

## Исследование аэродинамических характеристик крыла с законцовками различной формы

© В.О. Москаленко<sup>1</sup>, А.И. Цой<sup>2</sup>, А.А. Недогарок<sup>1</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

<sup>2</sup> ПАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой», Москва, 125284, Россия

*Винглеты, или законцовки крыла различных типов являются распространенным средством повышения топливной экономичности на современных воздушных судах. Поиск новых типов винглетов активно ведется авиастроительными предприятиями и научными коллективами. Целью данной работы является сравнение эффективности ряда используемых и перспективных концевых надстроек различной формы. Представлены результаты численного эксперимента, проведенного для оценки влияния законцовок четырех типов на аэродинамические характеристики изолированного крыла. Дана сравнительная характеристика прироста аэродинамического качества крыла и изменения его индуктивного сопротивления, а также интенсивности концевых вихрей. Проведена валидация численного расчёта и анализ полученных результатов. Представленный материал можно использовать как базовый для дальнейшего исследования методов снижения индуктивного сопротивления и повышения эффективности применения летательных аппаратов различных конфигураций.*

**Ключевые слова:** законцовки крыла, винглеты, шайбы (крылышки) Уиткомба, концевые шайбы

**Введение.** Законцовки крыла (концевые крылышки, или винглеты, от англ. *winglet*) — это надстройки на концах крыльев летательных аппаратов, имеющие вид крылышек или плоских шайб. Обычное крыло без концевого крылышка обладает индуктивным сопротивлением, обусловленным концевым вихрем, который срывается с концевой хорды [1]. Кроме того, эффект перетекания с нижней поверхности крыла на верхнюю и сопутствующее перераспределение давления снижают подъемную силу концевых секций крыла [2]. Законцовки крыла уменьшают интенсивность концевого вихря и позволяют увеличить эффективное удлинение крыла, не изменяя при этом его размах. С их применением улучшается топливная экономичность самолетов.

Первые конструкции законцовок крыла для управления индуктивным сопротивлением принадлежат английскому инженеру Ф. Ланчестеру, запатентовавшему в 1897 г. концепцию концевых пластин крыла как метод управления вихрями крыла, и инженеру У.Э. Сомервиллю, который запатентовал в 1910 г. первые функциональные винглеты в США [3, 4]. Сомервилль устанавливал концевые устройства на своих ранних бипланах и монопланах.

Р. Уиткомб, авиационный специалист и инженер НАСА, один из первых исследовал влияние различных типов законцовок крыла на аэродинамические характеристики и топливную эффективность. В начале 1970-х годов он предложил форму законцовки крыла, которая получила название шайбы Уиткомба, или крылышка Уиткомба [5]. В СССР специфические законцовки были использованы в воздушно-орбитальном самолете «Спираль» в 1966 г. С конца 1970-х годов винглеты устанавливали производители самолетов бизнес-авиации Learjet и Gulfstream Aerospace Corporation, а с 1985 г. — на магистральных пассажирских воздушных судах Boeing 747-400, McDonnell Douglas MD-11, Ил-96-300, Ту-204 [6, 7].

Разработку современных версий винглетов и установку их на самолеты ведут Airbus, Boeing, API. Такие законцовки, как шарклеты (sharklets) от Airbus, обеспечивают экономию топлива порядка 4 %, что позволяет за 10 лет регулярных полетов окупить примерно половину стоимости воздушного судна. На Boeing применяются гребневые законцовки, в частности в серии Boeing 767-400, и законцовки в виде «двойного пера» на модели Boeing 737 MAX. Компания API разрабатывает законцовки пространственной спиралевидной формы. Ожидаемый эффект от такой конструкции — 10 % топливной экономии [8, 9].

Однако в открытых источниках мало информации о комплексных работах по систематическому сравнению влияния законцовок на аэродинамические характеристики крыла и всего летательного аппарата. Цель настоящей работы — провести исследование и сравнить четыре из наиболее распространенных типов законцовок.

**Исходные данные и валидация аэродинамических характеристик.** Базовой конфигурацией в данном исследовании было принято прямоугольное крыло с удлинением  $\lambda = 5$ , длиной хорды  $b = 0,5$  м, относительным утолщением  $c = 0,06$  м и профилем «В сим»-12%. Валидация расчета для базовой конфигурации проводилась по известным экспериментальным данным, было исследовано влияние на нее законцовок следующих типов: классический винглет, шайба (крылышко) Уиткомба, спиралевидная законцовка и концевая шайба (рис. 1). Моделирование обтекания проводили в пакете ANSYS CFX.

