

УДК 621.45.038

CFD-анализ пленочного охлаждения продольно изогнутых стенок

**А. Гюлайлия¹, А. Хорси², С.А. Слимэйн¹, А.М. Буджемэ¹, А. Смаха¹,
П. Кумар³**

¹*Центр разработки спутников, Оран, Алжир*

²*Университет науки и технологий Мохамеда Будиафа, Оран, Алжир*

³*Технологический институт Бирлы, Ранчи, Индия*

E-mail: guelailia@yahoo.fr

В работе исследуется влияние продольной кривизны стенки на эффективность пленочного охлаждения, осуществляемого путем впрыскивания жидкости через один ряд цилиндрических отверстий. Рассматриваются четыре различных случая, обусловленные изменением высоты продольной кривизны. Распределение эффективности пленочного охлаждения представлено для нескольких параметров вдува. Численное моделирование проводится с использованием пакета ANSYS CFX. Турбулентность аппроксимируется моделью переноса напряжения сдвига (SST). Выполнено сравнение численных результатов с экспериментальными данными.

Ключевые слова: вычислительная гидродинамика, тепломассообмен, турбулентность, пленочное охлаждение.

Введение

Ракетные двигатели космических транспортных систем требуют эффективной технологии тепловой защиты, гарантирующей сохранение рабочей температуры в пределах допустимой в течение всего полета. Внутренние стенки ракетных сопел и камер сгорания подвергаются высоким тепловым нагрузкам, что может привести к их повреждению. Таким образом, существует необходимость защиты поверхности материала, например, посредством подачи потока холодной пленки, действующей в качестве защиты от температур, превышающих порог сопротивления материала. Такое охлаждение называется методом пленочного охлаждения, являющимся одним из самых популярных благодаря своей высокой эффективности.

В технологии пленочного охлаждения охлаждающая жидкость впрыскивается через отверстия на охлаждаемой поверхности. Взаимодействие между впрыскиваемой охлаждающей жидкостью и основным потоком образует тонкий теплоизоляционный слой на стенке, защищающий поверхность от перегрева горячим потоком. На эффективность

пленочного охлаждения влияют несколько физических и геометрических параметров. К параметрам, определяющим физические свойства, относятся коэффициент плотности [1], температурный коэффициент, коэффициент давления [2], интенсивность турбулентности и параметр вдува [3]. Кроме того, на пленочное охлаждение оказывают влияние геометрические характеристики: форма отверстий для охлаждения пленки, их распределение и расположение. Авторы [4] провели экспериментальное исследование пленочного охлаждения на передней кромке лопатки турбины. Были изучены две модели инжекционных отверстий: цилиндрические отверстия и сходящиеся щелевые отверстия. В работе [5] численно исследовалось влияние расположенного ниже по потоку препятствия в форме полумесяца на эффективность охлаждения пленки и поле потока над плоской пластиной. Авторами [6] изучалось влияние конфигураций препятствий из инжекционных отверстий на характеристики пленочного охлаждения. В работе [7] исследовалось влияние массового расхода на эффективность пленочного охлаждения и теплопередачу на лопатке ротора газовой турбины. Здесь для повышения эффективности пленочного охлаждения цилиндрические отверстия были заменены сходящимися щелевыми отверстиями (консолями). Результаты показали, что сходящиеся щелевые отверстия обеспечивают лучшую защиту посредством пленочного охлаждения, чем простые цилиндрические отверстия. Эффективность пленочного охлаждения, полученная с использованием рядов консолей на лопастях сопла, была измерена в работе [8]. Влияние шероховатости поверхности на адиабатическую эффективность при использовании плоской пластины исследовалось в работах [9–11], было отмечено небольшое снижение эффективности охлаждения пленки. Подробные экспериментальные данные об эффективности пленочного охлаждения и коэффициенте теплопередачи для одиночных отверстий и их рядов на плоской пластине были представлены в работах [12–15]. Авторы [16] изучали влияние высоты и положения осадка на пленочное охлаждение. Численное исследование было проведено в работе [17] для определения влияния на эффективность пленочного охлаждения различных конфигураций, таких как наклонная форма бархана дюны, однотипные отверстия и сочетание конфигураций (барханные дюны и однотипные отверстия). Было установлено, что эффективность пленочного охлаждения значительно повышается при использовании конфигурации, сочетающей барханную дюну и однотипные отверстия. Авторы [18] в своей статье представили результаты численного моделирования пленочного охлаждения за двумя рядами канавок на плоской пластине с подачей охлаждающей жидкости через наклонные круглые отверстия в канавке. Некоторые из последних публикаций, посвященных изучению пассивных стратегий (форма отверстий для пленочного охлаждения, наклон вверх по потоку, неглубокие канавки, ячеистые щели) и активных стратегий (например, использование устройства модуляции пульсаций или плазменного привода) для улучшения охлаждения пленки, рассматривались в статье [19].

