

Научная статья
УДК 532.5.032:533.69
DOI: 10.34759/vst-2023-2-17-23

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО УВЕЛИЧЕНИЮ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ ЛАМИНАРНОГО КРЫЛА СО ЩИТКОМ КРЮГЕРА

Владимир Борисович Курилов

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия
jkl125@mail.ru

Аннотация. С целью улучшения обтекания и повышения несущих свойств компоновки проведена серия испытаний механизированной полумодели перспективного регионального самолета с ламинарным крылом и расположением двигателей на верхней поверхности задней части крыла. Исследовалась эффективность вихренегератора на фюзеляже и корневых вставок щитка Крюгера для уменьшения отрыва потока в корневой области крыла и повышения несущих свойств компоновки на взлетно-посадочных режимах. Показано, что применение этих устройств значительно улучшает взлетно-посадочные характеристики самолета. Наиболее эффективная корневая вставка щитка Крюгера уменьшает сопротивление и увеличивает $C_{y_{max}}$ компоновки на $\Delta C_{y_{max}} = 0,21$. Приведены рекомендации по использованию данных устройств для улучшения обтекания крыла.

Ключевые слова: самолет с ламинарным крылом, щиток Крюгера, вставка щитка Крюгера, вихренегератор, отрыв в корневой области крыла

Для цитирования: Курилов В.Б. Исследования по увеличению несущих свойств ламинарного крыла со щитком Крюгера // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 17-23. DOI: 10.34759/vst-2023-2-17-23

Original article

STUDIES ON INCREASING THE AERODYNAMIC LIFT PERFORMANCE OF A LAMINAR WING WITH A KRUGER FLAP

Vladimir B. Kurilov

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia
jkl125@mail.ru

Abstract

Airframe elements laminarization is considered to be one of the further aviation development paths. Airframe elements laminar flow can be provided passively (by Natural Flow Laminarization, NFL), as well as by means of boundary layer suction through the perforated aircraft skin. The NFL utilization proves to be rational as small regional aviation regards. A regional aircraft with its wing to be laminar and its engines to be arranged over the upper surface of the wing trailing edge is one of the most promising layouts for the NFL positive effects to be realized and for the engine noise to be shielded by airframe elements. This paper presents experimental studies which were conducted on a laminar wing supplied with Krueger flap and for the wing lift performance to be improved.

The large-scale semi-span model of a regional aircraft with a small-swept wing in landing configuration was tested in TsAGI T 128 windtunnel in the wide range of the Reynolds number. The Krueger flap had eight different root inserts which covered a gap between the flap root and the fuselage; and the fuselage had one vortex generator.

The test results revealed that the root inserts & vortex generator application leads to flow separation diminishing in the wing root region, flow pattern improving and the layout lift performance increasing. The root inserts proved to be more efficient than the vortex generator, and the most effective of the former ones significantly augmented the magnitude of stalling incidence, reduced C_D and increased the maximum lift of the layout by $\Delta C_{L_{max}} = 0.21$. With this Krueger flap root insert being applied to the layout configuration the resulting lift magnitude ($\Delta C_{L_{max}} = 2.78$) proved to be not worse than

the ones achieved on layouts with a common slat, though a Krueger flap used as high-lift device for wing leading edge is characterized by its lower efficiency.

Keywords: laminar wing aircraft, Krueger flap, Krueger flap insert, vortex generator, separation in the wing root region

For citation: Kurilov V.B. Studies on Increasing the Aerodynamic Performance of a Laminar Wing with a Krueger Flap. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 17–23. DOI: 10.34759/vst-2023-2-17-23

Введение

Одним из путей дальнейшего развития самолетов классической схемы во всем мире считается ламинаризация элементов планера [1–5]. В ЦАГИ также длительное время исследуются различные аспекты ламинаризации крыла и оперения [6–10].