Моделирование обтекания базовой конфигурации и законцовок указанных типов проведено при одинаковых заданных начальных условиях, таких как параметры потока, габариты расчетной области, граничные условия, разрешение расчетной сетки и т. д., а именно:

Углы атаки  $\alpha$ , град ..... -12...14  
Атмосферное давление  $p_{\text{атм}}$ , мм рт. ст ..... 760  
Температура атмосферного воздуха  $T_{\text{атм}}$ , К ..... 288  
Скорость набегающего потока  $V$ , м/с ..... 200  
(число  $M = 0,65$ )  
Модель турбулентности ..... SST

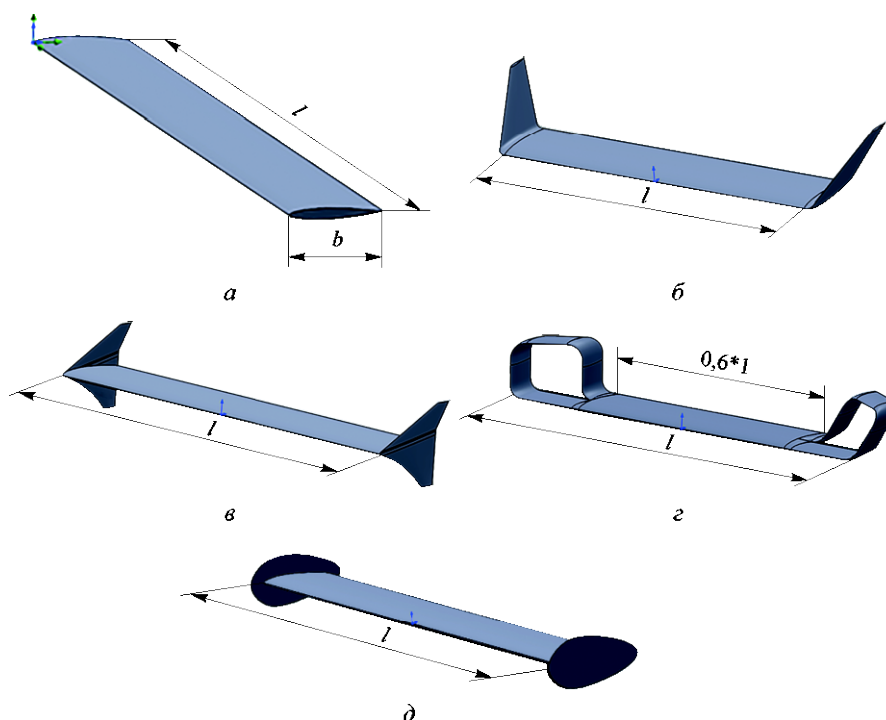


Рис. 1. Модели крыла:

*a* — без винглета; *b* — с классическим винглетом; *в* — с шайбой (крылышком) Уиткомба; *г* — со спиралевидной законцовкой; *д* — с концевой шайбой

Для проверки правильности выбора настроек расчетной задачи, принятой модели обтекания, границ расчетной области, количества ячеек и расчетной сетки сравнили аэродинамические характеристики крыла, полученные численными методами, с экспериментальными данными испытаний крыла, полученными в ходе исследований в аэродинамической трубе Т-102 Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) [10]. Численное моделирование обтекания проведено с использованием двух моделей турбулентности —  $k - \epsilon$  и SST (рис. 2).

Сравнение полученных результатов моделирования показало, что использование SST-модели имеет лучшую сходимость с экспериментальными данными, чем модели  $k - \epsilon$ . Коэффициент подъемной силы для SST-модели имеет минимальную (1 %) погрешность результатов на угле атаки  $\alpha = 12^\circ$ , максимальную (16 %) — на угле атаки  $\alpha = 14^\circ$ , а аэродинамический коэффициент лобового сопротивления характеризуется погрешностью 42 %. На углах атаки в диапазоне  $\alpha = 0 \dots 12^\circ$  погрешность расчета невелика, и аэродинамические коэффициенты  $C_{ya}$ ,  $C_{xa}$  незначительно отличаются от экспериментальных данных.

