

03

Улучшение несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах с помощью системы управления пограничным слоем с использованием актуаторов эжекторного типа

© А.В. Воеводин, А.А. Корняков, Д.А. Петров[¶],
А.С. Петров, Г.Г. Судаков

Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия
[¶] E-mail: daniel.petrov@tsagi.ru

Поступило в Редакцию 11 декабря 2017 г.
В окончательной редакции 16 апреля 2018 г.

Предложено устройство, позволяющее реализовать управление обтеканием крыла при малых скоростях полета. Устройство представляет собой актуатор эжекторного типа, осуществляющий одновременно отсос пограничного слоя на верхней поверхности и выдув струи газа в окрестности задней кромки. На основе уравнений Рейнольдса создана математическая модель работы актуатора эжекторного типа и проведены экспериментальные исследования.

DOI: 10.21883/PJTF.2018.15.46443.17150

Для задач активного управления обтеканием летательного аппарата можно выделить несколько типов актуаторов, которые интенсивно исследуются в настоящее время. Конструкции актуаторов можно разделить на два типа: импульсные и стационарные (использующие стационарный режим работы).

К импульсным актуаторам можно отнести следующие типы: актуаторы на диэлектрическом барьерном разряде, на коронном разряде, наносекундные актуаторы, импульсные тепловые и т.д. Обзор работ в этом направлении содержится в [1–3].

Отметим недостатки актуаторов на диэлектрическом барьерном и коронном разрядах.

1. Невозможность получения большого импульса струи, что препятствует использованию этих актуаторов для скоростных летатель-

ных аппаратов. Область их применения ограничена скоростями полета $V = 10\text{--}30\text{ м/с}$.

2. Низкий КПД преобразования электроэнергии в механическую энергию струи газа, который не превышает долей процента, так как основная часть энергии разряда преобразуется в тепло.

3. Необходимость использования высокого напряжения питания $20\text{--}30\text{ кВ}$.

Более перспективным представляется использование наносекундных актуаторов [4]. Оценки показывают, что они могут быть эффективными до скоростей полета $V \sim 70\text{ м/с}$. Однако надежного экспериментального подтверждения этих оценок до сих пор нет.

Импульсные тепловые актуаторы [5,6] позволяют генерировать струи с высокими скоростями. Их можно использовать как при режимах взлета и посадки, так и при крейсерском режиме. Однако пока имеются только расчетные исследования, подтверждающие их эффективность.

Стационарные актуаторы используют отсос пограничного слоя или выдув струи [7–9]. К этому классу относятся актуаторы на основе вихревых ячеек [10–13], которые оказались эффективными для управления обтеканием крыльев с большой относительной толщиной. Численные и экспериментальные исследования показали, что для толстого ($\sim 40\%$) профиля можно обеспечить безотрывное обтекание и высокое аэродинамическое качество.

В настоящей работе предложено, а также теоретически и экспериментально исследовано устройство, которое является стационарным вариантом импульсного теплового актуатора эжекторного типа [5,6] и позволяет организовать одновременный отсос пограничного слоя на верхней поверхности и выдув струи в окрестности задней кромки. Исследование обтекания профиля при комбинированном воздействии показало, что это более эффективно, чем использование указанных механизмов в отдельности.

Конструкция актуатора эжекторного типа приведена на рис. 1, а. Она состоит из подводящего канала 1, камеры давления 2, сопла эжектора 3, камеры разрежения 4, щели для отсоса пограничного слоя 5, камеры смешения 6, выходного диффузора 7, щелевого сопла диффузора 8. Принцип работы актуатора следующий. Через подводящий канал 1 в камеру давления 2 от внешнего источника подается газ с избыточным давлением. Через сопло 3 газ истекает в камеру смешения 6 и далее в диффузор эжектора 7 и выходное сопло 8, выполненное в виде щели

