

УДК 532.526

А. Л. СУШКО, В. Г. ЛЕБЕДЬ, С. А. КАЛКАМАНОВ, Е. Ю. ИЛЕНКО

Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

## РАЦИОНАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ СИСТЕМЫ ОТСОСА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА

В статье приведены результаты численных исследований аэродинамических характеристик крыла с активной системой управления состоянием пограничного слоя (ПС) на верхней поверхности. Рассмотрено влияние размера и местоположения зоны отсоса, скорости отсасывания воздуха и величины давления в зоне отсоса на аэродинамические характеристики и на величину критического угла атаки крыла. Определены рациональные параметры системы отсоса ПС на верхней поверхности крыла прямоугольной формы в плане, которые улучшают аэродинамические характеристики самолета на различных режимах полета и увеличивают критический угол атаки.

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики крыла, система управления состоянием пограничного слоя, критический угол атаки, отрыв пограничного слоя, система отсоса пограничного слоя.

## Введение

Одной из важных задач аэродинамики летательных аппаратов (ЛА) является управление состоянием пограничного слоя (ПС) с целью улучшения аэродинамических характеристик ЛА и предотвращения отрыва потока (затягивания отрыва на большие углы атаки) на определенных режимах полета [1-8]. На современных ЛА для предотвращения отрыва потока на больших углах атаки применяется механизация передней кромки крыла (предкрылки, носовые щитки, отклоняемые носки). Но увеличение  $\alpha_{кр}$  за счет применения механизации передней кромки, как показывают экспериментальные исследования [1, 8], составляет всего  $\Delta\alpha_{кр} \sim 3...5^\circ$ .

Эффективным способом улучшения характеристик ЛА при больших углах атаки является управление отрывом потока на верхней поверхности крыла путем отсоса ПС [1, 2, 7, 8]. Использование управления пограничным слоем позволяет существенно увеличить критический угол атаки и повысить безопасность полета самолета. Однако применение данного способа требует дополнительных энергетических затрат (увеличение веса ЛА, повышения расхода топлива). В работе [1] основное внимание уделено отсосу ПС с профиля крыла с расположением зоны отсоса в области передней и задней кромок крыла, но вариацию участков отсоса на крыле и влияние отсоса на критические углы атаки не рассматривались.

**Целью работы** является численное исследование применения отсоса пограничного слоя для увеличения критического угла атаки, определение рационального размещения щелей отсоса на поверх-

ности крыла и минимизация затрат мощности на отсос ПС.

## Основная часть

Для численного исследования энергетического способа управления пограничным слоем применена модель вязко-невязкого взаимодействия поверхности крыла с набегающим потоком. Модель основана на гипотезе Прандтля – представлении течения в виде потенциального внешнего потока идеального газа, описываемого уравнением Лапласа относительно потенциала возмущенных скоростей  $\varphi$ :

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

и внутреннего потока вязкого газа, параметры которого определяются на основе интегральных соотношений теории ПС с учетом вязко-невязкого взаимодействия:

$$\frac{d\delta_{00}}{dx} + \frac{1}{V_\delta} V'_\delta \delta_{00} + \left( \frac{2}{V_\delta} V'_\delta - \frac{1}{V_\delta} V'_{z\delta} - M_\delta^2 \right) \delta_{00} = \frac{\tau_0}{\rho V_\delta^2} - \frac{V_0}{V_\delta}, \quad (2)$$

где  $V_0$  – скорость отсоса или сдува ПС;  $\tau_0$  – напряжение трения на поверхности крыла;  $V_\delta$  – скорость на верхней границе ПС;  $V'_\delta = \frac{dV_\delta}{dx}$ ;  $V'_{z\delta}$  – скорость

на верхней границе ПС по оси OZ;  $V'_{z\delta} = \frac{dV_{z\delta}}{dz}$ ;

$\delta_0 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{V_x}{V_\delta}\right) dy$  – толщина вытеснения ПС;

$\delta_{00} = \int_0^{\delta} \frac{V_x}{V_\delta} \left(1 - \frac{V_x}{V_\delta}\right) dy$  – толщина потери импульса

ПС.