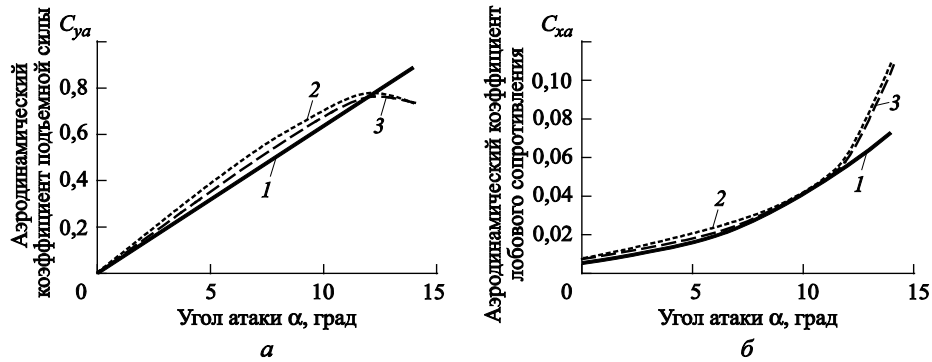


Рис. 2. Зависимости аэродинамического коэффициента подъемной силы (а) и аэродинамического коэффициента лобового сопротивления (б) от угла атаки  $\alpha$ :

1 — эксперимент; 2 — CFX ( $k-\epsilon$ -модель); 3 — CFX (SST-модель)

**Результаты.** На рис. 3–5 приведены результаты численного расчета наружного обтекания конфигураций с различными законцовками, на которых визуализированы поля давлений, скоростей и интенсивности вихря в сечении по длине 0,1 хорды за крылом).

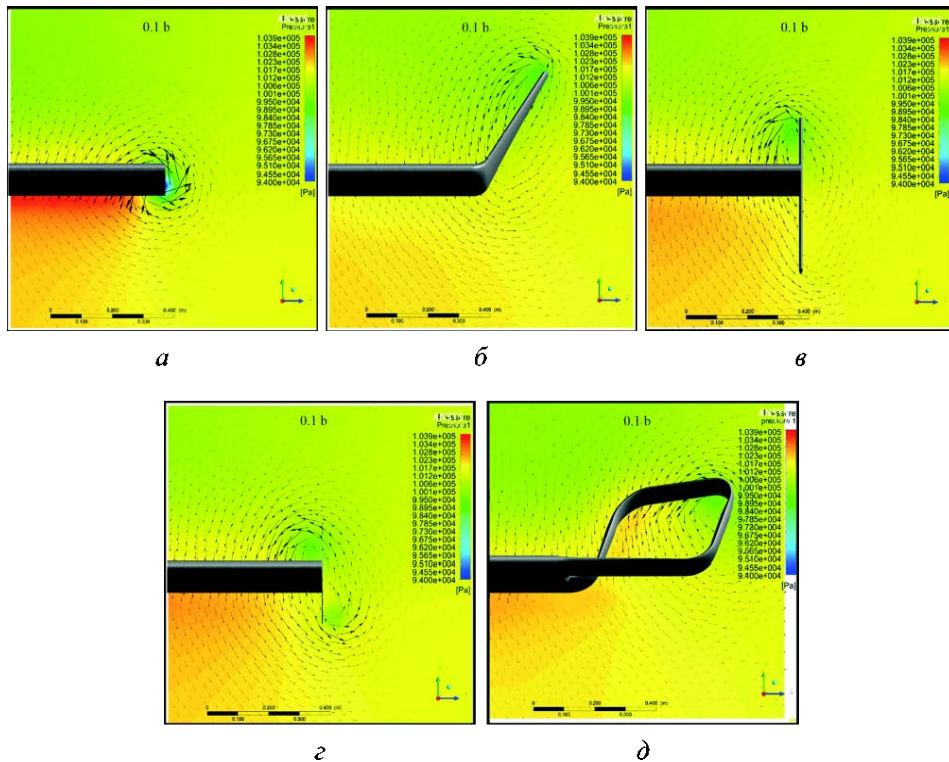


Рис. 3. Поля значений давлений и скоростей в сечении 0,1 хорды позади крыла без законцовок (а), с классическим винглетом (б), с шайбой (крылышком) Уиткомба (в), с концевой шайбой (г), со спиралевидной законцовкой (д)

