

## **ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВЫДУВАЕМОЙ ПЛОСКОЙ СТРУИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ**

**Введение.** Применение систем управления пограничным слоем (УПС) открывает широкие возможности для изменения аэродинамических характеристик (АДХ) крыла современного самолета. Использование систем УПС обычно направлено на решение двух основных задач. Первая заключается в предотвращении отрыва пограничного слоя или же максимальном его оттягивании на большие углы атаки. Вторая задача системы УПС – перемещение точки перехода ламинарного пограничного слоя (ПС) в турбулентный в сторону задней кромки тела (для данной работы телом является крыло) [1].

В представляемой работе рассматривается процесс выдува воздуха из щели, расположенной на верхней поверхности крыла, вдоль его размаха – такое явление называется сдув ПС [2]. Исследование проведено на прямоугольном крыле бесконечного размаха (без учета перетеканий воздуха через законцовки крыла), используемый аэродинамический профиль – NACA 0012.

**Методы исследования.** Для исследования применялся пакет Ansys CFX, скорость невозмущенного воздушного потока составляла  $v_{\infty} = 60 \frac{M}{c}$ , число Рейнольдса  $Re = 3,9 \cdot 10^6$ . Расчетная сетка, использованная при моделировании, представлена на рис. 1.

Верификация разработанной математической модели проводилась путем сравнения расчетных результатов с аэродинамическими характеристиками профиля, изложенными в атласе аэродинамических профилей [3]. Результаты сравнения представлены на рис. 2. Как видно из рисунка результаты моделирования удовлетворительно согласуются со справочными данными, что дает основание для использования полученной модели для проведения дальнейших исследований.

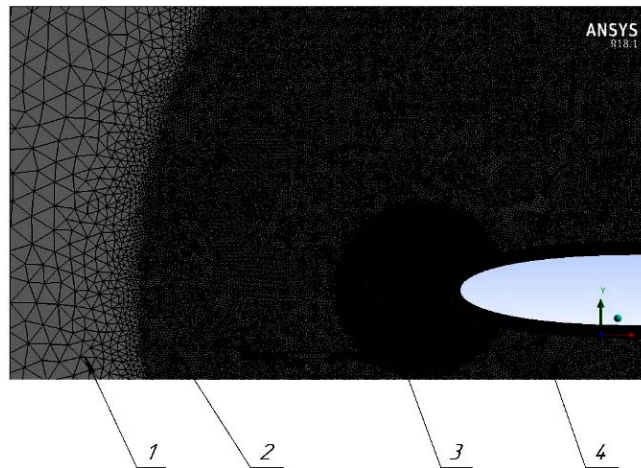


Рис. 1 – Расчетная сетка с зонами измельчения:

- 1 – Область невозмущённого потока. 2 – Первая область измельчения;
- 3 – Вторая область измельчения; 4 – Inflation