Насколько известно авторам, в большинстве предыдущих исследований не учитывалось влияние некоторых параметров, характерных для ракетных двигателей, на эффективность пленочного охлаждения, к которым относятся высокая плотность и параметр вдува, разница в удельной теплоте между охлаждающей жидкостью и основной текучей средой, поперечная и продольная кривизна стенки. В работе [20] изучалась применимость метода пленочного охлаждения для тепловой защиты сопла ракеты. Было исследовано влияние радиальной кривизны стенки на эффективность пленочного охлаждения. Авторы [21] исследовали пленочное охлаждение в камере сгорания ракеты, а в работе [22] изучалось влияние конфигурации инжектора охлаждающей жидкости на общую производительность пленочного охлаждения в расходящемся участке сопла ракеты.

Целью настоящего исследования является изучение влияния продольной кривизны стенки на эффективность пленочного охлаждения, осуществляемого путем впрыскивания через один ряд цилиндрических отверстий при различных коэффициентах вдува с использованием кода ANSYS CFX. Предсказанные результаты сравниваются с экспериментальными результатами [23].

Численный метод

В представленной работе трехмерное и стационарное моделирование проводится с использованием программного обеспечения ANSYS CFX. Для решения уравнений Навье–Стокса, усредненных по Рейнольдсу, в пакете решателя применяется метод конечного объема для дискретизации уравнений непрерывности, импульса и энергии. В данном исследовании рассматривается модель полной энергии. Уравнения адвекции и турбулентности решаются с помощью схем с высоким разрешением. Расчет продолжается до удовлетворения критерия сходимости (10^{-5}). Турбулентность моделируется с помощью модели переноса напряжения сдвига (SST) [24], обладающей преимуществами как модели $k-\epsilon$, так и $k-\omega$.

Геометрия вычислительной области

Базовая геометрия вычислительной области, используемая в настоящей работе, аналогична конфигурации, изученной в экспериментальной работе [23]. Конфигурация вычислительной области для случая с продольной кривизной показана на рис. 1. Инжекционное отверстие наклонено под углом 30° . Размеры вычислительной области составляют $50d \times 5d \times 3d$ по координатам x, y, z соответственно. Координаты x, y измеряются от центра инжекционного отверстия и используются в безразмерной форме — x/d и y/d . Входная плоскость расположена на $x/d = 20$ выше по потоку от центра отверстия, в то время как выходная плоскость находится на $x/d = 30$ ниже по потоку. Вычислительная область простирается по высоте до $y/d = 5$, а выпускное отверстие имеет длину $6d$ с номинальным