Интегральное представление решения дифференциального уравнения (1) имеет вид:

$$\begin{aligned} \varphi(x, y, z) = E \int_S \left( \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial n} - \varphi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} \right) dS - \\ - E \int_f \Delta \varphi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} df - E \int_{f_{\text{пш}}} \Delta \varphi_{\text{пш}} \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} df_{\text{пш}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\vec{n}$  – нормаль к поверхности крыла S; r – расстояние от точки (x, y, z) вычисления  $\varphi$  до точки интегрирования;  $E = \frac{1}{4\pi}$  – точка (x, y, z) находится

вне поверхности крыла S;  $E = \frac{1}{2\pi}$  – точка (x, y, z)

находится на S; f – поверхность вихревой пелены, сошедшей с задней кромки крыла;  $f_{\text{пш}}$  – поверхность вихревой пелены, с помощью которой моделируется влияние пограничного слоя;  $\Delta \varphi_{\text{пш}}$  – разность потенциала на вихревой пелене  $f_{\text{пш}}$ . Вихревая пелена  $f_{\text{пш}}$  предполагается удаленной от крыла

на толщину вытеснения  $\delta_0$ . Величина  $\frac{\partial \varphi}{\partial n}$  определяется из условия непротекания с учетом индуктивных скоростей от других элементов ЛА. Более подробное описание процедуры вязко-невязкого взаимодействия потоков приведено в работе [9].

Характеристики ПС, точка отрыва, а также влияние отсоса ПС определяется решением уравнения (2) с использованием методики [10]. Параметры воздушного потока на поверхности крыла, полученные по теории идеального газа, являются внешними граничными условиями при решении уравнения (2). Далее, используя координаты линии отрыва, толщину вытеснения  $\delta_0$ , толщину ПС  $\delta$ , определяется распределение разности потенциала  $\Delta \varphi_{\text{пш}}$  на вихревой пелене  $f_{\text{пш}}$ . Окончательно параметры воздушного потока на крыле определяются путем коррекции распределения потенциала, полученного при решении уравнения (3) с учетом влияния пелены  $f_{\text{пш}}$ .

Влияние отсоса пограничного слоя на критические углы атаки исследовалось для крыла прямоугольной формы в плане с удлинением  $\lambda=4$  и профилем НАСА-0018. Хорда профиля  $b=1$  м, длина щели  $\ell_{\text{щ}}=3,2$  м, скорость полета  $V_\infty=41,8$  м/с.

Необходимое количество отсасываемого воздуха и требуемой для этого энергии зависят от многих факторов:

- скорости отсасывания воздуха -  $V_0$ ;
- размера зоны отсоса –  $\ell_{\text{щ}} \times s_{\text{щ}}$ , где  $\ell_{\text{щ}}$  – длина щели отсоса,  $s_{\text{щ}}$  – ширина щели отсоса;
- $x_{\text{щ}}$  – расположения зоны отсоса на хорде профиля крыла;
- P – величина давления на внешней поверхности крыла в зоне отсоса, которая в свою очередь зависит от геометрических параметров крыла и кинематических параметров полета ЛА.

В качестве целевой функции взят прирост критического угла атаки при минимальных затратах мощности на отсос заторможенной части ПС. В целях минимизации затрат энергии на отсос при заданном приросте  $\Delta \alpha_{\text{кр}}$  варьировались ширина щели отсоса –  $s_{\text{щ}}$ , количество зон отсоса – n, их положение по хорде  $x_{\text{щ}}$  и скорость отсоса  $V_0$ .

Затраты мощности на отсос определяются по формуле [1]:

$$N = \frac{\ell_{\text{щ}}}{\eta} \int_0^s (P_\infty - P_c) V_0 ds,$$

где  $\eta$  – КПД системы отсоса пограничного слоя;  $P_c$  – давление со стороны внутренней поверхности крыла. Если пренебречь потерями давления в щели, то  $P_c = P$ , где P – давление на верхней поверхности крыла в месте расположения щели. Если предположить, что скорость отсоса  $V_0$  и  $P_c$  по ширине щели постоянны, то

$$N = \frac{P_\infty - P}{\eta} V_0 \cdot \ell_{\text{щ}} \cdot s_{\text{щ}}, \quad (4)$$

а коэффициент эквивалентного сопротивления

$$C_{X_N} = \frac{\eta N}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 L b V_\infty} = \frac{P_\infty - P}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \cdot \frac{\ell_{\text{щ}}}{L} \cdot \frac{s_{\text{щ}}}{b} \cdot \frac{V_0}{V_\infty},$$

где L – размах крыла; b – хорда крыла.