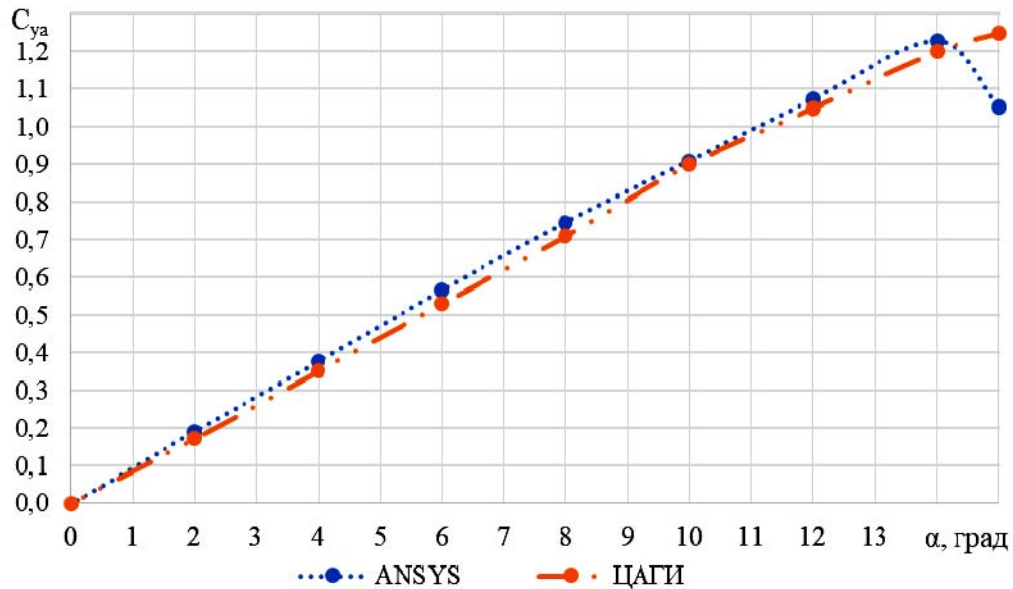


Рис. 2 – Сравнение результатов ЦАГИ и расчетов Ansys

Основным параметром, от которого зависит эффективность системы УПС является коэффициент импульса выдуваемой струи. Он рассчитывается по формуле [4]:

$$e_{\mu} = \frac{\rho A v^2}{q_{\infty} S_0}$$

где  $\rho$  – плотность воздуха,  $кг/м^3$ ;  $q_{\infty}$  – скоростной напор,  $Па$ ;  $A$  – площадь щели,  $м^2$ ;  $v$  – средняя по сечению струи скорость выдуваемого потока,  $м/с$ ;  $S_0$  – площадь крыла, обслуживаемая системой УПС,  $м^2$ .

Значения импульса выдуваемой струи в данном исследовании задавалась как  $e_{\mu} = (0; 0,03; 0,06; 0,09)$ .

**Обработка результатов.** На рисунке «Поля скоростей при различном коэффициенте импульса струи» (см. Приложение, рис. 1) показаны поля скоростей для различных коэффициентов импульса выдуваемой струи. Как видно из рисунка, зона обратных течений с увеличением коэффициента импульса струи сначала приобретает большую площадь, а затем уменьшается и смещается к задней кромке профиля. Это приводит к затягиванию градиентного срыва и увеличению критического угла атаки.

Анализ рис. 4 и 5 показывает, что при минимальном коэффициенте импульса струи  $c_{\mu} = 0,03$  наблюдается и минимальных угол начала срыва, однако вследствие одновременного снижения сопротивления давления, качество возрастает и численно больше, чем при отсутствии работы системы УПС. Как видно из рис. 4 выдув струи позволил увеличить критический угол атаки  $\alpha_{кр}$  на 4 градуса.

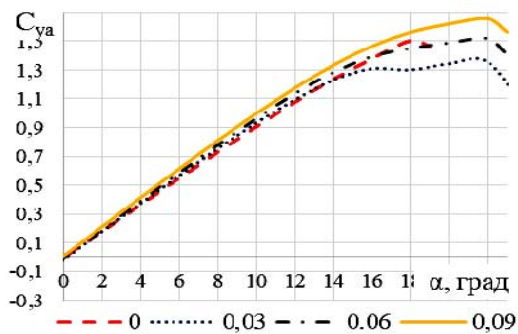


Рис. 4. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных значениях коэффициента выдува струи при  $\bar{x}_{ш} = 0,25$

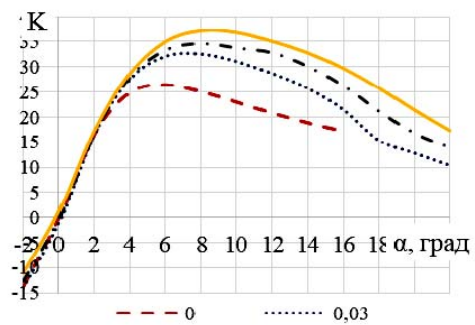


Рис. 5. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки при различных значениях коэффициента выдува струи