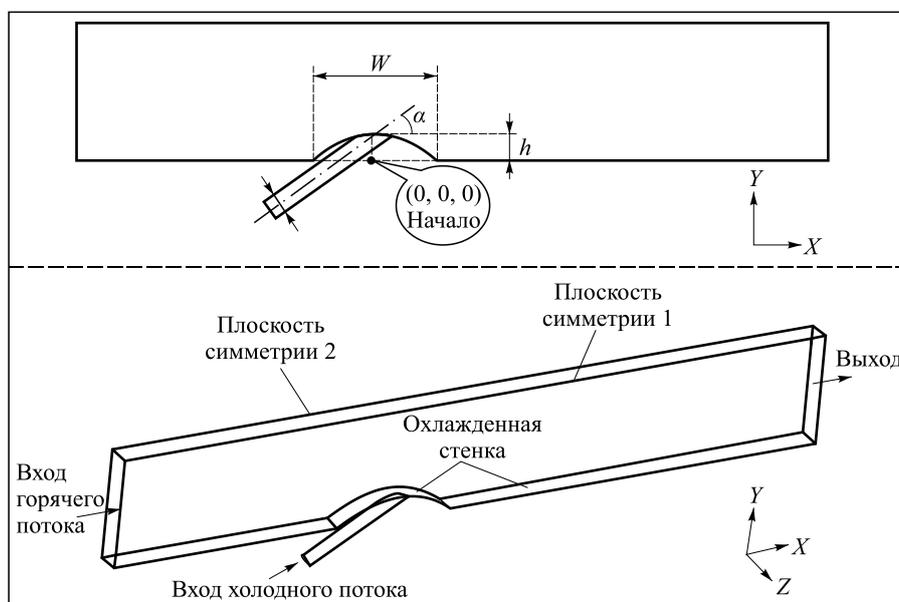


Рис. 1. Конфигурация вычислительной области с продольной кривизной.

Таблица 1

Физические параметры тестируемых случаев

Простой случай (без кривизны)	Случаи продольной кривизны		
Случай 1	Случай 2	Случай 3	Случай 4
–	$h = 0,5d,$ $W = 8d$	$h = 1d,$ $W = 8d$	$h = 1,5d,$ $W = 8d$

диаметром отверстия $d = 12,7$ мм. Рассмотрены четыре конфигурации, полученные путем изменения высоты продольных изгибов h , с длиной продольной кривизны $W = 8d$ для всех случаев (см. табл. 1).

Генерация сетки

Генерация вычислительной сетки была выполнена с помощью коммерческого генератора сеток ICEM CFD. Вычислительная область дискретизировалась с использованием структурированной многоблочной сетки. Окончательная сетка, принятая для расчетов, была получена после серии испытаний. Она состояла из 392 134 элементов, в том числе 383368 элементов соответствовали основному каналу и 9108 — отверстию. Сетка была значительно скорректирована вблизи стенок и особенно вблизи отверстия для впрыска и области искривления. Значения y^+ в пристенных узлах поддерживались в пределах, диктуемых моделью турбулентности SST ($y^+ < 2$). На рис. 2 показана многоблочная сетка, используемая для конкретного численного моделирования.

Граничные условия

Граничные условия моделирования, выполненного в настоящей работе, выбраны на основе данных экспериментальной работы [23]. Подробные сведения о физических параметрах приведены в табл. 2. Граничные условия задавались на всех границах области. Пластина и стенки отверстия предполагались адиабатическими с условием прилипания. Для двух боковых плоскостей применялись условия симметрии. Условие выхода потока соответственно давлению $P_{out} = 101325$ Па. Профиль скорости на входе в область вычислений определялся по формуле $U_{in} = U_{\infty}(y/\delta^*)^{1/7}$, где δ^* — толщина пограничного слоя — предполагалась равной одному диаметру отверстия. На границе выходного отверстия задавалось определенное значение давления. В качестве рабочего вещества использовался воздух.

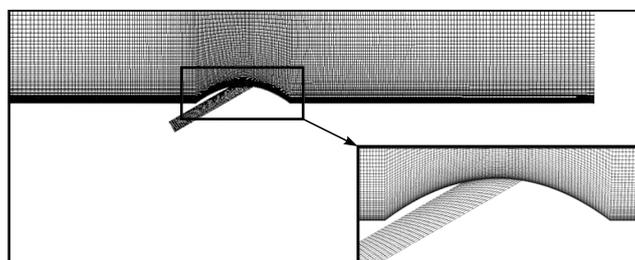


Рис. 2. Геометрия вычислительной сетки.