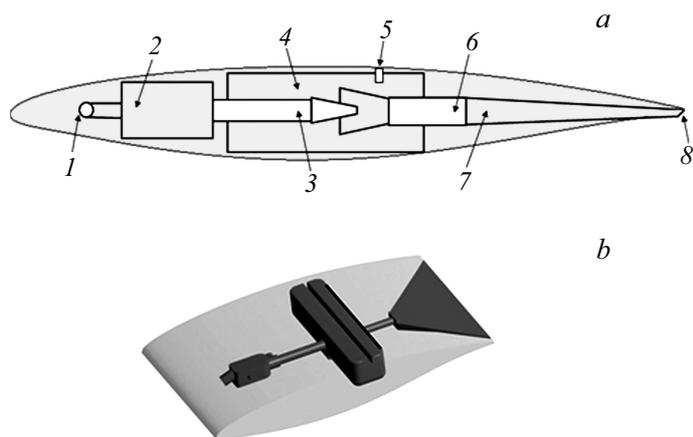


Рис. 1. Принципиальная конструкция актуатора эжекторного типа (*a*) и математическая 3D-модель отсека крыла для расчетных исследований (*b*). Пояснения приведены в тексте.

на нижней поверхности профиля в области задней кромки. В камере разрежения 4 создается пониженное давление и начинается отсос пограничного слоя с верхней поверхности профиля через щель 5. Таким образом, управление течением в окрестности профиля производится одновременно двумя способами: с помощью отсоса и выдува струи газа.

В настоящей работе расчетным и экспериментальным путем исследованы скорости отсоса и выдува, а также расходы газа в каналах эжектора. Полученные данные по скоростям и расходам использованы для расчета аэродинамических характеристик профиля с учетом работы актуатора.

При численных исследованиях модели актуатора использовался подход, основанный на решении стационарных трехмерных уравнений Рейнольдса. Математическая модель включала в себя камеру давления, сопло эжектора, камеру смешения, камеру разрежения со щелью для отсоса пограничного слоя, а также расширяющееся выходное щелевое сопло диффузора (рис. 1, *b*).

Расчетная область имела прямоугольную форму, а ее границы отстояли от поверхности крыла на расстояние в 3–5 хорд его профиля. Дискретизация расчетной области проводилась при помощи неструк-

турированной тетраэдральной расчетной сетки с описанием области пограничного слоя призматическим подслоем. Размер расчетной сетки выбирался с помощью процедуры верификации. В результате была выбрана сетка с количеством элементов $2.6 \cdot 10^7$.

В качестве модели турбулентности использовалась модель $k-\omega$ SST. Эта модель эффективна как для безотрывных, так и для отрывных режимов обтекания [14]. Граничные условия задавались следующим образом: на внешних границах области задавались давление $p_\infty = 1 \text{ atm}$, статическая температура $T_\infty = 300 \text{ K}$, скорость набегающего потока $V_\infty = 0$, для уравнений $k-\omega$ ставилось условие нулевого градиента, а на внешних и внутренних поверхностях актуатора — условие прилипания. На входном сечении актуатора моделировался активный диск с заданными величинами полного давления и температуры газа $T_\infty = 300 \text{ K}$. Расчеты были проведены для условий перепада полного давления на входе актуатора в диапазоне от 0.25 до 4 atm. Ширина щели для отсоса пограничного слоя была принята равной 1.8 mm при хорде профиля 200 mm.

Экспериментальные исследования проводились на специальном стенде, позволяющем моделировать работу актуаторов при подаче высоконапорного газа от компрессора в камеру давления эжектора. Избыточное давление Δp_0 высоконапорного газа измерялось в камере давления модели. Расход высоконапорного газа контролировался расходомером. Стенд был укомплектован аппаратурой измерения скорости выдува и отсоса.

Основными характеристиками актуатора являются расход высоконапорного газа, скорость V_s в щели отсоса. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными, полученными для сопла с диаметром 2 mm, показано на рис. 2.

Скорости эжекции, полученные экспериментальным и расчетным путем, удовлетворительно совпадают друг с другом (рис. 2, а). Совпадает также расход эжектируемого газа. Анализ результатов показал, что расход эжектируемого газа не зависит от площади щели отсоса. В связи с этим скорость эжекции легко пересчитывается на другой размер щели.

