

ВЛИЯНИЕ СТРУЙНЫХ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА С ПРЕДКРЫЛКОМ

Брутян М.А.* , Потапчик А.В.** , Раздобарин А.М.*** , Слитинская А.Ю.****

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия

* e-mail: m_brut@mail.ru

** e-mail: a.v.potapchik@yandex.ru

*** e-mail: razdobarinam@mail.ru

**** e-mail: flinas@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 24.01.2019

Экспериментально и численно изучается предложенный авторами новый способ управления обтеканием крыла с отклоненным предкрылком, состоящий в выдуве струй, создаваемых путем пассивного управления – перепуска воздуха с нижней на верхнюю поверхность носовой части крыла. Данный способ формирования струйных вихрегенераторов реализован в аэродинамическом эксперименте на модели современного магистрального самолета с выпущенной механизацией. Проведены расчетные исследования влияния струйных вихрегенераторов на характер обтекания крыла во взлетно-посадочной конфигурации. Показано, что использование пассивного управления дает увеличение коэффициента максимальной подъемной силы крыла и самолета в целом.

Ключевые слова: управление обтеканием крыла, струйные вихрегенераторы, расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик.

Введение

Безопасность полета пассажирских и транспортных самолетов в значительной степени зависит от скорости полета на режиме посадки, которая обусловлена значением коэффициента максимальной подъемной силы $C_{ya \max}$ крыла при посадочном положении предкрылков и закрылков [1]. Одним из основных направлений исследований повышения коэффициента $C_{ya \max}$ самолета являются работы, связанные с «затягиванием» на большие углы атаки отрывного характера обтекания крыла [2–9].

Проведенные в ЦАГИ весовые испытания модели магистрального самолета современной схемы с двумя близко расположенными подкрыльевыми мотогондолами большой степени двухконтурности при посадочном положении предкрылков и закрылков показали, что максимум коэффициента подъемной силы $C_{ya \max} = 2,9$ достигается при угле атаки $\alpha = \alpha_{C_{ya \max}} = 17,4$ (рис. 1).

Одновременно с этим исследования по визуализации обтекания модели крыла с мотогондолой, проведенные с помощью флюоресцирующих

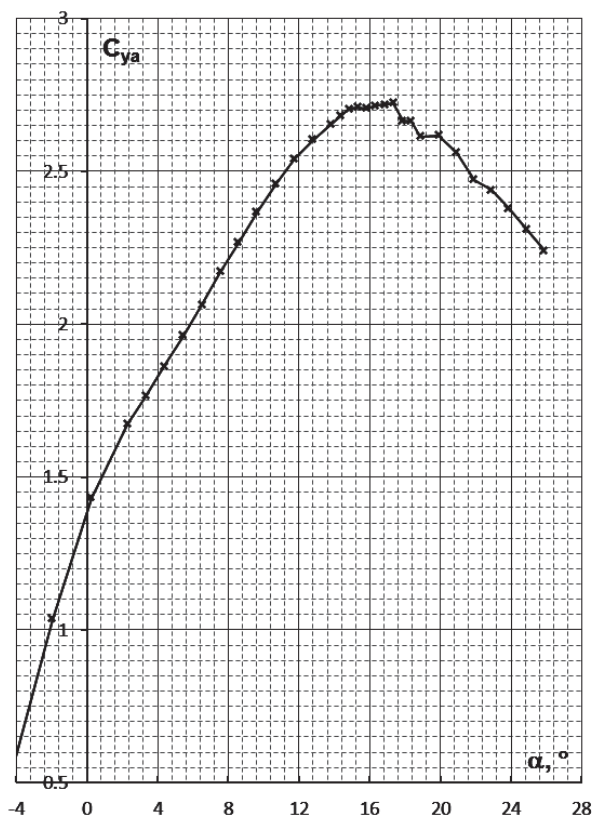


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α

мини-шелковинок, показали, что при отклоненном положении предкрылка при $\alpha > \alpha_{C_{ya \max}}$ на верхней поверхности корневой части крыла развивается отрыв потока, приводящий к уменьшению подъемной силы (рис. 2, а, б). Вопросу аэродинамического согласования крыла с мотогондолой посвящена работа [10].