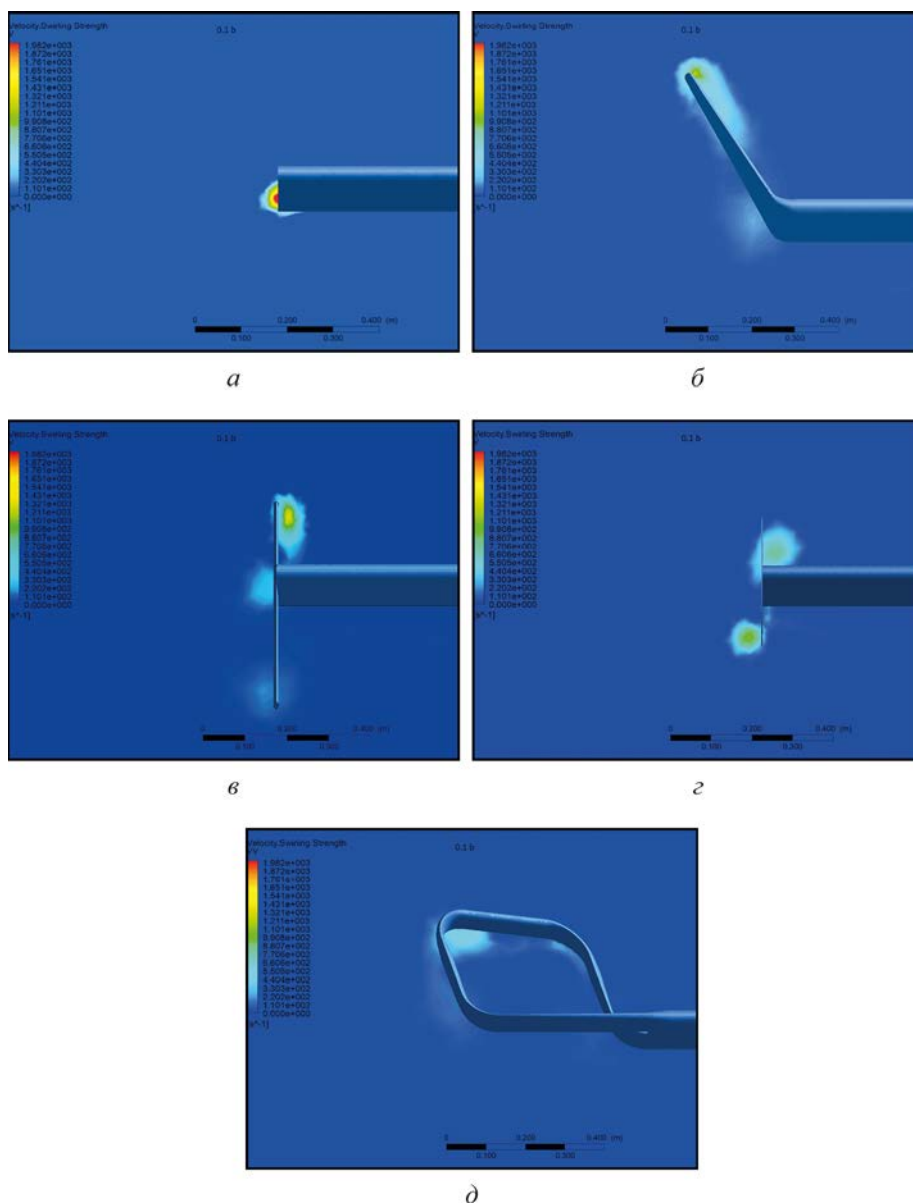


Рис. 4. Сила вихря на конце крыла в сечении 0,1 хорды позади крыла (а–д см. рис. 3)