Коэффициент эжекции, равный отношению массовых расходов эжектируемого газа к расходу высоконапорного, характеризует эффективность и экономичность работы эжектора, встроенного в конструкцию актуатора. При перепадах давления $\Delta p_0 = 0.5-2.0 \text{ atm}$ коэффициент $K = 1.2-1.6$ согласно расчетным исследованиям и $K \sim 1.4$ согласно экспериментальным, при этом он не зависит от размера щели.

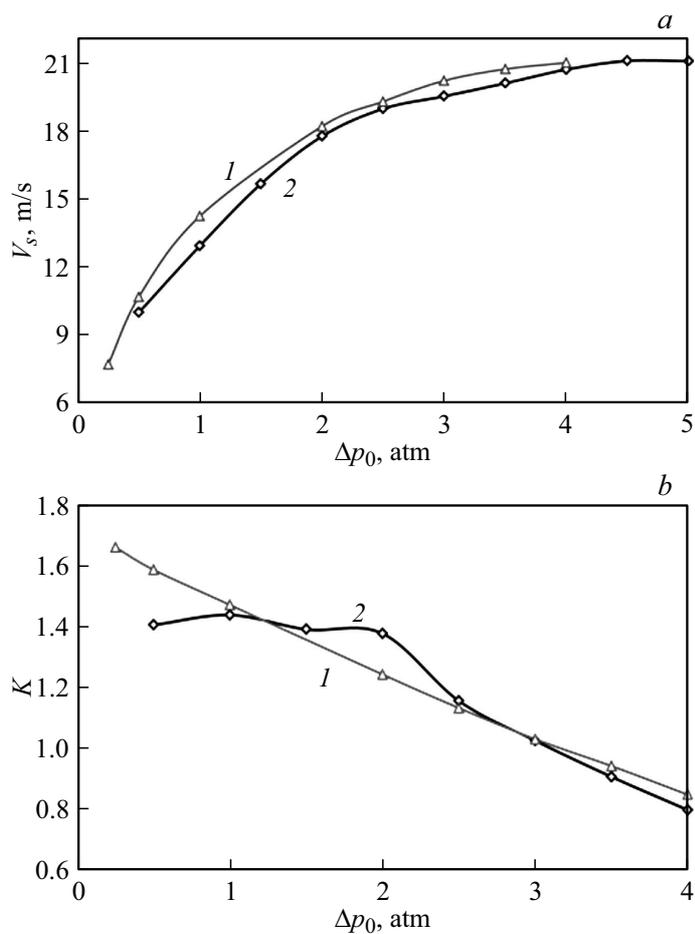


Рис. 2. Сравнение результатов расчетных (1) и экспериментальных (2) данных.

В этом же диапазоне давлений скорость эжекции достигает $\sim 85\%$ от своего максимума, что позволяет считать диапазон рабочих давлений $\Delta p_0 = 0.5\text{--}2.0\text{ atm}$ оптимальным для данного актуатора. Расчетные величины коэффициента эжекции удовлетворительно совпадают с их экспериментальными значениями (рис. 2, *b*).

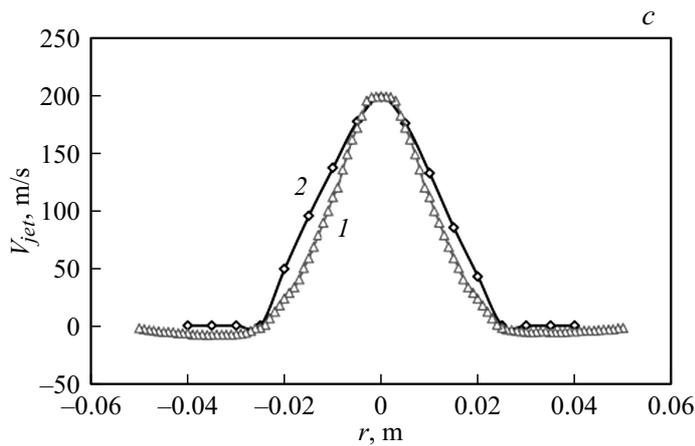


Рис. 2 (продолжение).

Сравнение расчетных и экспериментальных значений скорости истечения в зависимости от расстояния r до оси диффузора при избыточном давлении высоконапорного газа $\Delta p_0 = 3 \text{ atm}$ приведено на рис. 2, с. Следует отметить хорошее согласие расчетных и экспериментальных значений скорости. Максимальные скорости истечения наблюдаются вблизи оси диффузора и достигают $V_{jet} = 200 \text{ m/s}$.