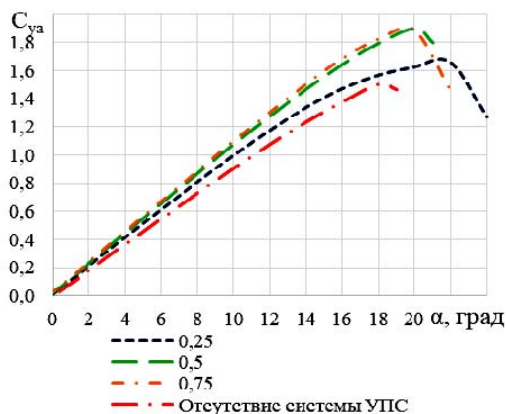


Рис. 6. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных значениях относительной координаты расположения щели

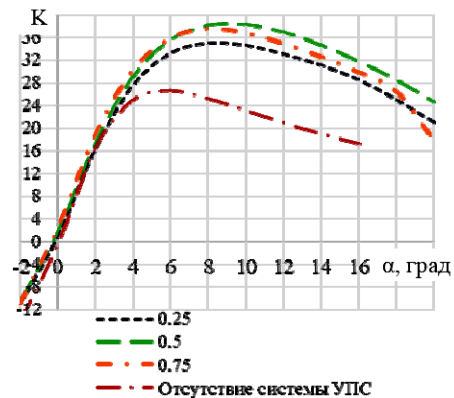


Рис. 7. График зависимости аэродинамического качества от угла атаки при различных значениях относительной величины расположения щели

Вторая часть работы посвящена исследованию влияния координаты распо-

ложения щели, из которой выдувается струя. Было выбрано три координаты по хорде профиля:  $\bar{x}_{щ} = 0,25; 0,5; 0,75$ .

Как видно из графиков, применение системы УПС положительно влияет на производную  $C_{ya}^{\alpha}$ , причем наименьшее положительное влияние наблюдается при расположении щели на  $\frac{1}{4}$  величины хорд. При перемещении щели до середины хорды наблюдается значительный рост качества, а при дальнейшем смещении к  $\bar{x}_{щ} = 0,75$ , где потенциально может располагаться закрылок, производная  $C_{ya}^{\alpha}$  практически не меняется, а качество немного падает.

**Заключение.** В процессе исследования было выявлено влияние величины коэффициента импульса плоской струи на АДХ профиля НАСА 0012. С увеличением коэффициента незначительно возрастает профильное сопротивление, однако, значительно падает индуктивное, а также возрастает величина подъемной силы, что положительно сказывается на аэродинамическом качестве. Углы атаки более 4 градусов являются наиболее рациональными для применения системы УПС. При перемещении щели вдоль хорды профиля также наблюдается рост аэродинамического качества до ее расположения на середине профиля, а далее с увеличением  $\bar{x}$  наблюдается незначительное падение качества.

### Библиографический список

1. Корнилов, В.И. Стационарный вдув/отсос воздуха в турбулентный пограничный слой симметричного крылового профиля / В.И. Корнилов // Сибирский физический журнал. – 2018. – Т. 13. – №1. – С. 33–44.

2. Афанасьев, Ю.О. Гидрогазомеханика : учебное пособие / Ю.О. Афанасьев, Н.В. Тиунова; под редакцией П. Т. Петрика. – Кемерово: КузГТУ имени Т.Ф. Горбачева, 2009. – 133 с. – ISBN 978-5-89070-705-5. – Текст: электронный. – Лань: электронно-библиотечная система. – URL: <https://e.lanbook.com/book/6650> (дата обращения: 03.01.2021).

3. Кравец, А.С. Характеристики авиационных профилей /, А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1939. – 331 с.

4. Петров, А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла / А.В. Петров. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011 – 404 с.