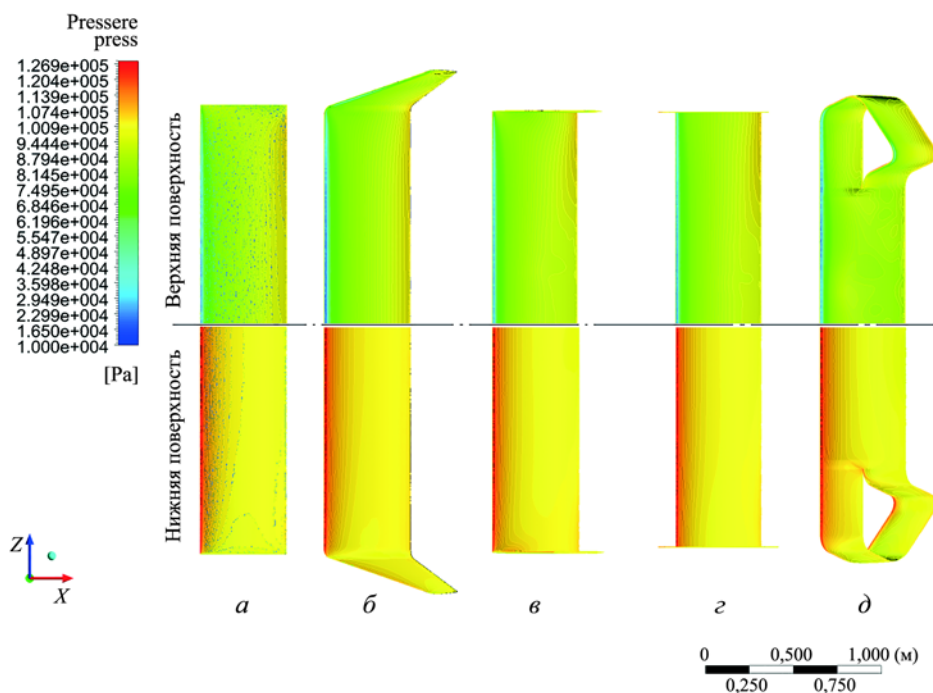


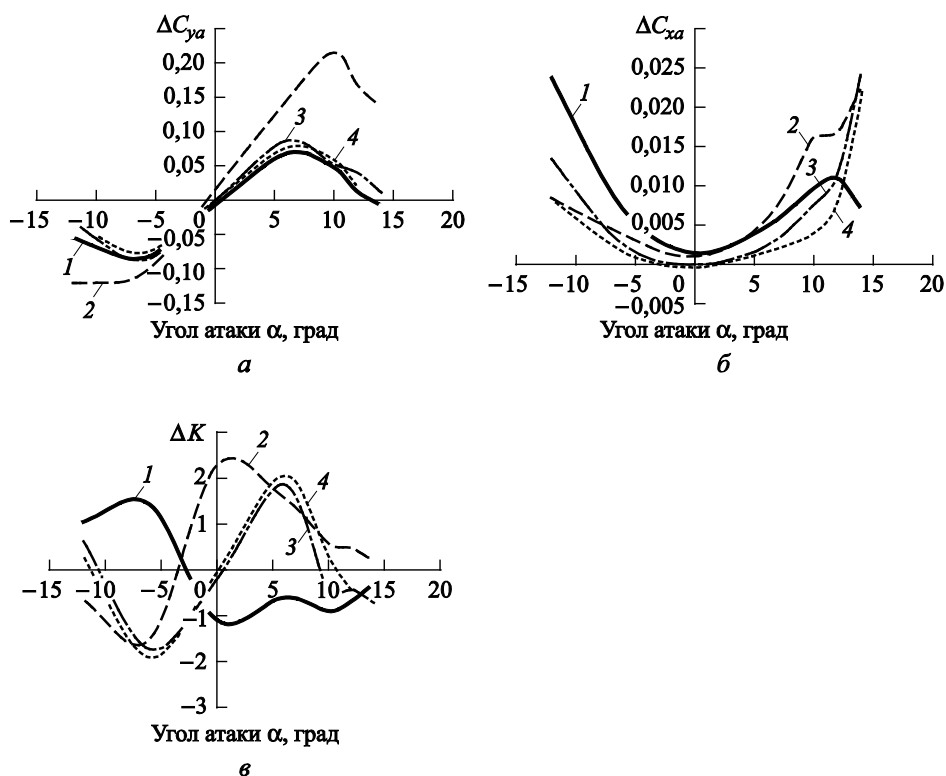
Рис. 5. Поле значений распределения давления на поверхности крыла в плане для исследованных конфигураций (а–д см. рис. 3)