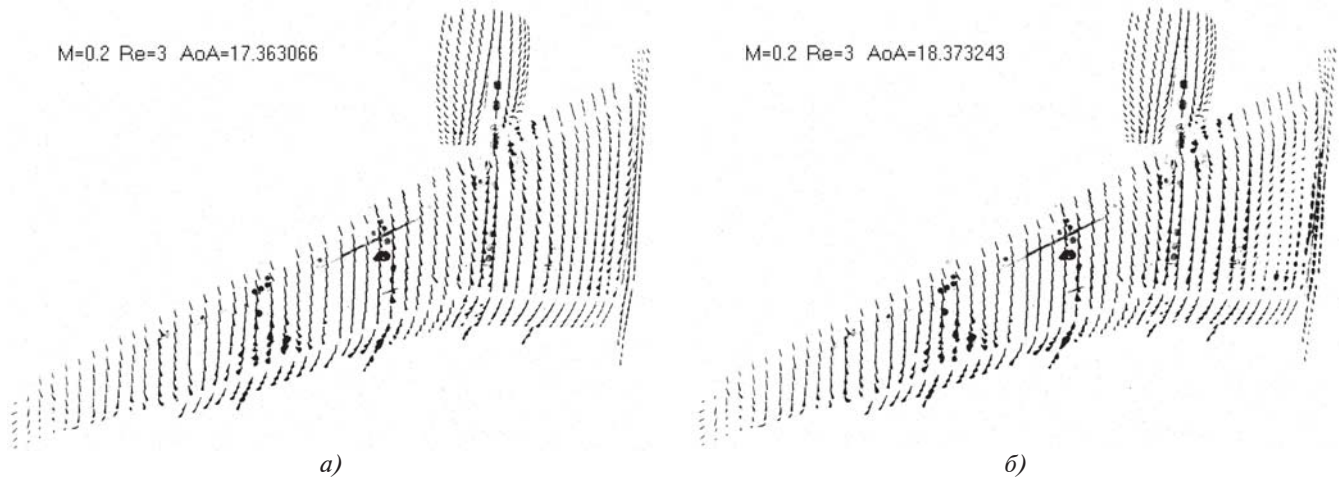


Рис. 2. Обтекание верхней поверхности крыла: а — на режиме $\alpha = \alpha_{C_{ya \max}}$; б — на режиме $\alpha > \alpha_{C_{ya \max}}$

Для увеличения коэффициента максимальной подъемной силы крыла самолета при неизменной геометрии целесообразно использовать концепцию управления течением [11]. Другими словами, необходимо найти способ управления обтеканием крыла, пассивного или активного, помогающий решить поставленную задачу, а именно способ задержки возникновения и развития отрыва потока на верхней поверхности корневой части крыла при выдвинутом в посадочное положение предкрылке. Анализ различных способов управления отрывом потока при дозвуковых скоростях показал, что приемлемым для практического применения может быть разработанный и исследованный в НИО-2 ЦАГИ способ, основанный на создании вихревых жгутов (вихрегенераторов) путем выдува струй воздуха из обтекаемой поверхности.

Возможности использования различных вихрегенераторов в задачах местной аэродинамики хорошо известны. Например, на околозвуковых скоростях вопросы их применения для управления течением с целью ослабления явления бафтинга обсуждаются в работе [12] и монографии [13]. Проведенные в [12, 13] исследования показали, что создание вихревых жгутов путем выдува струй воздуха из обтекаемой поверхности эффективно препятствует возникновению и развитию отрыва потока даже при значительных положительных градиентах давления, имеющих место при взаимо-

действии скачка уплотнения с пограничным слоем на околозвуковых скоростях. Также было установлено, что эффективно воздействующие на обтекание вихревые жгуты могут быть созданы путем пассивного управления — перепуска воздуха из зон торможения потока в зоны разрежения на поверхности обтекаемого тела.

В настоящей работе проведены экспериментальные и расчетные исследования эффективности указанного выше способа управления с целью изучения возможности задержки возникновения и развития отрыва потока на верхней поверхности корневой части крыла самолета при малых дозвуковых скоростях на режимах посадки. Для создания вихревых жгутов на носовом участке верхней поверхности основной части крыла, который открывается при выдвигании корневой секции предкрылка, выполняется ряд наклонных (по потоку и вдоль размаха крыла) отверстий, через которые осуществляется выдув воздушных струй (рис. 3).