Поиск  $N_{\text{min}}$  осуществлен по методу Гаусса-Зейделя. Начальные значения параметров  $x_{\text{щ}}$ ,  $s_{\text{щ}}$ ,

$V_0$  выбраны исходя из данных работы [1]: за координату  $x_{щ}$  была взята координата точки отрыва ПС;  $V_0 = 0,5$  м/с;  $s_{щ} = 0,005$  м;  $n = 1$ . Затем изменялся параметр  $s_{щ}$  до момента, пока не прекратится смещение точки отрыва (смещение точки отрыва ПС приводит к росту критического угла атаки), затем варьировалась скорость отсоса.

В результате исследований получены следующие рациональные значения параметров системы отсоса ПС. Исходное крыло имеет критический угол атаки  $\alpha_{кр} = 20^\circ$ . Для получения  $\alpha_{кр} = 25^\circ$  необходимо зону отсоса ПС разместить в точке перед отрывом ПС  $x_{щ} = 0,587$  м, при этом параметры системы отсоса ПС равны  $s_{щ} = 0,005$  м,  $V_0 = 2$  м/с (рис. 1). Величину  $\alpha_{кр}$  можно увеличить и за счет предкрылков (рис. 1), но применение предкрылков существенно увеличивает сопротивление крыла [1, 8].

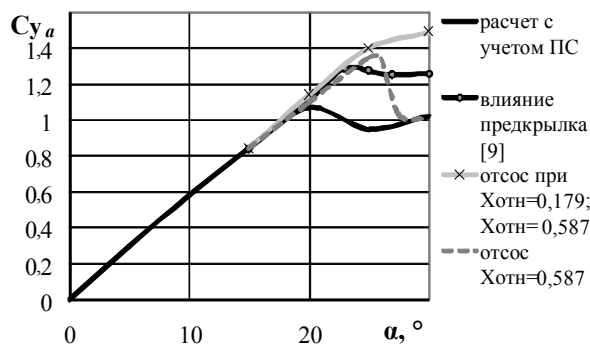


Рис. 1. Влияние различных способов затягивания отрыва потока с поверхности крыла

Расчеты показывают, что для получения  $\alpha_{кр} = 30^\circ$  необходимы две зоны отсоса  $n = 2$ . Рациональные параметры системы отсоса ПС с двумя зонами имеют следующие значения:  $\bar{x}_{отс1} = 0,179$ ,  $\bar{x}_{отс2} = 0,587$ ,  $s_{щ1} = 0,005$  м,  $s_{щ2} = 0,005$  м,  $V_{01} = 2$  м/с,  $V_{02} = 4$  м/с. Необходимо отметить, что применяя предкрылки можно увеличить  $\alpha_{кр}$  только до  $25^\circ$ .

Потребную мощность насоса для получения  $\alpha_{кр} = 25^\circ$  найдем следующим образом. В точке отрыва потока  $C_p = -1,6$ , тогда  $P - P_\infty = -1,6 \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2}$ ,

а потребная мощность насоса при  $\eta = 0,5$ :

$$N = \frac{P - P_\infty}{\eta} \cdot V_{отс} \cdot \ell_{щ} \cdot s_{щ} = -1,6 \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot V_{отс} \cdot \ell_{щ} \cdot s_{щ} = 110 \text{ Вт.}$$

Эквивалентный коэффициент сопротивления равен

$$C_{X_N} = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 L \cdot b \cdot V_\infty} = \frac{622,5}{\frac{1,225 \cdot 42^2}{2} \cdot 4 \cdot 1 \cdot 42} = 0,033.$$

Необходимо отметить, что отсос пограничного слоя уменьшает сопротивление крыла на величину  $\Delta C_x = 0,031$  (рис. 2).