Для небольших региональных самолетов наиболее целесообразным представляется применение естественной ламинаризации обтекания (ЕЛО). Одной из наиболее перспективных компоновок [11], реализующих положительные эффекты ЕЛО, а также экранирование шума двигателей элементами планера, является компоновка перспективного регионального самолета с ламинарным крылом и расположением двигателей на верхней поверхности над задней кромкой [12, 13]. Такое решение позволяет убрать ограничение на размерность двигателя, укоротить стойки шасси, экранировать шум вентилятора – основной источник шума современного двигателя большой степени двухконтурности, а также снимает вопрос о засасывании в двигатель мусора с взлетно-посадочной полосы (ВПП). К недостаткам такой схемы можно отнести неудобство обслуживания двигателя, увеличение размеров пилона, возможность попадания в двигатель оторвавшегося с верхней поверхности крыла потока при выходе на большие углы атаки, а также негативное (по сравнению с нижним расположением) влияние гондолы на обтекание верхней поверхности крыла. В данной компоновке влияние последних двух факторов сведено к минимуму благодаря расположению мотогондолы над задней кромкой и достаточно большой высоте над верхней поверхностью крыла.

Однако концепция ЕЛО предъявляет особые требования к механизации передней кромки крыла. Предкрылок, основной и наиболее эффективный элемент механизации передней кромки крыла большинства современных пассажирских самолетов [14–18], не может быть применен из-за уступа за его задней кромкой, который сведет на нет все усилия по ламинаризации. По этой причине в качестве элемента механизации передней кромки ламинарных крыльев чаще всего рассматривается щиток Крюгера. Такое решение позволяет обеспечить ламинаризацию верхней поверхности крыла, избежав технологических неровностей.

В АДТ Т-128 ЦАГИ был проведен большой объем исследований на крупномасштабной (полуразмах крыла $L_{кр} = 2.236$ м, средняя аэродинамическая хорда $b_A = 0.4356$ м) полумодели регионального самолета с крылом малой стреловидности (рис. 1), обеспечивающим ЕЛО. Однако взлетно-посадочные характеристики компоновки оказались недостаточными. Щиток Крюгера, используемый в качестве элемента механизации передней кромки, хоть и затянул критический угол атаки, не дал ожидавшегося прироста $C_{у\max}$.

При прошедших в 2020 году испытаниях данной полумодели была выявлена вероятная причина неэффективности щитка Крюгера [19]. Несмотря на то, что ниша щитка Крюгера практически упирается в обтекатель шасси, из-за стреловидной оси поворота в развернутом положении щиток оставляет треугольную область между собой и фюзеляжем (рис. 2), в связи с чем в корневой части крыла формируется сильный отрыв, значительно снижающий несущие свойства.



Рис. 1. Аэродинамическая полумодель регионального самолета с ламинарным крылом и щитками Крюгера в АДТ Т-128



Рис. 2. Прикорневая область крыла при отклоненном щитке Крюгера

На рис. 3 и 4 приведены фотографии испытаний полумодели с визуализацией обтекания мини-шелковинками при различных углах атаки. Хорошо просматривается развивающийся отрыв в корне крыла, вызванный треугольным зазором между торцом щитка и фюзеляжем.

С целью определения наилучшего варианта ликвидации данного отрыва потока были проведены расчетные исследования [20], которые показали, что наиболее перспективным вариантом доработки механизации передней кромки является использование так называемых корневых вставок щитка Крюгера. Применение корневых вставок ликвидирует отрыв в корневой части крыла (рис. 5) и заметно повышает несущие свойства компоновки. Синим цветом на

рисунке выделена область возвратного течения (характеризуется отрицательной продольной скоростью).

1. Описание доработок полумодели

С целью экспериментального подтверждения полученных результатов расчетов были спроектированы и изготовлены восемь различных вариантов корневых вставок базового щитка Крюгера (рис. 6):

- 1) вставка, полностью закрывающая треугольный зазор между торцом щитка и фюзеляжем, обозначение «без щели»;
- 2) вставка, оставляющая технологический зазор в 4 мм между торцом щитка и фюзеляжем, обозначение «полная»;