Заметим, что конструктивно выдув струй может быть организован не только путем перепуска с нижней поверхности основной части крыла (пассивный способ управления), но и с помощью имеющейся на борту самолета двигательной либо специальной установки (активный способ управления).

Экспериментальные исследования пассивного способа управления обтеканием крыла с предкрылком

Экспериментальные исследования нового способа управления обтеканием крыла со струйным предкрылком проводились в АДТГ-106, оборудованной аэродинамическими весами, на модели

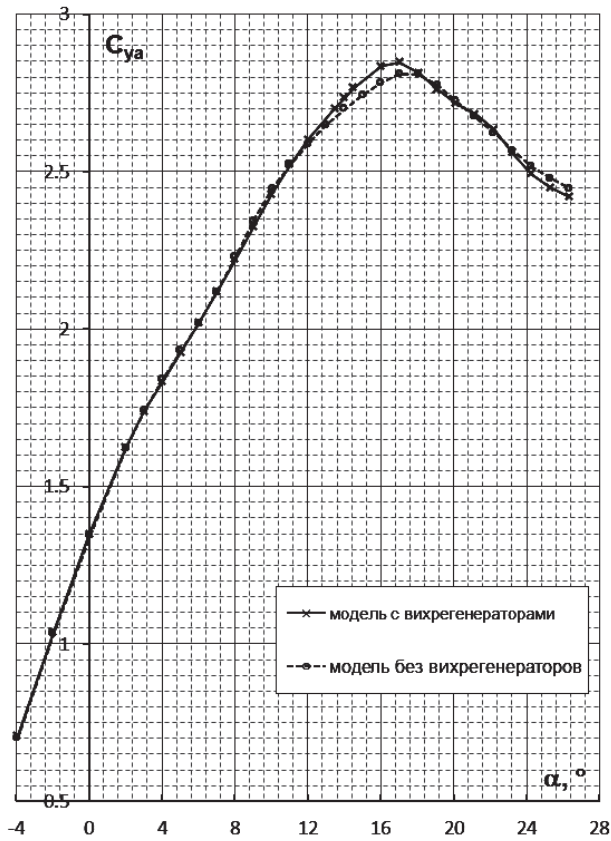


Рис. 5. Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для исходной и модифицированной модели

Из представленного на рис. 5 сравнения видно, что использование струйных вихрегенераторов в корневой части крыла при выдвинутом положении предкрылка, на углах атаки $\alpha > 11^\circ$ приводит к увеличению коэффициента максимальной подъемной силы примерно на $\Delta C_{ya \max} \approx 0,04$.

Численное исследование обтекания модели самолета с выдувом струй на верхнюю поверхность крыла

Численные расчеты проводились с целью сравнения с экспериментом и расширения диапазона исследуемых параметров [14–18]. Использовался известный пакет программ ANSYS CFX, основанный на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса для сжимаемого совершенного газа с двухпараметрической SST моделью турбулентности. Течение считалось турбулентным начиная с передней кромки. Поверхность модели предполагалась адиабатической; зависимость вязкости от температуры определялась по закону Сазерленда с константой $C = 110,4$ К.

Для проведения расчетов обтекания компоненты магистрального самолета (крыло+фюзеляж+мотогондола большой степени двухконтурности) использовалась многоблочная структурированная сетка, любезно предоставленная одним из авторов работы [19], состоящая из 40 млн элементов. Выдув струй осуществлялся из 19 щелей прямоугольной формы, для чего в исходную расчетную сетку был добавлен блок, примыкающий к носовой части крыла и разделенный в соответствии с положением щелей для выдува (рис. 6). В результате такого перестроения блочной структуры количество узлов расчетной сетки, использованное для моделирования обтекания со струями, возросло примерно до 68 млн узлов.