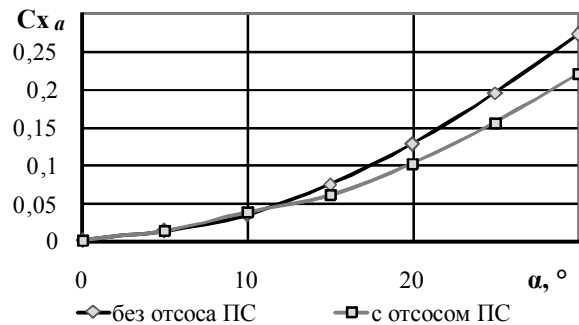


Рис. 2. Влияние применения отсоса пограничного слоя на  $C_{x_a}$  крыла

В результате проведенных расчетов было определено рациональное размещение линий отсоса ПС, которое обеспечивает безотрывное обтекание крыла на больших углах атаки (рис. 3). Также на этом рисунке показаны положения линий отрыва ПС без отсоса ПС и при применении системы отсоса ПС.

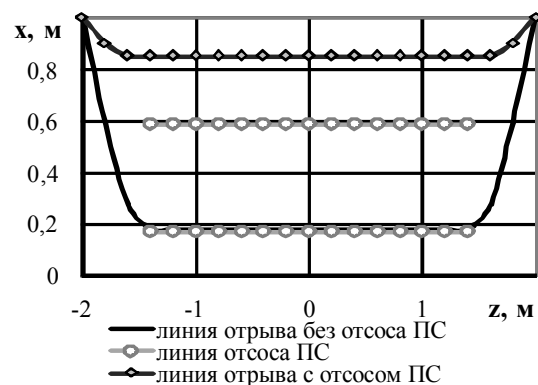


Рис. 3. Размещение линий отсоса и линий отрыва пограничного слоя по размаху крыла

Исследовано влияние отсоса на толщину пограничного слоя (рис. 4). Анализ приведенных на рис. 4 данных показывает, что применение отсоса позволяет уменьшить толщину ПС и предотвратить отрыв, но далее по хорде после линии отсоса толщина ПС продолжает увеличиваться.

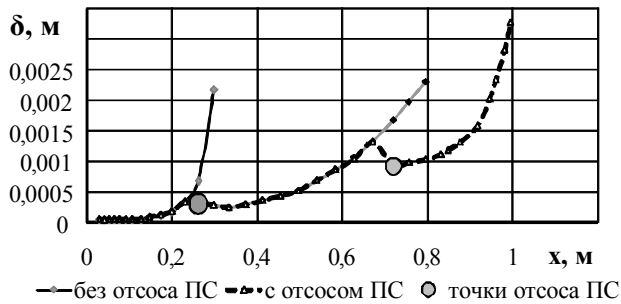


Рис. 4. Влияние отсоса на толщину пограничного слоя

### Выводы

В работе рассмотрены системы активного управления состоянием ПС на крыле. Показано, что для увеличения критического угла атаки целесообразно, по сравнению с предкрылками, использовать отсос ПС. В результате численного исследования с использованием модели вязко-невязкого взаимодействия получены рациональные значения параметров системы отсоса ПС на верхней поверхности крыла прямоугольной формы в плане с профилем НАСА – 0018, позволившие увеличить критический угол атаки с  $20^\circ$  до  $30^\circ$ . Также показано, что применение отсоса ПС позволяет снизить сопротивление крыла за счет уменьшения как сопротивления давления, так и сопротивления трения вследствие увеличения зоны ламинарного течения.

### Литература

1. Чжен, П. Управление отрывом потока [Текст] : пер. с англ. / П. Чжен. – М. : Мир, 1979-439 с.
2. Хлупнов, А. И. Улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов по отечественным патентным материалам [Электронный ресурс] / А.И. Хлупнов // Инженерный журн. наука и инновации. – 2014. – Вып. 1(25). – URL: <http://>

[engjournal.ru/catalog/machin/airborne/1169.html](http://engjournal.ru/catalog/machin/airborne/1169.html). – 15.04.2015.

3. Шалаев, В. И. Об управлении отрывом трехмерного турбулентного пограничного слоя с помощью локального объемного и поверхностного нагрева газа [Текст] / В. И. Шалаев // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. – 2013. – № 1 (12). – С. 104-110.

