018) и Исследовательским фондом для докторской программы высшего образования Китая (грант № 200899980006).

“свисток Гартмана”. В [5] эта идея впервые была представлена как метод тепловой защиты головной части гиперзвуковых летательных аппаратов. В течение последних двадцати лет все большее количество исследователей занималось изучением этого способа ввиду его простоты и превосходного теплозащитного эффекта. На основе предварительных экспериментов с использованием инфракрасной камеры в работе [6] указывалось, что большой диаметр полостей (отношение длины к диаметру (L/D) между 0,15 и 0,35) создает устойчивое “прохладное кольцо” в окрестности обечайки полости, температура которого ниже, чем температура простой сферической головной части. В [7] экспериментально и численно исследовалось гиперзвуковое обтекание головной части тупого тела с обращенной вперед цилиндрической полостью. Полученные результаты показали, что шум, производимый набегающим потоком, является механизмом, который вызывает резонансные колебания давления внутри сравнительно неглубоких полостей. Течения в глубоких полостях неустойчивы и приводят к колебаниям без шума набегающего потока — самовозбужденным резонансным колебаниям. В работе [8] изучалось влияние полости на время начала абляции и было численно проверено допущение о ламинарности потока. В [9] исследовалась эффективность тепловой защиты обращенной вперед полости при числе Маха, равном 4,5, важным результатом исследования является то, что сама глубокая полость имеет наименьший тепловой поток. В работе [10] исследовалось влияние полости, обращенной вперед, на теплопередачу и аэродинамические коэффициенты. Численное моделирование было выполнено в предположении стационарности потока, и полученные результаты хорошо согласовались с экспериментальными данными в гиперзвуковой ударной трубе HST2 при числе Маха, равном 8. В начале 60-х годов XX века встречная струя описывалась как эффективный способ тепловой защиты для головных частей гиперзвуковых летательных аппаратов, и были проведены эксперименты с целью верификации [11]. Дальнейшие исследования по течению со встречной струей были проведены в XXI столетии. Экспериментально и численно изучалось снижение аэродинамического нагрева [12] встречной струей из вершины тупого тела, и в соответствии с экспериментом оно оказалось вполне эффективным в вершине тупого тела. Детальное численное исследование поля течения указывает на то, что область рециркуляции играет важную роль в снижении аэродинамического нагрева. В работах [13, 14] исследовалось влияние отношения полного давления встречной струи на снижение аэродинамического нагрева. Экспериментальные и численные результаты показывают, что тепловой поток убывает в каждой точке поверхности вершины тела с ростом отношения давлений. В работе [15] подробно изучалось с помощью высокоточного решения уравнений Навье–Стокса влияние числа Маха набегающего потока, числа Маха струи и угла атаки на снижение коэффициента сопротивления.

В настоящей работе исследуется комбинированный дизайн полости, обращенной вперед, и встречной струи для системы тепловой защиты. Численный метод верифицирован на экспериментальных данных, имеющихся в открытой литературе. Благодаря комбинированной СТЗ с помощью численного моделирования обнаружено значительное снижение аэродинамического нагрева в гиперзвуковых потоках. Кроме того, обсуждается влияние скорости встречной струи на эффективность СТЗ.

1. Конфигурация полости, обращенной вперед, и комбинированная СТЗ с встречной струей

Конфигурация комбинированной системы тепловой защиты на основе обращенной вперед полости и встречной струи представлена на рис. 1. Выходное сечение

Рис. 1. Схема комбинированной СТЗ.

сопла, из которого вытекает встречная струя, находится в середине дна полости, и его диаметр равен 4 мм. В целях сравнения с экспериментальными данными геометрическая конфигурация взята такой же, как в работе [10]. Глубина полости L равна 24 мм, а ее диаметр D равен 12 мм.



2. Численный метод

2.1. Уравнения течения и их дискретизация [16, 17]

Трехмерные уравнения Навье–Стокса [18] записываются в виде

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z}, \quad (1)$$

где U — переменная сохранения, E , F , G — невязкие члены, E_v , F_v , G_v — вязкие члены. Система (1) вместе с k - ε моделью турбулентности [19] используется в качестве определяющих уравнений.