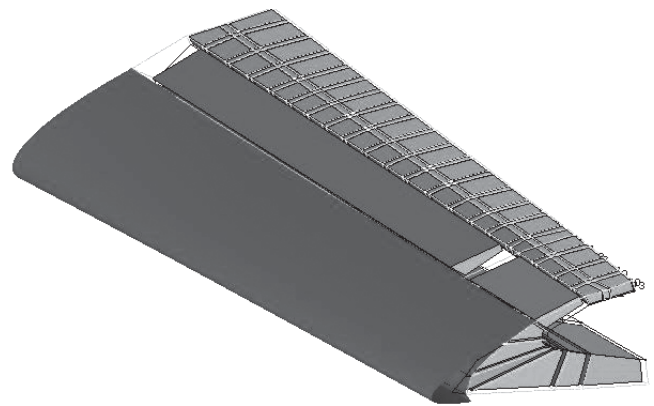


Рис. 6. Блочная структура расчетной области для моделирования выдува струй

При формировании расчетной сетки в области пограничного слоя высота первой ячейки сетки вблизи поверхности крыла выбиралась такой, чтобы при численном моделировании адекватно описывалось течение в вязком подслое турбулентного пограничного слоя. В случае использования модели турбулентности SST необходимо, чтобы величина параметра y^+ в первой ячейке не превышала значения 5 [20]; во всех проведенных в настоящей работе расчетах данный параметр не превышал значения 2.

Расчетные параметры течения выбирались в соответствии с условиями обтекания модели в АДТ при критическом угле атаки $\alpha = 17^\circ$: скорость набегающего потока $V = 50$ м/с ($M_\infty = 0,15$), число $Re = 3 \cdot 10^6$. Скорость истечения струй, выдуваемых из щелей, расположенных в корневой части крыла, $V = 50$ м/с. Струи выдувались под углом 30° к направлению набегающего потока и под углом 22° в направлении размаха крыла (рис. 7). Компоненты вектора скорости выдува: $V_x = 40$ м/с, $V_y = 25$ м/с и $V_z = -15$ м/с.

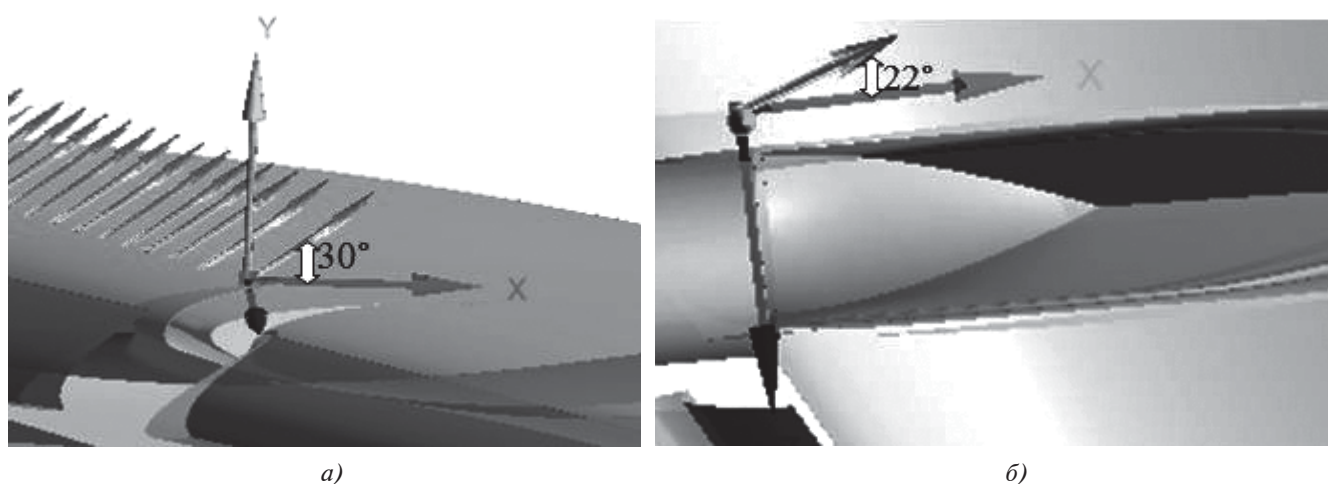


Рис. 7. Направление вектора скорости выдува струй: *a* — по направлению набегающего потока; *б* — в направлении размаха крыла

На рис. 8 для примера показана полученная в одном из расчетов форма линий тока, исходящих из мест расположения щели для выдува струй. Видно, что струя, взаимодействуя с внешним потоком, имеет тенденцию к сворачиванию. Наиболее заметен этот эффект в корневых сечениях крыла. Взаимодействуя с внешним потоком, струя ослабляет поперечное (вторичное) течение вдоль размаха крыла, тем самым благоприятно влияя на аэродинамические характеристики крыла и самолета в целом. Анализ положения предельных линий тока также показывает, что на угле атаки $\alpha = 17^\circ$ в корневой части крыла наблюдается отрыв потока, который при управлении обтеканием с помощью выдува струй практически исчезает. В расчетах, как и в эксперименте, наблюдается увеличение значения коэффициента макси-

мальной подъемной силы за счет выдува струй. При обтекании на критическом угле атаки $\alpha = 17^\circ$ расчетное приращение $\Delta C_{ya \max} \approx 0,02$.