**Анализ.** Для сравнения результатов были определены приращения аэродинамических коэффициентов:

$$\Delta C_{ya} = C_{ya_3} - C_{ya_{кр}}; \Delta C_{xa} = C_{xa_3} - C_{xa_{кр}}; \Delta K = K_3 - K_{кр},$$

где  $C_{ya_3}$ ,  $C_{ya_{кр}}$  — аэродинамические коэффициенты подъемной силы, соответственно, крыла с законцовкой и без нее;  $C_{xa_3}$  и  $C_{xa_{кр}}$  — соответствующие аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления;  $K_3$  и  $K_{кр}$  — аэродинамическое качество крыла с законцовкой и без нее.

При сравнении полученных зависимостей видно, что относительно обычного крыла установка винглетов увеличивает значение аэродинамического коэффициента подъемной силы на рассматриваемых углах атаки. Но вместе с коэффициентом подъемной силы также увеличивается значение и аэродинамического коэффициента лобового сопротивления (рис. 6). Поэтому главным критерием оценки может служить аэродинамическое качество.



**Рис. 6.** Зависимость приращения аэродинамических коэффициентов подъемной силы (а), лобового сопротивления (б) и аэродинамического качества (в) от угла атаки  $\alpha$ :

1 — со спиралевидной законцовкой; 2 — с классическим винглетом; 3 — с шайбой (крылышком) Уиткомба; 4 — с шайбой

Наибольшее значение прироста аэродинамического качества  $\Delta K = 2,29$  наблюдается на угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  при установке на крыло классического винглета, поскольку при нулевом угле атаки крыло с данной законцовкой имеет коэффициент подъемной силы, отличный от нуля, за счет его асимметрии (отклонение винглета от вертикали), что проявляется при сравнении аэродинамического качества крыла с классическим винглетом с аэродинамическим качеством крыла без законцовок. Крыло с данным винглетом имеет прирост  $\Delta K$  на всех рассмотренных углах атаки  $\alpha$ .

Поэтому, учитывая изложенное выше, на угле атаки  $\alpha = 6^\circ$  достигается максимальное значение  $\Delta K = 2,07$  при установке концевой шайбы, спиралевидная законцовка имеет меньший прирост —  $\Delta K = 1,86$  по сравнению с крылом без винглетов.

Следует отметить, что значения аэродинамических характеристик крыла с концевой шайбой очень близки значениям характеристик крыла

с крылышком Уиткомба, несмотря на довольно простую форму исполнения концевой шайбы. Отсюда можно предположить, что важную роль играет угол наклона законцовок относительно плоскости, перпендикулярной крылу. Например, у крылышка Уиткомба и концевой шайбы этот угол составляет  $\theta = 0^\circ$ , а у классического винглета  $\theta = 15^\circ$ .

Спиралевидная законцовка не показала прироста аэродинамического качества. Из поля давлений видно, что задняя горизонтальная часть спирали практически не участвует в создании подъемной силы (см. рис. 5). Первая (концевая) вертикальная часть спирали работает по принципу классического винглета, локализуя вихрь в верхней части. Передняя горизонтальная часть спирали работает как обычное крыло меньшей площади, и на больших углах атаки за ней наблюдается отрывное течение, которое будет оказывать влияние на заднюю горизонтальную часть законцовки. Вторая вертикальная часть спирали практически не участвует в разрушении вихря. Данные факторы обусловили увеличение аэродинамического коэффициента лобового сопротивления и уменьшение аэродинамического качества.

Визуализация вихря на концах исходного крыла без надстроек и крыльев с законцовками хорошо согласуется с полями скоростей и давлений. В частности, в центре вихря на картинах течения наблюдается пониженное давление, а при раскручивании вихря — высокий градиент скорости. Расположение проекции вихря на плоскости картин течения также подтверждают поля давлений с нанесенными на них векторами скорости, особенно это заметно в случае крыла с концевой шайбой и крылышком Уиткомба.

**Заключение.** Смоделированы крылья современных летательных аппаратов с законцовками различных видов, проведены расчеты и последующее сопоставление результатов с расчетами. Определяющим критерием сравнения стало аэродинамическое качество. Соответствие результатов численных расчетов экспериментальным данным при использовании модели турбулентности SST подтвердилось.