Конвективные члены аппроксимируются с использованием метода расщепления AUSM-DV [20], где реализован подход MUSCL вместе с ограничителем потоков Min-mod для повышения точности численного решения, а также метод центральных разностей для вязких членов. Используется схема LU-SSOR [18] для интегрирования во времени.

2.2. Построение сеток

Трехмерные адаптированные к поверхности тела сетки для его вершины с СТЗ строятся с помощью уравнений Пуассона [21]:

$$\begin{cases} \nabla_{(x,y,z)}^2 \xi = P, \\ \nabla_{(x,y,z)}^2 \eta = Q, \\ \nabla_{(x,y,z)}^2 \zeta = R, \end{cases} \quad (2)$$

где x , y , z — координаты в физическом пространстве, ξ , η , ζ — координаты в расчетной области, P , Q , R — источниковые члены, управляющие измельчением сетки [22, 23].

Чтобы исключить влияние размера сетки на численное моделирование, число Стантона (St) рассчитывается на трех разных сетках. На рис. 2 видно, что при этом оно не изменяется и результаты на этих сетках очень близки по всей длине модели. Для настоящего исследования была выбрана сетка, состоящая примерно из 661460 узлов (точек сетки). Сетки модели в плоскости симметрии и на стенке головной части показаны на рис. 3 и 4.

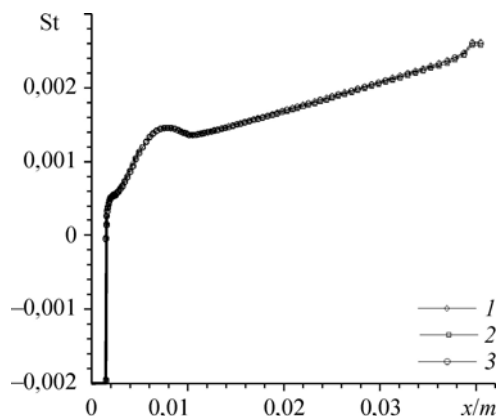


Рис. 2. Исследование влияния количества ячеек расчетной сетки на численное моделирование. Узлы: 577280 (1), 661460 (2), 1164800 (3); ячеек: 521496 (1), 598536 (2), 1065276 (3).

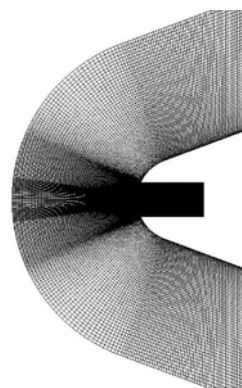


Рис. 3. Сетка в плоскости симметрии.

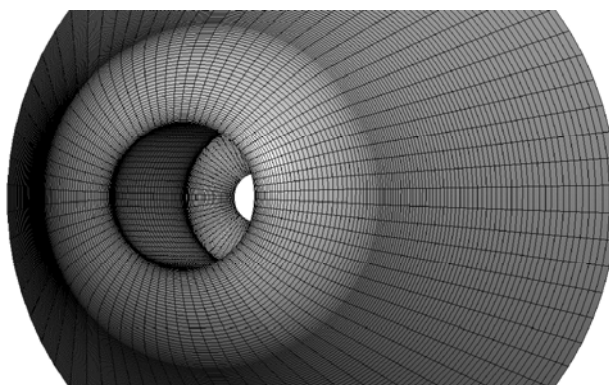


Рис. 4. Сетка на поверхности головной части тела.

2.3. Граничные условия и допущения для численного расчета

В табл. 1 показаны граничные условия. Предполагается, что на стенке выполняется граничное условие прилипания, а сама стенка изотермическая с температурой $T_w = 300$ К. С целью получения устойчивых результатов моделирования предполагается условие стационарности потока, отличающееся в действительности от течения в полости.