Выводы

Проведены экспериментальные и расчетные исследования возможности увеличения коэффициента максимальной подъемной силы крыла современного магистрального самолета с выпущенной механизацией. Предложена модификация носового участка корневой части крыла в области предкрылка, заключающаяся в организации пассивного либо активного выдува струй воздуха перед зоной возникновения отрыва потока в корневой части крыла. Проведенные исследования пассивного способа создания струй путем пере-



Рис. 8. Картина линий тока в корневой части крыла при выдуве струй на верхнюю поверхность

пуска воздуха с нижней на верхнюю поверхность крыла при числах $Re = 3,2 \cdot 10^6$ и $M_\infty = 0,15$ показали возможность увеличения коэффициента максимальной подъемной силы $\Delta C_{y_{\max}}$ примерно на 0.04.

Библиографический список

1. *Арджоманди М.* Влияние требований к длине взлетно-посадочной полосы на выбор типа механизации магистральных самолетов // Вестник Московского авиационного института. 1999. Т. 6. № 1. С. 16-23.
2. *Obert E.* Aerodynamic Design of Transport Aircraft. — Delft University of Technology. IOS Press, 2009. — 656 p.
3. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов: Учебник. — Москва-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ — Авиа-Издательство КНР, 1995. — 772 с.
4. *Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н.* К вопросу об эффективности поворотных законцовок в качестве элементов механизации крыла // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 21-31.
5. *Баринов В.А., Губанова М.А., Михайлов Ю.С., Судаков В.Г., Янин В.В.* Взлётно-посадочная механизация крыла RRJ-95 и направления её дальнейшего совершенствования // Аэродинамика летательных аппаратов: Сб. трудов XVIII школы-семинара (Жуковский, Моск. обл., 01-02 марта 2007). — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 20.
6. *Брагин Н.Н., Губанова М.А., Хозяинова Г.В.* Экспериментальные исследования эффективности взлетно-посадочной механизации на модели пассажирского самолета со сверхкритическим крылом большого удлинения // XXI Научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 25–26 февраля 2010): Сб. тезисов докладов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2010. С. 35-36.
7. *Губский В.В.* Применение адаптивной механизации крыла на легком транспортном самолете // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41737>
8. *Brunet V., Dandois J., Verbeke C.* Recent Onera Flow Control Research on High-Lift Configurations // Journal Aerospace Lab. 2013. Issue 6, <http://www.aerospacelab-journal.org/al6/recent-onera-flow-control-research-on-high-lift-configurations>
9. *Imamura T., Enomoto S., Yokokawa Y., Yamamoto K.* Three-Dimensional Unsteady Flow Computations Around a Conventional Slat of High-Lift Devices // AIAA Journal. 2008. Vol. 46. No. 5, pp. 1045–1053.
10. *Скоморохов С.И., Теперин Л.Л.* Об аэродинамическом согласовании крыла и мотогондолы // Ученые записки ЦАГИ. 1990. Т. XXI. № 1. С. 82–88.
11. *Брутян М.А.* Задачи управления течением жидкости и газа: Монография. — М.: Наука, 2015. — 271 с.
12. *Brutyay M.A., Petrov A.V., Potapchik A.V.* New method of transonic buffet decreasing on supercritical airfoil / / 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2016 (Daejeon, Korea, 25–30 September 2016), https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/preview/2016_0127.htm
13. *Брутян М.А.* Основы транзвуковой аэродинамики: Учебное пособие. — М.: Наука, 2017. — 176 с.
14. *Yokokawa Y., Murayama M., Ito T., Yamamoto K.* Experimental and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model // 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (San Francisco, California, 5-8 June 2006). AIAA 2006-3452. DOI: 10.2514/6.2006-3452
15. *Imamura T., Ura H., Yokokawa Y., Tanaka K., Hirai T., Yamamoto K.* Overview of the numerical simulations of a high-lift-device noise measurement model // 26th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS). 2008, 10 p.
16. *Павленко О.В., Пигусов Е.А.* Валидация численных исследований отсека крыла со струйной механизацией // Модели и методы аэродинамики (Евпатория, 04-11 июня 2018): Сб. тезисов докладов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 113-114.
17. *Terracol M., Manoha E., Lemoine B.* Investigation of the unsteady flow and noise sources generation in a slat cove: hybrid zonal RANS/LES simulation and dedicated experiment // 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference (27-30 June 2011, Honolulu, Hawaii, USA). AIAA 2011-3203, 25 p. DOI: 10.2514/6.2011-3203
18. *Курилов В.Б., Сахарова А.И., Скоморохов С.И., Чернавских Ю.Н., Матросов А.А., Подобедов В.А.* Расчетные исследования обтекания и аэродинамических характеристик магистрального самолета на начальном этапе взлета // XXIX Научно-техническая конференция по аэродинамике (д. Богданиха, 01-02 марта 2018): Сб. тезисов докладов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 147.
19. *Воеводин А.В., Судаков В.Г., Губанова М.А.* Расчетные исследования взлетно-посадочной механизации модели магистрального самолёта // XXIV Научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 28 февраля-01 марта 2013): Сб. тезисов докладов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 96-97.
20. *Вышинский В.В., Судаков Г.Г.* Применение численных методов в задачах аэродинамического проектирования // Труды ЦАГИ. Вып. 2673. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. — 22 с.