Таблица 2

Параметры моделирования

Граничные условия		Физические параметры	
U_∞ , м/с	12	d , мм	12,7
T_∞ , К	331,15	h	0,5 d , 1 d , 1,5 d
T_c , К	298,15	W	8 d
DR	1	p/d	3
Tu , %	10	y/d	5
$M = \rho_c U_c / (\rho_\infty U_\infty)$	0,5, 0,75, 1	α , град	30

Результаты и обсуждение

В представленной работе анализируются результаты усредненной эффективности адиабатического пленочного охлаждения, полученные по уравнениям

$$\eta = \frac{T_\infty - T}{T_\infty - T_c}, \quad (1)$$

$$\bar{\eta} = \frac{1}{L} \int_L \eta dz, \quad (2)$$

при различных параметрах вдува в зависимости от условий эксплуатации, приведенных в табл. 2. Здесь L — размер поперек потока.

Для проверки адекватности метода расчета данные по усредненной эффективности адиабатического пленочного охлаждения, полученные в настоящем исследовании, сравниваются с экспериментальными данными [23] (см. рис. 3). Небольшое расхождение наблюдается для $x/d > 10$. С другой стороны, результаты настоящего исследования достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными.

На рис. 4 показано влияние высоты продольной кривизны на эффективность адиабатического пленочного охлаждения на осевой линии при различных параметрах вдува ($M = 0,5, 0,75, 1$). Очевидно, что при более низком параметре вдува ($M = 0,5$) эффективность вдоль осевой линии для случая плоской стенки ($h = 0$) значительно выше, чем для случаев с изогнутыми стенками ($h = 0,5d, 1d, 1,5d$). Это можно объяснить присоединением охлаждающей жидкости к охлаждаемой стенке. Для $M = 0,75$ оптимальное значение эффективности получено при $h = 0,5d$ до $x/d = 8$, после чего тенденция меняется и обнаруживаются более низкие значения по сравнению со случаем плоской пластины.

Распределение температуры в центральной плоскости при различных значениях продольной кривизны для параметра вдува $M = 0,5$ приведено на рис. 5.

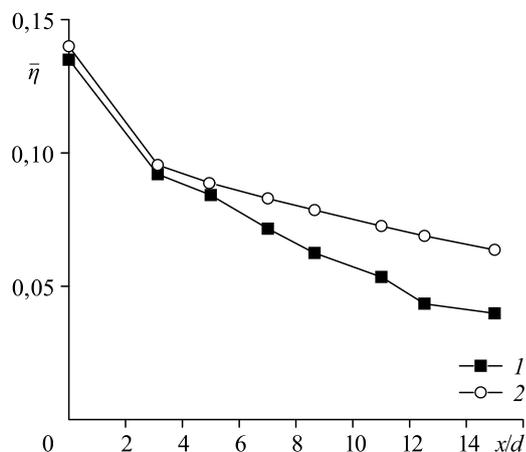


Рис. 3. Усредненная эффективность адиабатического пленочного охлаждения.

Экспериментальные данные работы [23] (1) и результаты настоящих вычислений (2) при $M = 1$.

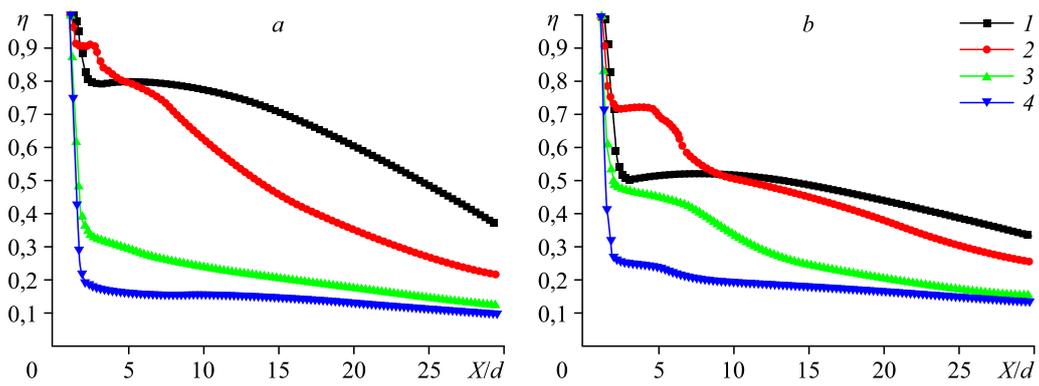


Рис. 4. Эффективность адиабатического пленочного охлаждения на осевой линии при различных значениях продольной кривизны и параметров вдува.