Таблица 1

Граничные условия

Набегающий поток			Встречная струя		
Символ	Величина	Значение	Символ	Величина	Значение
Ma_{free}	число Маха	8	Ma_{opp}	число Маха	0,1; 0,5; 1,0
P_0 (Па)	полное давление	1939211	PR	Отношение полного давления набегающего потока к давлению встречной струи	0,2
T_{0-free} (К)	полная температура	1955,14	T_{0-opp} (К)	Полная температура	300

Рис. 5. Сравнение чисел Стантона.
Затупленный конус: 1 — эксперимент, 2 — расчет; полость L24×D12 мм: 3 — эксперимент, 4 — расчет.

3. Тестирование программы

Число Стантона, основанное на условиях в набегающем потоке, дается выражением

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w) \rho_\infty c_{p\infty} u_\infty}, \quad (3)$$

$$T_{aw} = T_\infty \left\{ 1 + \sqrt[3]{Pr} \left[(\gamma - 1) / 2 \right] M_\infty^2 \right\}, \quad (4)$$

где q_w — тепловой поток, T_{aw} — температура теплоизолированной стенки, T_w — температура внешней поверхности тела, ρ_∞ — плотность набегающего потока, $c_{p\infty}$ — удельная теплоемкость набегающего потока при постоянном давлении, u_∞ — скорость набегающего потока, Pr — число Прандтля, γ — отношение удельных теплоемкостей, M_∞ — число Маха набегающего потока.

Значения чисел Стантона, рассчитанные вдоль внешней поверхности традиционного затупленного конуса (без полости и встречной струи) и вершины с обращенной вперед полостью (без встречной струи), сравниваются с экспериментальными данными работы [10] на рис. 5. Показано хорошее согласование между численными и экспериментальными результатами. Именуемое расхождение приписывается допущениям при моделировании течения, расчетным и экспериментальным погрешностям. Из-за наличия полости трудно установить датчики и получить экспериментальные данные вблизи обечайки полости. Результаты моделирования указывают на существование “прохладного кольца” непосредственно во внешней окрестности обечайки полости. Конфигурация с обращенной вперед полостью хорошо охлаждает вершину, особенно вблизи области торможения потока.

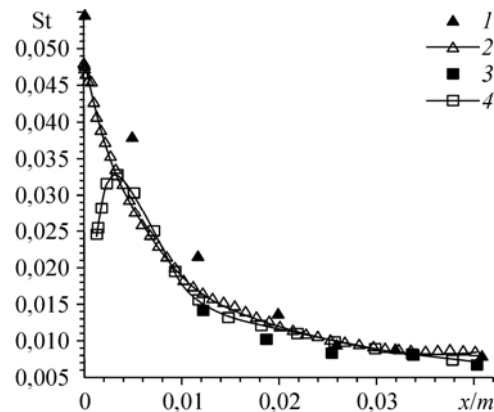
4. Результаты и их обсуждение

4.1. Поле течения

Распределения температуры, линий тока и числа Маха для вершины тела с обращенной вперед полостью и комбинированной конфигурации с числами Маха 0,1; 0,5; 1,0 показаны, соответственно, на рис. 6–8. Из этих рисунков видно, что вниз по потоку от выхода из сопла встречной струи имеется быстрое расширение потока и образуется очевидная отраженная волна на верхней стенке полости. Вне полости формируется диск Маха, уравнивающий давление встречной струи и давление вниз по потоку от отошедшей ударной волны. Встречная струя встречается с набегающим потоком и образует поверхность раздела. Набегающий поток заставляет струйный слой вновь присоединяться к поверхности тела, и вокруг обечайки полости образуется рециркуляционная область. Ударная волна повторного сжатия формируется вблизи повторного присоединения струйного слоя.

Область наиболее высокой температуры формируется вниз по потоку от головного скачка перед полостью (см. рис. 6). С увеличением скорости встречной струи ее положение смещается далее от обечайки полости.