4. Наливайко, А. Г. Воздействие минищитков на обтекание крыла с отклоненным закрылком [Текст] / А. Г. Наливайко // Тр. 52-й науч. конф. МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук»: Ч. VI. Аэромеханика и летательная техника. – М. : МФТИ, 2009. – С. 91-94.

5. Зверков, И. Д. Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока [Текст] / И. Д. Зверков, Б. Ю. Занин // Теплофизика и аэромеханика. – 2003. – Т. 10, №2. – С. 205-213.

6. Gadel-Hak, Mohamed. Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management [Text] / Mohamed Gadel-Hak. // Cambridge University Press. – 2007. – P. 83-92.

7. King, R. (Ed.) Active Flow Control [Text] / R. King // Papers Contributed to the Conference "Active Flow Control 2006", Berlin, Germany, September 27 to 29, 2006. – Berlin : Springer, 2007. – P. 67-75.

8. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем [Текст] : учеб для вузов / под ред. М. И. Нишита. – М. : 1981. – 389 с.

9. Калкаманов, С. А. Метод расчета аэродинамических характеристик крыла в широком диапазоне углов атаки [Текст] / С. А. Калкаманов, А. Л. Сушко, В. Г. Лебедь // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2005. – Вып. 1(40). – С. 22-32.

10. Лебедь, В. Г. Метод решения уравнений турбулентного слоя [Текст] / В. Г. Лебедь, А. Л. Сушко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. М. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2002. – Вып. 4(31). – С. 195.

Поступила в редакцию 15.05.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

**Рецензент:** д-р техн. наук, с.н.с., профессор кафедры Е. А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

### РАЦІОНАЛЬНІ ПАРАМЕТРИ СИСТЕМИ ВІДСМОКТУВАННЯ ПРИМЕЖОВОГО ШАРУ НА ВЕРХНІЙ ПОВЕРХНІ КРИЛА

А. Л. Сушко, В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, Е. Ю. Гленко

У статті наведено результати чисельних досліджень аеродинамічних характеристик крила з активною системою управління станом примежового шару (ПШ) на верхній поверхні. Розглянуто вплив розміру та місця розташування зони відсмоктування, швидкості відсмоктування повітря і величини тиску в зоні відсмоктування на аеродинамічні характеристики і на величину критичного кута атаки крила. Визначено раціо-

нальні параметри системи відсмоктування ПШ на верхній поверхні крила прямокутної форми в плані, які покращують аеродинамічні характеристики літака на різних режимах польоту і збільшують критичний кут атаки.

**Ключові слова:** аеродинамічні характеристики крила, система управління станом примежового шару, критичний кут атаки, відрив примежового шару, система відсмоктування примежового шару.

## RATIONAL PARAMETERS OF BOUNDARY LAYER SUCTION ON THE UPPER SURFACE WING

*A. L. Sushko, V. G. Lebed, S. A. Kalkamanov, E. Y. Ilenko*

In the paper present results of numerical studies of the aerodynamic characteristics of a wing with an active control system state of the boundary layer (BL) on the upper surface. The considered influence of the size and location of the suction zone, the speed and the suction air pressure value in the suction zone on the aerodynamic characteristics and the critical angle of attack. The identified rational parameters system suction BL on the upper wing surface of rectangular shape in plan, which improves the aerodynamic characteristics of the aircraft at different flight modes and increase the critical angle of attack.

**Keywords:** aerodynamic characteristics of the wing, system of state control of the boundary layer, the critical angle of attack, boundary layer separation, boundary layer suction system.

**Сушко Андрей Леонидович** – преподаватель каф. аэродинамики и динамики полета летного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков, Украина, e-mail: sushko\_andrey@mail.ua.

**Лебедь Валентин Георгиевич** – канд. техн. наук, доц., проф. каф. аэродинамики и динамики полета летного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков, Украина.

**Калкманов Салим Аюпович** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. тактики авиации летного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков, Украина.

**Иленко Евгений Юрьевич** – канд. техн. наук, доц., доц. каф. аэродинамики и динамики полета летного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков, Украина.