$M = 0,5$ (a), $0,75$ (b); $h = 0$ (1), $0,5d$ (2), d (3), $1,5d$ (4).

Контуры демонстрируют нежелательное влияние высоты продольной кривизны на однородность струи. Хорошо видно появление зоны рециркуляции выше по течению от изогнутой области, которая вызывает смешение холодного и горячего потоков. Зона рециркуляции возрастает с увеличением высоты продольной кривизны, что отрицательно влияет на эффективность охлаждения пленки.

На рис. 6 изображено поле скоростей при $x/d = 5$ для различных высот продольной кривизны и параметра вдува $M = 0,5$. Для простого случая без кривизны (рис. 6a) хорошо видно появление пары вихрей с противоположным вращением, которое отрицательно

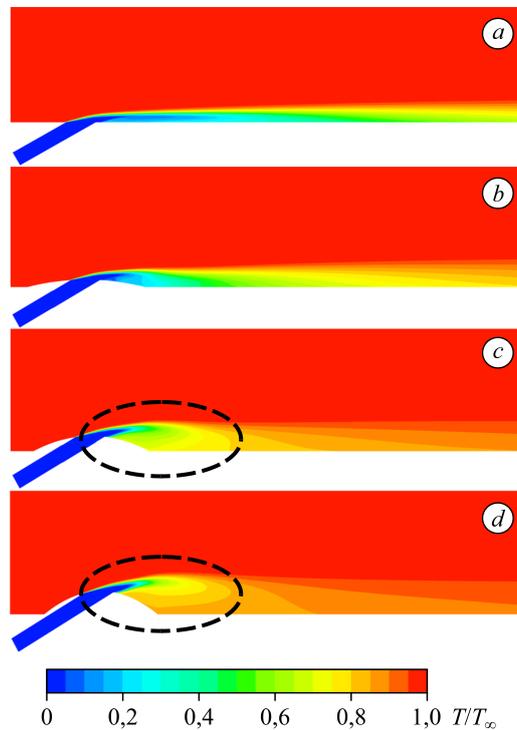


Рис. 5. Распределение температуры для нескольких высот продольной кривизны при $M = 0,5$.

a — простой случай, $b-d$ — случаи продольной кривизны при $h = 0,5d$ (b), d (c), $1,5d$ (d).