Как показано на рис. 7, существуют две области рециркуляции в поле течения у вершины тела с комбинированной СТЗ. Одна из них находится в углу полости, она формируется встречной струей и формой дна полости. Другая находится



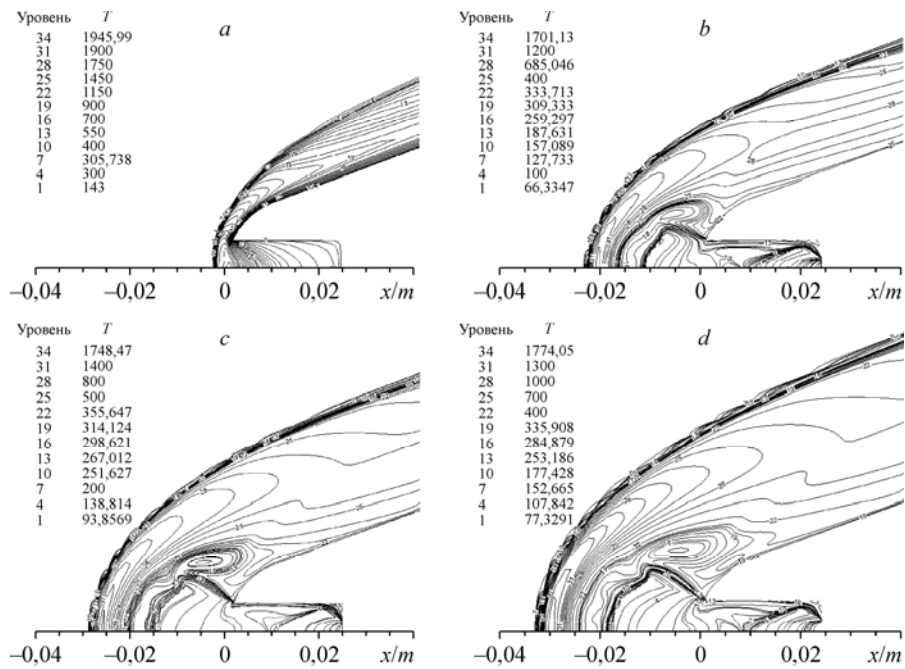


Рис. 6. Распределение температуры в плоскости симметрии.
a — вершина только с полостью, *b* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 0,1$, *c* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 0,5$, *d* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 1$.

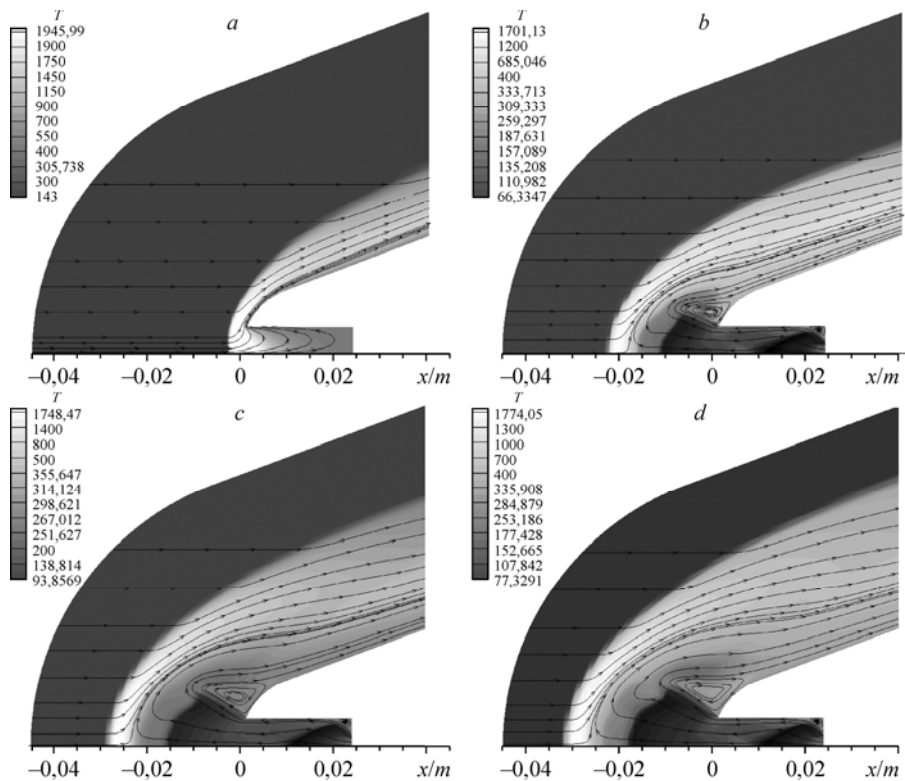


Рис. 7. Линии тока (поля температуры) в плоскости симметрии.
a — вершина только с полостью, *b* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 0,1$, *c* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 0,5$, *d* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{opp} = 1$.