Прирост аэродинамического качества наблюдается при установке на крыло классического винглета на всем диапазоне рассматриваемых углов атаки. Наибольший прирост — вблизи угла атаки  $\alpha = 0^\circ$  ( $\Delta K = 2,3$ , или 8 %). В случае установки шайбы и крылышка Уиткомба наблюдается прирост на углах атаки  $\alpha = 0 \dots 6^\circ$  с максимальными значениями  $\Delta K = 2,07$  (11,8 %) и  $\Delta K = 1,86$  (10,6 %) соответственно на  $\alpha = 6^\circ$ . На углах  $\alpha = 10 \dots 14^\circ$  отмечается отрицательное значение  $\Delta K$  на крыле с концевой шайбой и крылышком Уиткомба. Спиралевидная законцовка не показала прироста аэродинамического качества.



При сравнении результатов расчета моделей крылышка Уиткомба, шайбы и законцовок других типов было выдвинуто предположение о том, что важную роль играет угол наклона законцовок относительно плоскости, перпендикулярной крылу (у крылышка Уиткомба и шайбы этот угол равен  $0^\circ$ , а у классического винглета  $\theta = 15^\circ$ ).

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Eickmann K.E. *Assessment of Wingtip Modifications to Increase the Fuel Efficiency of Air Force Aircraft*. Washington, DC, The National Academies Press, 2007.
- [2] Gudmundsson S. *General Aviation Aircraft Design*. Oxford, Butterworth-Heinemann, Publisher, UK, 2013, 1029 p.
- [3] Chambers J.R. *Concept to Reality: Contributions of the NASA Langley Research Center to U.S. Civil Aircraft of the 1990s*. Hampton, Va, NASA SP-2003-4529, 2003, 302 p.
- [4] Dinesh M., Kenny M.V., Venkatesan D.V., Santhosh K.B., Sree R., Sanal K.V. Diagnostic Investigation of Aircraft Performance at Different Winglet Cant Angles. *Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, vol. 8, no. 12, pp. 2050–2059.  
URL: <https://publications.waset.org/10000064/pdf> (дата обращения 20.04.2019).
- [5] Whitcomb R.T. *A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. Hampton, Va, NASA Langley Research Center, 1976, 32 p.
- [6] Mattos de B.S. Considerations about winglet design. *21st Applied Aerodynamics Conference (AIAA 2003-3502)*. Orlando, 2003. URL: <https://ru.scribd.com/document/28234148/Considerations-about-Winglet-Design> (дата обращения 20.04.2019).
- [7] Шевяков В.И. Способы совершенствования воздушных судов в целях сохранения конкурентоспособности на перспективу. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2015, № 212 (2), с. 66–73. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sposoby-sovshenstvovaniya-vozdushnyh-sudov-v-tselyah-sohraneniya-konkurentosposobnosti-na-perspektivu> (дата обращения: 08.05.2019).
- [8] Benito A., Alonso G. *Energy Efficiency in Air Transportation*. Oxford, Butterworth-Heinemann Publ., UK, Elsevier, 2018, 236 p.
- [9] *System Airframe Upgrades*. Airbus Customer Services. URL: <https://www.airbus.com/aircraft/support-services/upgrade-services/system-airframe-upgrades.html> (дата обращения 20.04.2019).
- [10] Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Гржегоржевский А.Н. *Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев*. Москва, Издание БНТ НКАП при ЦАГИ, 1944, 340 с.

Статья поступила в редакцию 24.09.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Москаленко В.О., Цой А.И., Недогарок А.А. Исследование аэродинамических характеристик с законцовками различной формы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-10-1921>

**Москаленко Валерий Осипович** — канд. техн. наук, доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана. Научные интересы: исследование процессов обтекания летательных аппаратов на дозвуковых режимах полета, разработка органов управления и защитных струйных завес. e-mail: 79152356202@yandex.ru

**Цой Андрей Игоревич** — инженер-конструктор ПАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой». Научные интересы: математическое моделирование деталей и сложных узлов при проектировании летательных аппаратов и проведение компьютерного инженерного анализа, математическое моделирование обтекания ЛА на дозвуковых режимах полета, внедрение аддитивных технологий в производство. e-mail: tsoyand95@gmail.com