Полученные характеристики актуатора использованы в качестве граничных условий в двумерной стационарной краевой задаче для уравнений Рейнольдса при расчете обтекания профиля с относительной толщиной $\tau = 0.15$ (рис. 1) при числе Рейнольдса $Re = 0.9 \cdot 10^6$ и числе Маха набегающего потока $M = 0.2$. В качестве модели турбулентности использовалась стандартная модель $k-\omega$ SST [14] для полностью турбулентного пограничного слоя. На внешних границах области задавались следующие величины: давление $p_\infty = 1 \text{ atm}$, статическая температура $T_\infty = 288 \text{ K}$, скорость набегающего потока $V_\infty = 70 \text{ m/s}$, уровень турбулентности $q/V_\infty = 0.01$, отношение турбулентной и ламинарной вязкости $\nu_t/\nu = 10$. Отсос производился с верхней поверхности при $x_1/b = 0.7$ через щель с относительной шириной $h_1/b = 0.005$. На щели задавалась нормальная к поверхности профиля компонента скорости потока. Относительная скорость эжекции принималась равной

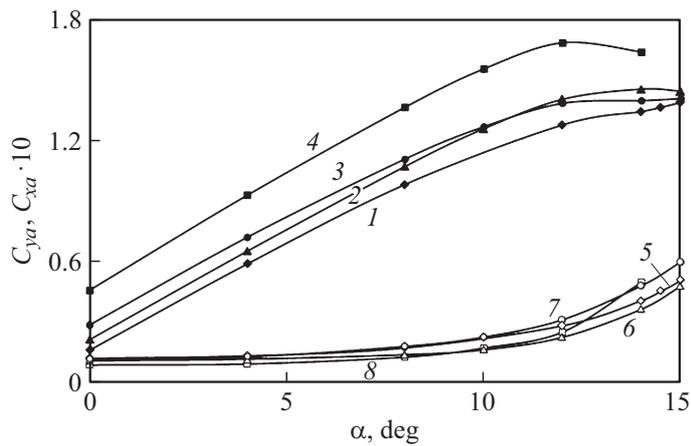


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки при моделировании работы актуатора: C_{ya} (1–4) и C_{xa} (5–8). 1, 5 — без отсоса и выдува, 2, 6 — отсос, 3, 7 — выдув, 4, 8 — отсос и выдув.

$V_s/V_\infty = 0.57$. Выходное сопло диффузора с относительной шириной $h_2/b = 0.005$ находилось при $x_2/b = 0.995$ на нижней поверхности профиля в окрестности задней кромки. Скорость истечения газа из сопла диффузора была принята равной $V_{jet}/V_\infty = 1.43$. Вектор скорости выдува струи был направлен под углом $\delta = -30^\circ$ к оси x связанной системы координат. Коэффициент эжекции при этих значениях параметров равен $K = 1.38$. Расчет характеристик обтекания профиля (рис. 3) показал принципиальную эффективность предложенного подхода. Выдув струи из задней кромки при наличии и при отсутствии отсоса производился при одинаковом расходе высоконапорного газа. Улучшение несущих свойств профиля есть следствие двух физических факторов. Во-первых, отсос позволяет ослабить отрыв пограничного слоя и сделать кривую $C_{ya} = C_{ya}(\alpha)$ более линейной. Во-вторых, засасываемый с верхней поверхности воздух позволяет увеличить расход газа из выходного сопла без дополнительного расхода высоконапорного газа. Тогда суммарный эффект не сводится к сумме прироста коэффициента подъемной силы от влияния отсоса и выдува по отдельности, т.е. имеет место кооперативный эффект.