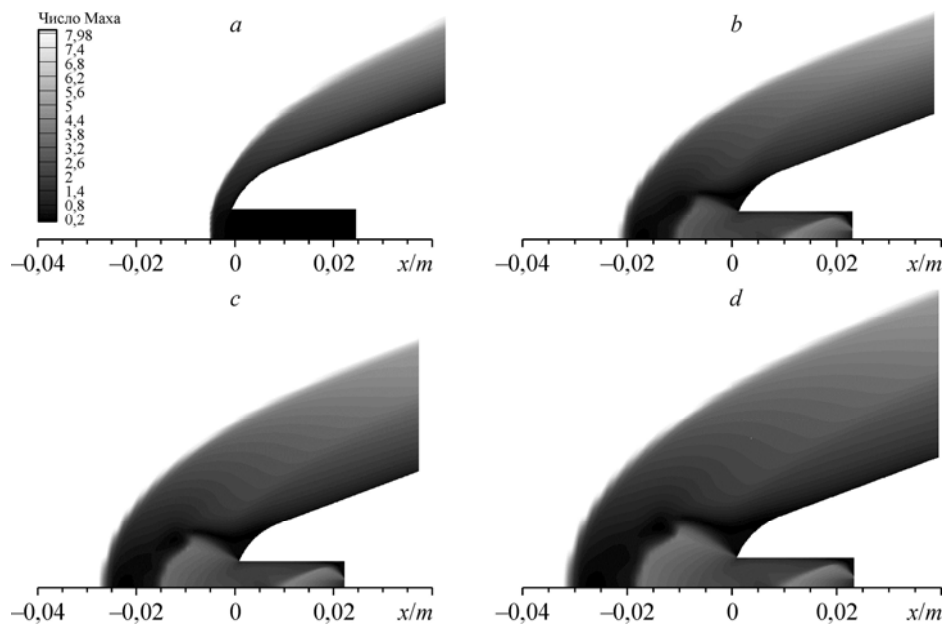


Рис. 8. Распределение числа Маха в плоскости симметрии.

a — вершина только с полостью, комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{\text{opp}} = 0,1$, *c* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{\text{opp}} = 0,5$, *d* — комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma_{\text{opp}} = 1$.

Таблица 2

Поток массы встречной струи и положение ударной волны

Ma_{opp}	0	0,1	0,5	1,0
Поток массы / $\text{кг}\cdot\text{с}^{-1}$	0	$1,9535 \times 10^{-3}$	$8,9129 \times 10^{-3}$	$13,6478 \times 10^{-3}$
Положение скачка /мм	-2,951	-23,0613	-28,8559	-32,1373

вокруг обечайки полости. Чем выше скорость встречной струи, тем сильнее сопротивление этой струи набегающему потоку, и тем больше область рециркуляции.

Из рис. 8 видно, что головной скачок отдаляется от вершины с увеличением скорости встречной струи. Положение центра головного скачка приведено в табл. 2 ($Ma_{\text{opp}} = 0$ — случай без встречной струи).

Результаты расчета комбинированной конфигурации поля течения показывают, что обращенная вперед полость очень похожа на сопло для встречной струи. Оно формирует типичное течение со встречной струей перед вершиной, так что полностью развитое поле течения у комбинированной конфигурации должно быть стационарным. Предположение о стационарности течения при численном моделировании, сформулированное выше, оправдано и оно находится в соответствии с реальностью.

4.2. Аэродинамическая сила

Значения коэффициента сопротивления (C_d) комбинированной конфигурации при различных скоростях встречной струи приведены в табл. 3, опорной площадью является размер дна головной части (диаметр D_n). Коэффициент сопротивления убывает с ростом числа Маха встречной струи. Как показано на рис. 6–8, чем выше скорость встречной струи, тем острее форма головного скачка и тем меньше аэродинамическое сопротивление.