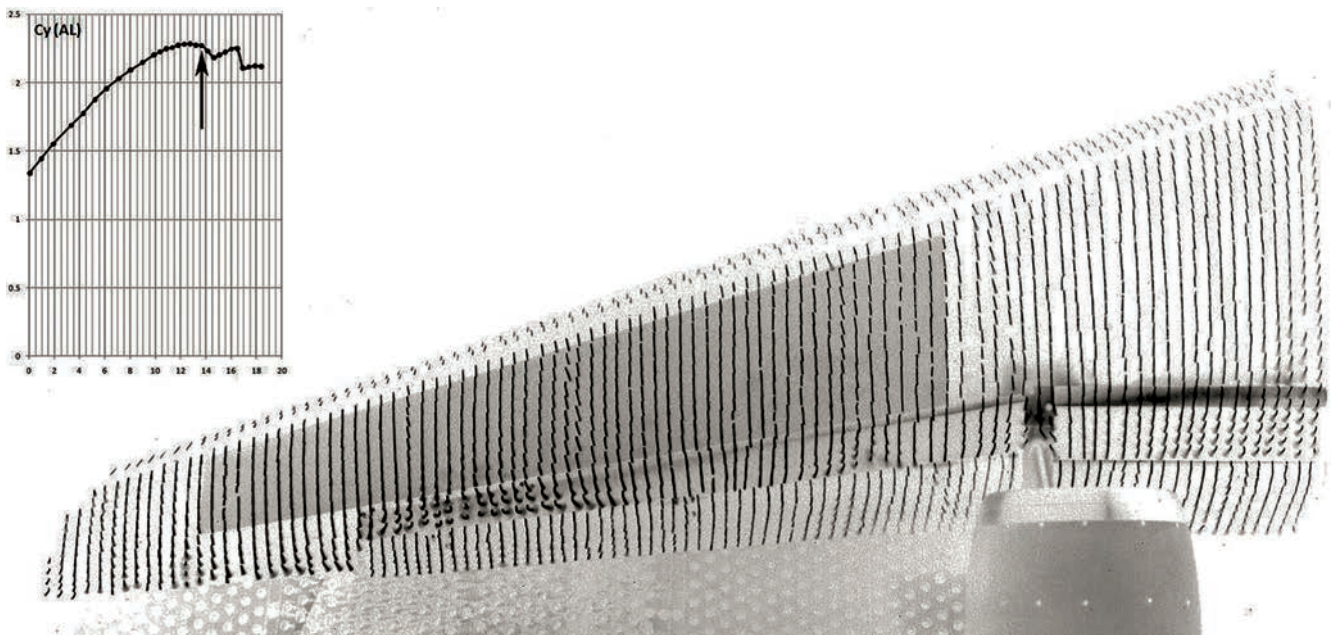


Рис. 3. Зарождение отрыва в корне крыла, $\alpha = 13,67^\circ$

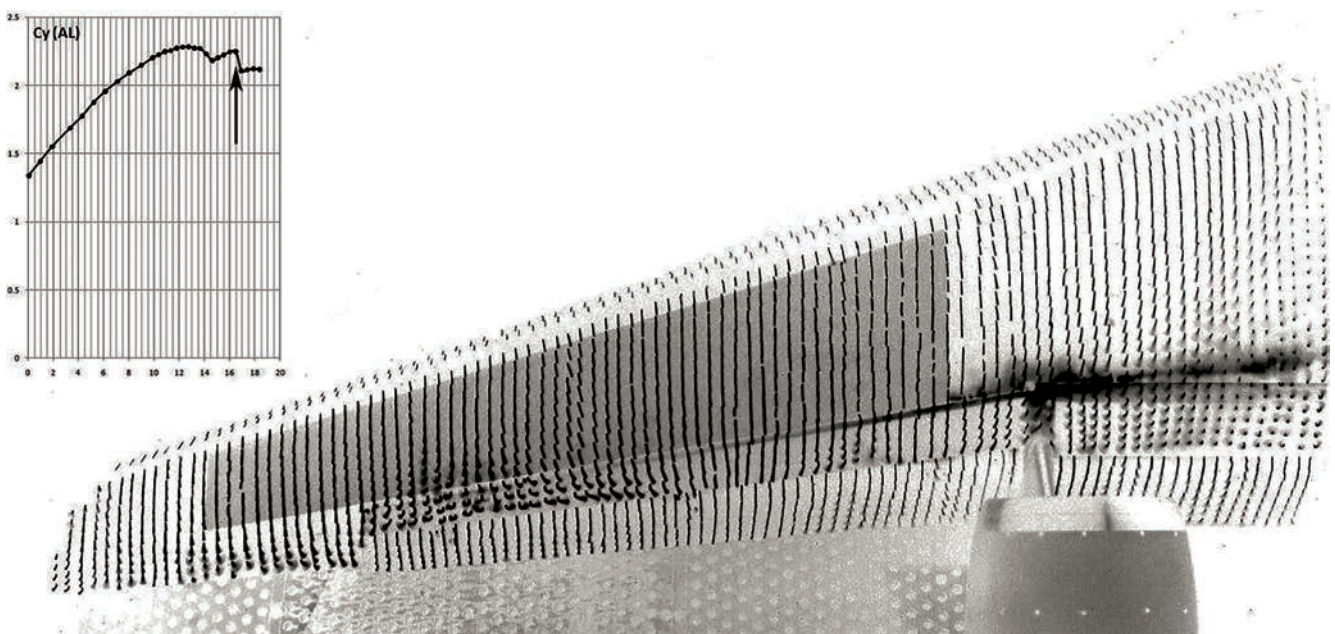


Рис. 4. Развитие отрыва в корне крыла, $\alpha = 16,49^\circ$



Рис. 5. Обтекание базовой компоновки и варианта с корневой вставкой ($M = 0,2$; $\alpha = 17^\circ$)



Рис. 6. Комплект корневых вставок щитка Крюгера

3) вставка, эквивалентная по площади 90% вставки варианта 2, обрезанная параллельно внешнему торцу, обозначение «90%»;

4) вставка, эквивалентная по площади 85% вставки варианта 2, обрезанная параллельно внешнему торцу, обозначение «85%»;

5) вставка, эквивалентная по площади 2/3 вставки варианта 2, обрезанная не параллельно внешнему торцу, обозначение «2/3»;

6) вставка, имитирующая выдвигание из торца щитка, эквивалентная по площади варианту 2, обозначение «полная выдв»;

7) вставка, имитирующая выдвигание из торца щитка, эквивалентная по площади варианту 3, обозначение «90% выдв»;

8) вставка, имитирующая выдвигание из торца щитка, эквивалентная по площади варианту 1, обозначение «без щели выдв».

Вставки, имитирующие выдвигание корневого элемента из торца щитка Крюгера, были спроектированы для того, чтобы оценить возможность реализации на самолете данного способа повышения несущих свойств крыла.

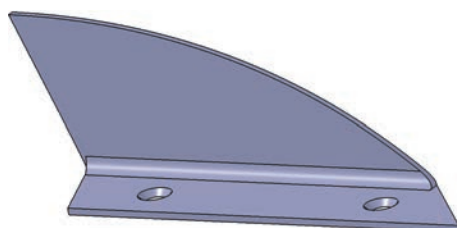


Рис. 7. Вихрегенератор

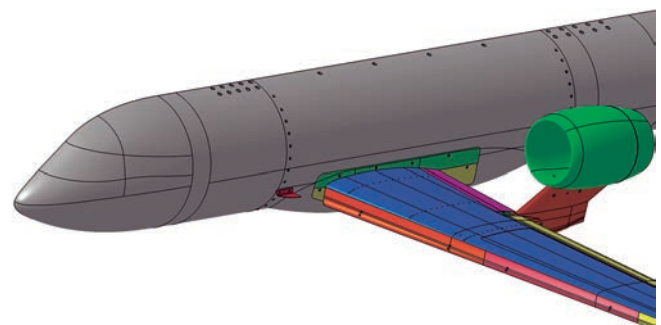