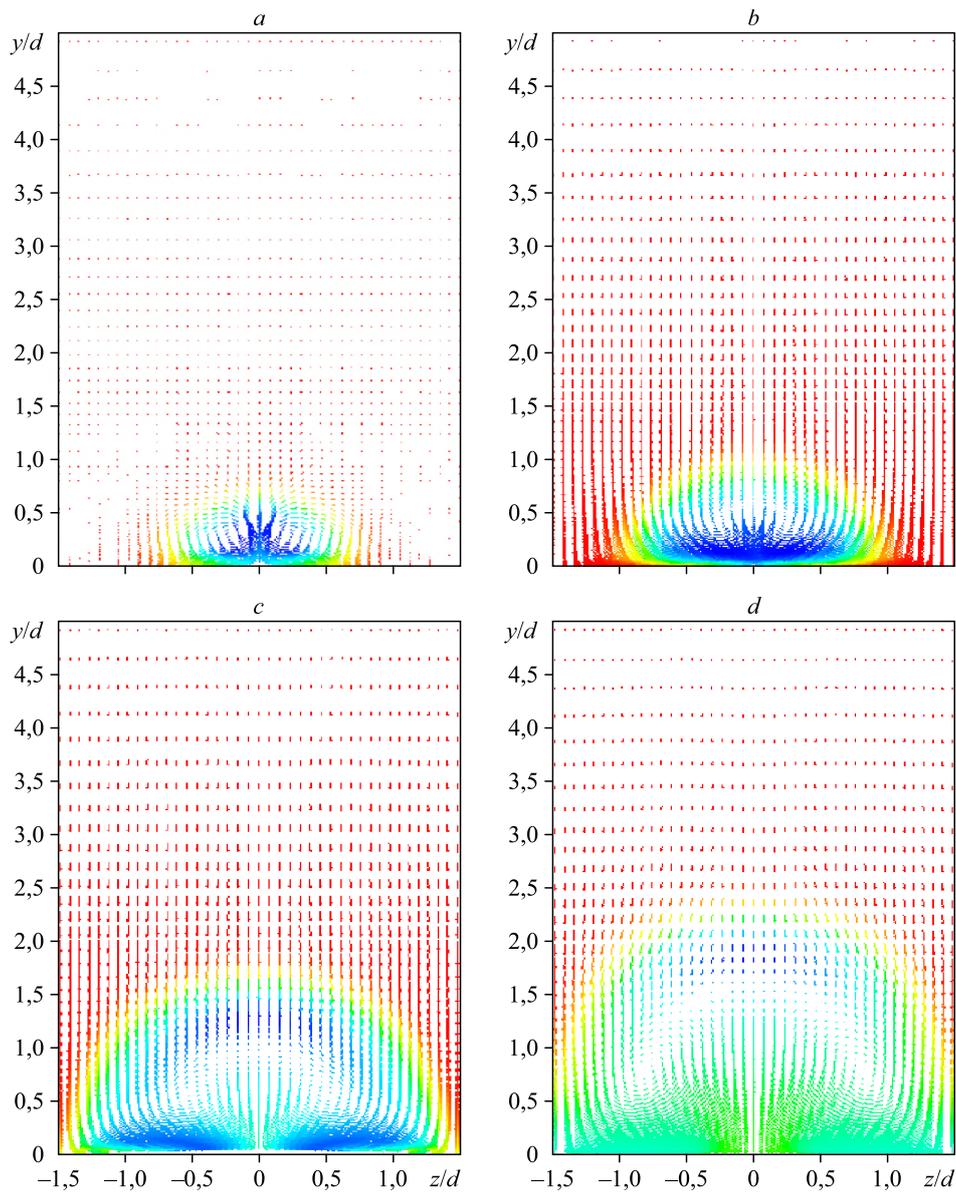


Рис. 6. Поле скорости в плоскости y - z при $x/d = 5$.

$M = 0,5$; a — простой случай, b – d — случаи с продольной кривизной для $h = 0,5d$ (b), d (c), $1,5d$ (d).

влияет на производительность охлаждения пленки. Интенсивность этой пары вихрей возрастает с увеличением продольной кривизны. Максимальное смещение основного потока с потоком охлаждающей жидкости наблюдается для случая с продольной кривизной $h = 1,5d$, что связано с отделением струи охлаждающей жидкости от охлаждаемой стенки.

Средняя по площади эффективность при различных значениях продольной кривизны и параметре вдува $M = 0,5$ показана на рис. 7. По-видимому, при $M = 0,5$ она с увеличением высоты продольной кривизны уменьшается незначительно. Однако для $M = 0,75$ и $M = 1$ при $h = 1,5$ наблюдаются более высокие средние по площади значения эффективности по сравнению с другими случаями продольной кривизны ($h = 0,5$, $h = 1$).

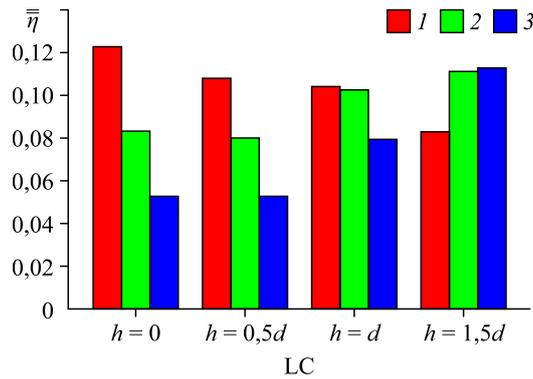


Рис. 7. Средняя по площади эффективность при различных значениях продольной кривизны и параметров вдува.