Таблица 3

Коэффициент сопротивления (C_d) при различных скоростях встречной струи

Величина	Значение			
Ma_{opp}	0	0,1	0,5	1
C_d	0,47698	0,2692	0,2379	0,2309

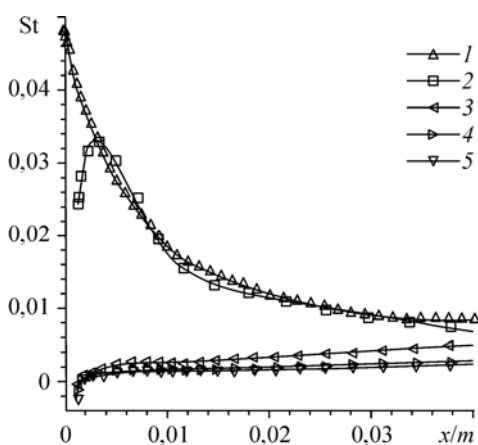
4.3. Распределение теплового потока

На рис. 9 показаны распределения числа Стантона вдоль внешней поверхности головной части. Эффективность охлаждения комбинированной конфигурацией намного лучше, чем обращенной вперед полостью без встречной струи. Когда встречная струя сталкивается с набегающим потоком, струйное течение присоединяется к поверхности тела, отделяя набегающий поток от его вершины, что приводит к снижению аэродинамического нагрева. Низкоэнтальпийное течение во встречной струе даже вызывает выпуск тепла на обечайке вершины (число Стантона отрицательное), и чем выше число Маха встречной струи, тем слабее аэродинамический нагрев. Как показано на рис. 9, можно выбирать разные эффекты тепловой защиты путем подбора скорости встречной струи. В соответствии с условиями полета, встречную струю можно не использовать, когда аэродинамический нагрев приемлем только за счет охлаждения с помощью обращенной вперед полости. Когда нагрев становится слишком велик с увеличением скорости полета, встречная струя с подходящим числом Маха позволяет получить более высокую эффективность охлаждения.

Выводы

В настоящей статье обсуждается комбинированная конфигурация обращенной вперед полости и встречной струи для СТЗ. Такое сочетание подходит в качестве СТЗ для гиперзвуковых летательных аппаратов, имеющих большие дальность и время полета.

По сравнению со случаем одной лишь обращенной вперед полости, эффективность охлаждения значительно улучшается в каждой точке поверхности вершины тела при добавлении встречной струи, и это может помочь избежать недостатка средств в управлении самолетом, имеющих место из-за осциллирующего характера течения, вызванного полостью. Для комбинированной СТЗ достаточно малого полного давления струи, чтобы получить идеальный эффект охлаждения, но для случая только одной встречной струи требуется большое давление. Встречную струю можно отключить, чтобы сэкономить газ струи, когда полет самолета происходит в условиях низкого аэродинамического нагрева. Когда аэродинамический нагрев увеличивается с увеличением скорости полета до уровня, способного вызвать повреждение, нужно активировать встречную струю для того, чтобы



сэкономить газ струи, когда полет самолета происходит в условиях низкого аэродинамического нагрева. Когда аэродинамический нагрев увеличивается с увеличением скорости полета до уровня, способного вызвать повреждение, нужно активировать встречную струю для того, чтобы

Рис. 9. Распределения числа Стантона. Затупленный конус (1), без встречной струи (только полость) (2), комбинированная конфигурация с числом Маха встречной струи $Ma = 0,1$ (3), $0,5$ (4), 1 (5).

усилить эффект охлаждения, и будет одновременно снижено аэродинамическое сопротивление. Кроме того, можно управлять эффективностью охлаждения с помощью скорости встречной струи. Аэродинамический нагрев уменьшается с ростом скорости встречной струи.