**Недогарок Антон Александрович** — ассистент кафедры МГТУ им. Н.Э. Баумана. Научные интересы: математическое моделирование и оптимизация параметров движения летательных и космических аппаратов и процессов обтекания, разработка систем управления. e-mail: nk260an@gmail.com

## **The study of aerodynamic characteristics of the wing with tips of different shapes**

© V.O. Moskalenko<sup>1</sup>, A.V. Tsoy<sup>2</sup>, A.A. Nedogarok<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

<sup>2</sup> PJSC Sukhoi Aviation Holding Companies, Moscow, 125284, Russia

*Winglets or wingtips of various types are a common means of improving fuel efficiency of a modern aircraft. Aircraft manufacturers and research teams are actively searching for new types of winglets. The purpose of this work is to compare the efficiency of a number of used and promising end superstructures of different shapes. The paper presents the results of a numerical experiment to assess the effect of the four types of wingtips on the isolated wing aerodynamic characteristics. The increase in aerodynamic quality and the change in the inductive resistance of the wing, as well as the intensity of the end vortices, are compared. Validation of the numerical calculation and analysis of the results are performed. The article can be used as a base material for further research of methods for reducing inductive resistance and improving the efficiency of aircraft of different configurations.*

**Keywords:** wingtip, winglet, Whitcomb winglets, endplate

### REFERENCES

- [1] Eickmann K.E. *Assessment of Wingtip Modifications to Increase the Fuel Efficiency of Air Force Aircraft*. Washington, D.C., The National Academies Press Publ., 2007.
- [2] Gudmundsson S. *General Aviation Aircraft Design*. Oxford, Butterworth-Heinemann, Publisher, UK, 2013, 1029 p.
- [3] Chambers J.R. *Concept to Reality: Contributions of the Langley Research Center to US Civil Aircraft of the 1990s*. Hampton, NASA Langley Research Center Publ., 2003, 302 p.
- [4] Dinesh M., Kenny M.V., Venkatesan D. V., Santhosh K.B., Sree R., Sanal K.V. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, vol. 8, no. 12, pp. 2050–2059. Available at: <https://publications.waset.org/10000064/pdf> (accessed April 20, 2019).
- [5] Whitcomb R.T. *A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. Hampton, NASA Langley Research Center Publ., 1976, 32 p.
- [6] Mattos de B.S. Considerations about winglet design. *Proceedings of the 21st Applied Aerodynamics Conference (AIAA 2003-3502)*. Orlando, 2003. Available at: <https://ru.scribd.com/document/28234148/Considerations-about-Winglet-Design> (accessed April 20, 2019).
- [7] Shevyakov V.I. *Nauchnyy vestnik MGYUGA — Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 212 (2), pp. 66–73. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/sposoby-sovershenstvovaniya-vozdushnyh-sudov-v-tselyah-sohraneniya-konkurentosposobnosti-na-perspektivu> (accessed May 8, 2019).
- [8] Benito A., Alonso G. *Energy Efficiency in Air Transportation*. Oxford, Butterworth-Heinemann Publ., 2018, 236 p.

- [9] *System Airframe Upgrades. Airbus Customer Services*. Available at: <https://www.airbus.com/aircraft/support-services/upgrade-services/system-airframe-upgrades.html> (accessed April 20, 2019).
- [10] Ushakov B.A., Krasilshchikov P.P., Volkov A.K., Grzhegorzhevsky A.N. *Atlas aerodinamicheskikh kharakteristik profiley krylyev* [Atlas of aerodynamic characteristics of wing profiles]. Moscow, BNT NKAP under TsAGI Publ., 1944, 340 p.

**Moskalenko V.O.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: investigation of aircraft flow processes in subsonic flight modes, development of controls and protective jet curtains.  
e-mail: 79152356202@yandex.ru

**Tsoy A.V.**, design engineer, PJSC Sukhoi Aviation holding Company, Sukhoi design Bureau. Research interests: mathematical modeling of parts and complex components in designing aircraft and computer engineering analysis, mathematical modeling of the flow of aircraft in subsonic flight modes, the introduction of additive technologies in production.  
e-mail: tsoyand95@gmail.com

**Nedogarok A.A.**, Assist. Lecturer, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: mathematical modeling and optimization of aircraft and spacecraft motion parameters and flow processes, development of control systems.  
e-mail: nk260an@gmail.com