Коэффициенты дополнительных сил, вызванных наличием отсоса и выдува из щелей, получаются из теоремы импульсов и выражаются в виде

$$\Delta C_x = -\frac{\int (\Delta p n_x + \rho V_n u) ds}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} b}, \quad \Delta C_y = -\frac{\int (\Delta p n_y + \rho V_n v) ds}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} b},$$

где интегрирование производится по поверхностям обеих щелей, ρ — плотность газа, ρ_∞ — плотность газа в набегающем потоке, V_∞ — скорость набегающего потока, b — хорда профиля, $\Delta p = p - p_\infty$ — избыточное давление, n_x , n_y — нормали к поверхности профиля, V_n — нормальная к поверхности профиля составляющая скорости потока, u , v — компоненты вектора скорости потока. В результате расчета получено, что при угле атаки $\alpha = 0$ $\Delta C_y = -0.002$, $\Delta C_x = -0.009$ (в связанной системе координат), эти величины слабо меняются с ростом угла атаки, т.е. имеют место дополнительная тяга от струи, выдуваемой в окрестности задней кромки, и незначительная потеря подъемной силы. Если источником высоконапорного газа является двигатель, то в результате отбора воздуха его тяга уменьшается. Величина потери тяги может трактоваться как дополнительное сопротивление. Это дополнительное сопротивление имеет порядок ΔC_x . Оценка этой величины возможна только для задачи в трехмерной постановке. Методика ее расчета содержится в [15], и в данной работе не рассматривается.

Для решения поставленной задачи применялся метод установления, при этом для углов атаки $\alpha > \alpha_{cr}$ (α_{cr} соответствует максимальному значению коэффициента подъемной силы) имело место колебание решения около некоторого среднего значения, которое использовалось в качестве величины $C_{ya}(\alpha)$ для этих значений углов атаки.

По результатам работы можно сделать следующий вывод. Использование актуатора эжекторного типа позволяет существенно повысить несущие свойства профиля в посадочном режиме без увеличения коэффициента сопротивления, при этом прирост коэффициента подъемной силы при использовании актуатора составляет $\Delta C_{ya} \approx 0.4$ независимо от угла атаки (рис. 3).

Исследования проведены при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (идентификатор проекта RFMEFI62817X0007).

Список литературы

- [1] *Moreau E.* // J. Phys. D: Appl. Phys. 2007. V. 40. P. 605–636.
- [2] *Kriegseis J., Simon D., Grundmann S.* // Trans. ASME. Appl. Mech. Rev. 2016. V. 68. P. 020802 (1–41).
- [3] *Петров А.С., Судаков Г.Г., Воеводин А.В., Петров Д.А.* // Тр. ЦАГИ. 2016. В. 2756. 158 с.
- [4] *Correale G., Popov I.B., Rakitin A.E., Starikovskii A.Yu., Hulshoff S.J., Veldhuis L.L.M.* // 49th AIAA. 2011. P. 1079 (1–7).
- [5] *Воеводин А.В., Корняков А.А., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г.* // Уч. зап. ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 8. С. 1–15.
- [6] *Воеводин А.В., Корняков А.А., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г.* // Механика жидкости и газа. 2018. № 1. С. 107–120.
- [7] *Боксер В.Д., Волков А.В., Петров А.В.* // Уч. зап. ЦАГИ. 2009. Т. XI. № 1. С. 8–16.
- [8] *Wang C.-C., Roy S.* // J. Appl. Phys. 2012. V. 111. N 10. P. 103302.
- [9] *Wang L., Xia Z., Luo Z., Chen J.* // AIAA Journal. 2014. V. 52. N 4. P. 879–882.
- [10] Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование) / Под ред. А.В. Ермишина, С.А. Исаева. М.: Изд-во МГУ, 2003. 360 с.
- [11] Аэродинамика утолщенных тел с вихревыми ячейками. Численное и физическое моделирование / Под ред. С.А. Исаева. СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2016. 215 с.
- [12] *Исаев С.А., Баранов П.А., Смуров М.Ю., Судаков А.Г., Шебелев А.В.* // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23. № 5. С. 665–669.
- [13] *Исаев С.А., Баранов П.А., Судаков А.Г., Усачов А.Е., Попов И.А.* // Письма в ЖТФ. 2017. Т. 43. В. 7. С. 32–39.
- [14] *Menter F.R.* // AIAA Journal. 1994. V. 32. N 8. P. 1598–1605.
- [15] *Петров А.В.* Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 402 с.