Список литературы

1. **Zheng T.L., Zou J.C., Yu B.** Study on low density and heat-resistant ablative coating // Chinese J. Aeronaut. 2005. Vol. 18, No. 4. P. 372–377.
2. **Ye H., Geng X.** The feasibility analysis of the application of TPV system in reentry // Sci. China Tech Sci. 2011. Vol. 41, No. 1. P. 102–108.
3. **Rong Y.S., Liu W.Q.** Research on cooling effect with coolant groove structure parameters in platelet transpiration cooled nose tip // J. Thermal Sci. 2010. Vol. 19, No. 5. P. 438–444.
4. **Hartmann J., Troll B.** On a new method for the generation of sound waves // Phys. Rev. 1922. Vol. 20, No. 6. P. 719–727.
5. **Burbank P.B., Stallings R.L.** Heat-transfer and pressure measurements on a flat nose cylinder at a Mach number range of 2.49 to 4.44 // NASA TM X-221, 1959.
6. **Yuceil B., Dolling D.S., Wilson D.** A Preliminary Investigation of the Helmholtz Resonator Concept for Heat Flux Reduction // AIAA Paper. 1993. No. 1993–2742.
7. **Engblom W.A., Goldstein D.B.** Fluid dynamics of hypersonic forward-facing cavity flow // J. Spacecraft Paper. Rockets. 1997. Vol. 34, No. 4. P. 437–444.
8. **Silton S.I., Goldstein D.B.** Modeling of nose tip ablation onset in unsteady hypersonic Flow // AIAA Paper. 2000. No. 2000–0204.
9. **Seiler F., Srulijes J., Pastor M. G., Mangold P.** Heat fluxes inside a cavity placed at the nose of a projectile measured in a shock tunnel at Mach 4.5 // New Res. in Num. and Exp. Fluid Mech. 2007. No. 6. P. 309–316.
10. **Saravanan S., Jagadeesh G., Reddy K.P.J.** Investigation of missile-shaped body with forward-facing cavity at Mach 8 // J. Spacecraft Rockets. 2009. Vol. 46, No. 3. P. 577–591.
11. **Warren C.H.E.** An Experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body // J. Fluid Mech. 1960. Vol. 8, No. 3. P. 400–417.
12. **Aso S., Hayashi K., Mizoguchi M.** A Study on aerodynamic heating reduction due to opposing jet in hypersonic flow // AIAA Paper. 2002. No. 2002–0646.
13. **Hayashi K., Aso S.** Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet // AIAA Paper. 2003. No. 2003–4041.
14. **Hayashi K., Aso S., Tani Y.** Numerical study of thermal protection system by opposing jet // AIAA Paper. 2005. No. 2005–188.
15. **Tian T., Yan C.** Numerical simulation on opposing jet in hypersonic flow // J. Beijing Univ. Aeronaut. Astronaut. 2008. Vol. 34, No. 1. P. 9–12.
16. **Liu W.Q., Chen Q.Z.** Recession analysis for carbon-carbon composite nozzle of liquid propellant rocket engine // AIAA Paper. 1996. No. 96–3214.
17. **Rong Y.S., Liu W.Q.** Influence of opposing jet on flow field and aerodynamic heating at nose of a reentry vehicle // Acta Aeronaut. Astronaut. Sin. 2010. Vol. 31, No. 8. P. 1552–1557.
18. **Wang C.Y.** Computational Eluid Dynamics and Parallel Algorithm. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2000.
19. **Tao W.Q.** Numerical Heat Transfer, 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001.
20. **Azevedo J.L.F., Heidi K.** Comparison of unstructured grid finite volume methods for cold gas hypersonic flow simulations // AIAA Paper. 1998. No. 98–2629.
21. **Baker A.J.** Numerical grid generation techniques // NASA CP-2166, 1980.
22. **Middelcoff J.F., Thomas P.D.** Direct control of the grid point distribution in meshes generated by elliptic equations // AIAA Paper. 1979. No. 1979–1462.
23. **Chang K.S., Choi C.J.** Separated laminar natural convection above a horizontal isothermal square cylinder // Int. Comm. Heat Mass Transfer. 1986. Vol. 13, No. 2. P. 201–208.

*Статья поступила в редакцию 12 августа 2011 г.,
после доработки — 6 декабря 2011 г.*