$M = 0,5$ (1), $0,75$ (2), 1 (3).

Для всех случаев продольной кривизны самые низкие средние по площади значения эффективности были получены при малых высотах продольной кривизны ($h = 0$ и $h = 0,5d$) и параметре вдува $M = 1$.

Заключение

В работе численно исследовано влияние продольной кривизны на эффективность пленочного охлаждения через один ряд цилиндрических отверстий. Рассматривалось четыре различных случая продольной кривизны, полученных посредством изменения высот кривизны ($h = 0, 0,5d, 1d, 1,5d$). Модель турбулентности SST применялась для моделирования трехмерных полей потока и эффективности пленочного охлаждения с помощью кода ANSYS CFX. Эффективность пленочного охлаждения определялась для различных значений параметра вдува ($M = 0,5, 0,75, 1$). Приемлемое соответствие с экспериментальными данными получено для базовой конфигурации (без кривизны).

Результаты исследования показали, что эффективность на осевой линии для случая плоской стенки ($h = 0$) значительно выше, чем в случаях изогнутой стенки ($h = 0,5d, 1d, 1,5d$), при более низком параметре вдува — $M = 0,5$. Однако для $M = 0,75$ более высокие значения эффективности были получены при $h = 0,5d$ до $x/d = 8$, после этого тенденция менялась и обнаруживались более низкие значения по сравнению со случаем плоской пластины. Во всех случаях наблюдалось появление встречно вращающейся вихревой пары. Интенсивность этой пары вихрей увеличивалась с увеличением высоты продольной кривизны. Для всех параметров вдува смещение охлаждающей жидкости и основного потока оказалось максимальным для случая продольной кривизны $h = 1,5d$.

Обозначения

d — диаметр отверстия для охлаждающей жидкости, мм,
 DR — коэффициент плотности,
 h — высота продольной кривизны,
 LC — продольная кривизна,
 M — параметр вдува,
 p/d — шаг отверстий,
 T — температура, К,

Tu — интенсивность турбулентности, %,
 U — скорость, м/с,
 W — длина продольной кривизны,
 x — осевое расстояние вдоль поверхности, мм,
 y^+ — толщина пограничного слоя,
 α — угол впрыска, град,
 ρ — плотность, кг/м³,
 η — эффективность пленочного охлаждения.

Индексы

∞ — условия свободного потока,

s — условия вдува,

« $\bar{\quad}$ » — среднее значение.