JET-TYPE VORTEX GENERATORS IMPACT ON TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF A WING WITH SLATS

Brutyan M.A.* , Potapchik A.V.** , Razdobarin A.M.*** , Slitinskaya A.Yu.****

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: m_brut@mail.ru

** e-mail: a.v.potapchik@yandex.ru

*** e-mail: razdobarinam@mail.ru

**** e-mail: flinas@yandex.ru

Abstract

To increase maximum lifting force coefficient of the aircraft wing with fixed geometry, it is reasonable to use the flow control concept. For this purpose, the new way of flow control about a wing with deflected slat, suggested by authors, is being studied experimentally and numerically. A number of slanting holes (along the flow and longwise a wingspan), through which the air jets are blown-out, is made to create vortex cores at the nose section of the upper surface of the wing's main part, which opens while the slat root section moving-out. The pilot experimental studies of the new method of the wing with slat flow-around at the take-off and landing modes were performed on a model of a modern long-range aircraft with mechanized wing with moving-out slats and flaps.

The slats are made along the wingspan with a gap along the motor-nacelle pylon. The aircraft model testing while the landing state of the high-lift device with jet-type vortex generators and without them were performed with ADT T-106 TsAGI, equipped with aerodynamic scales. Slats and flaps were in landing state; with corresponding deviation angles of $\delta_{sl} = 24^\circ$ and $\delta_{fl} = 36^\circ$. Weight measurements of aerodynamic characteristics were performed at the Mach number of the incident flow $M_\infty = 0.15$. It corresponds to the Reynolds number value of $Re = 3.1 \cdot 10^6$ at the pressure pumping up to 5 atm in the working section of the tube. The angle of attack was being changed from 4 to 26° .

Numerical simulations of jet-type vortex generators impact on the wing flow-around pattern in a take-off and landing configuration were performed. Numerical calculations were performed to compare the experiment and the expanded range of the studied parameters. The well-known ANSYS CFX software based on the numerical solution of averaged Navier–Stokes equations for the compressible perfect gas with two-parameter SST turbulence model was used. The

flow was considered turbulent starting from leading edge. The surface of the model was assumed adiabatic; the viscosity-temperature relation was determined by Sutherland's law with the constant $C = 110.4$ K. The number of computational nodes used for the flow-around modelling with streams increased approximately up to 68 million.

The performed studies of passive technique for streams forming by the air blow-by from low the wing underside to its upside at the numbers of $Re = 3.2 \cdot 10^6$ and $M_\infty = 0.15$ revealed the possibility of the maximum lifting force coefficient increase.