Список литературы

1. **Coulbert C.D.** Selecting cooling techniques for liquid rockets for spacecraft // *J. Spacecraft and Rockets*. 1964. Vol. 1, 2. P. 129–139.
2. **Drost U., Böls A.** Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil // *ASME J. Turbomachinery*. 1999. Vol. 121. P. 233–242.
3. **Ammari H.D., Lampard D.** The effect of density ratio on the heat transfer coefficient from a film cooled flat plate // *ASME J. Turbomachinery*. 1990. Vol. 112. P. 444–450.
4. **Sinha A.K., Bogard D.G., Crawford M.E.** Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio // *ASME J. Turbomachinery*. 1991. Vol. 113. P. 442–449.
5. **Khorsi A., Guelailia A., Hamidou M.K.** Improvement of film cooling effectiveness with a small downstream block body // *J. Applied Mechanics and Technical Physics*. 2016. Vol. 57, No. 4. P. 666–671.
6. **Tian K., Wang J., Zhanxiu C., Guelailia A.** Effect of hole blockage configurations on film cooling in gas turbine components // *Chemical Engng Transactions*. 2017. Vol. 61. P. 229–234.
7. **Гюлайлиа А., Хорси А., Хамиду М.К.** Моделирование эффективности пленочного охлаждения передней кромки лопатки через профилированные сужающиеся отверстия // *Теплофизика и аэромеханика*. 2016. Т. 23, № 1. С. 33–44.
8. **Sargison J.E., Guo S.M., Oldfield M.L.G., Lock G.D., Rawlinson A.Y., Xu D.Ch.** A converging slot-hole film-cooling geometry. Part 2. Transonic nozzle guide vane heat transfer and loss // *ASME J. Turbomachinery*. 2002. Vol. 124. P. 461–471.
9. **Goldstein R.J., Eckert E.R.G., Chiang H.D., Elovic E.** Effect of surface roughness on film cooling performance // *ASME J. Engng Gas Turbines Power*. 1985. Vol. 107. P. 111–116.
10. **Schmidt D.L., Bogard D.G.** Effects of free-stream turbulence and surface roughness on film cooling // *ASME Paper*. 1996. No. 96-GT-299. 7 p.
11. **Schmidt D.L., Sen B., Bogard D.G.** Effects of surface roughness on film cooling // *ASME Paper*. 1996. No. 96-GT-299. 7 p.
12. **Yuen C.H.N., Martinez-Botas R.F.** Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angles in a crossflow. Part I. Effectiveness // *Int. J. Heat Mass Transfer*. 2003. Vol. 46. P. 221–235.
13. **Yuen C.H.N., Martinez-Botas R.F.** Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angles in a crossflow. Part II. Heat transfer coefficients // *Int. J. Heat Mass Transfer*. 2003. Vol. 46. P. 237–249.
14. **Yuen C.H.N., Martinez-Botas R.F.** Film cooling characteristics of rows of round holes at various streamwise angles in a crossflow. Part I. Effectiveness // *Int. J. Heat Mass Transfer*. 2005. Vol. 48. P. 4995–5016.
15. **Yuen C.H.N., Martinez-Botas R.F.** Film cooling characteristics of rows of round holes at various streamwise angles in a crossflow. Part II. Heat transfer coefficients // *Int. J. Heat Mass Transfer*. 2005. Vol. 48. P. 5017–5035.
16. **Гулайлиа А., Хорси А., Слимэйи С.А., Бенчериф М.М., Гурссма К.** Численное исследование влияния высоты и положения отложения на эффективность пленочного охлаждения // *Прикладная механика и техническая физика*. 2020. Т. 61, № 1. С. 82–90.
17. **Грине М., Хадида Х., Деллил А.З., Аббус А.** Улучшение эффективности адиабатического пленочного охлаждения в поперечном и продольном направлениях путем сочетания преграды в форме бархана и антивихревых компоновок // *Теплофизика и аэромеханика*. 2020. Т. 27, № 5. С. 787–797.
18. **Халатов А.А., Щиджу Е., Ван Д., Донник Т.В.** Пленочное охлаждение за двумя рядами траншей на плоской поверхности // *Теплофизика и аэромеханика*. 2020. Т. 27, № 4. С. 545–554.
19. **Zhang J., Zhang S., Wang C., Tan X.** Recent advances in film cooling enhancement: A review // *Chinese J. Aeronautics*. 2020. Vol. 33. P. 1119–1136.
20. **Guelailia A., Khorsi A., Boudjemai A.M.** Thermal protection of rocket nozzle by using film cooling technology — effect of lateral curvature // *Int. J. Heat Technol.* 2018. Vol. 36. P. 1070–1074.
21. **Lucas J.G., Golladay R.L.** An experimental investigation of gaseous-film cooling of a rocket motor // *NASA TN 0-1988*. 1963.
22. **Kumar A.L., Pisharady J., Shine S.R.** Effect of injector configuration in rocket nozzle film cooling // *Heat Mass Transfer*. 2016. Vol. 52, Iss. 4. P. 727–739.
23. **Nasir H., Ekkad S.V., Acharya S.** Effect of compound angle injection on flat surface film cooling with large streamwise injection angle // *Experiment Thermal Fluid Sci.* 2001. Vol. 25, No. 1–2. P. 23–29.
24. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA J.* 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605.

*Статья поступила в редакцию 15 июня 2020 г.,
после доработки — 5 января 2021 г.,
принята к публикации 23 марта 2021 г.*