Keywords: flow-around control, jet-type vortex generators, numerical and experimental studies of aerodynamic characteristics.

References

1. Ardzhomandi M. *Aerospace MAI Journal*, 1999, vol. 6, no. 1, pp. 16-23.
2. Obert E. *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*, Delft University of Technology, IOS Press, 2009, 656 p.
3. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of the long-range aircraft), Moscow - Pekin, Izdatel'skii otdel TsAGI - Avia-Izdatel'stvo KNR, 1995, 772 p.
4. Tyutyunnikov N. P., Shklyarchuk F. N. On effectiveness of turn winglets using in the capacity of wing mechanization elements. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 21-31.
5. Barinov V.A., Gubanova M.A., Mikhailov Yu.S., Sudakov V.G., Yanin V.V. *Materialy XVIII shkoly-seminara "Aerodinamika letatel'nykh apparatov". Sbornik trudov (Zhukovskii, Moskovskaya oblast', 01-02 March 2007)*, Moscow, TsAGI, 2007, p. 20.
6. Bragin N.N., Gubanova M.A., Khozyainova G.V. *Materialy XXI Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (p. Volodarskogo, 25–26 February 2010)*. *Sbornik trudov*, Moscow, TsAGI, 2010, pp. 35-36.
7. Gubskii V.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 68. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41737>

8. Brunet V., Dandois J., Verbeke C. Recent Onera Flow Control Research on High-Lift Configurations. *Journal Aerospace Lab*, 2013, issue 6, <http://www.aerospacelab-journal.org/al6/recent-onera-flow-control-research-on-high-lift-configurations>
9. Imamura T., Enomoto S., Yokokawa Y., Yamamoto K. Three-Dimensional Unsteady Flow Computations Around a Conventional Slat of High-Lift Devices. *AIAA Journal*, 2008, vol. 46, no. 5, pp. 1045–1053.
10. Skomorokhov S.I., Teperin L.L. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1990, vol. XXI, no. 1, pp. 82–88.
11. Brutyan M.A. *Zadachi upravleniya techeniem zhidkosti i gaza* (Problems of fluid and gas flow control), Moscow, Nauka, 2015, 271 p.
12. Brutyan M.A., Petrov A.V., Potapchik A.V. New method of transonic buffet decreasing on supercritical airfoil. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2016 (Daejeon, Korea, 25–30 September 2016)*, https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/preview/2016_0127.htm
13. Brutyan M.A. *Osnovy transzvukovoi aerodinamiki* (Transonic aerodynamics fundamentals), Moscow, Nauka, 2017, 176 p.
14. Yokokawa Y., Murayama M., Ito T., Yamamoto K. Experimental and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model. *25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (San Francisco, California, 5-8 June 2006)*. AIAA 2006-3452. DOI: 10.2514/6.2006-3452
15. Imamura T., Ura H., Yokokawa Y., Tanaka K., Hirai T., Yamamoto K. Overview of the numerical simulations of a high-lift-device noise measurement model. *26th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. 2008, 10 p.
16. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. *Modeli i metody aerodinamiki (04-11 June 2018)*. *Sbornik trudov*, Moscow, TsAGI, 2018, pp. 113-114.
17. Terracol M., Manoha E., Lemoine B. Investigation of the unsteady flow and noise sources generation in a slat cove: hybrid zonal RANS/LES simulation and dedicated experiment. *20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference (27-30 June 2011, Honolulu, Hawaii, USA)*. AIAA 2011-3203, 25 p. DOI: 10.2514/6.2011-3203
18. Kurilov V.B., Sakharova A.I., Skomorokhov S.I., Chernavskikh Yu.N., Matrosov A.A., Podobedov V.A. *XXIX Nauchno-tehnicheskaya konferentsiya po aerodinamike (d. Bogdanikha, 01-02 March 2018)*, Moscow, TsAGI, 2018, p. 147.
19. Voevodin A.V., Sudakov V.G., Gubanova M.A. *XXIV Nauchno-tehnicheskaya konferentsiya po aerodinamike (p. Volodarskogo, 28 February –01 March 2013)*, Moscow, TsAGI, 2013, pp. 96-97.
20. Vyshinskii V.V., Sudakov G.G. *Trudy TsAGI*, issue 2673, Moscow, TsAGI, 2007, 22 p.