Рис. 8. Вихрегенератор на полумодели в оптимальном положении

Также в данной серии испытаний были запланированы пуски с вихрегенератором, установленным в определенное ранее положение на фюзеляже впереди крыла. Вихрегенератор представляет собой пластину оживальной формы длиной 85 мм и высотой 36 мм с площадкой крепления к фюзеляжу (рис. 7). В проведенных ранее испытаниях были исследованы шесть положений вихрегенератора (два положения по продольной координате и три положения по высоте), из которых было выбрано наилучшее положение (рис. 8).

2. Результаты экспериментальных исследований

Испытания полумодели регионального самолета с крылом малой стреловидности проводились в АДТ Т-128 в посадочной конфигурации при $M = 0,2$, $Re = 1,9 \dots 7,2$ млн.

На рис. 9 показана зависимость $C_y(\alpha)$ по результатам испытаний компоновки с вихрегенератором, а также различными вариантами корневых вставок щитка Крюгера при числах Рейнольдса $Re = 1,9$ млн. Применение корневых вставок заметно повышает несущие свойства крыла, увеличивает $\alpha_{крит}$, а также благодаря устранению срыва в корне крыла улучшает моментные характеристики на больших углах атаки. По результатам этой серии испытаний были выбраны два наиболее перспективных варианта корневых вставок – «без щели» и «90% выдв», с которыми были проведены дальнейшие пуски.

К компоновке с корневой вставкой «без щели», которая показала наилучшие результаты, был добавлен вихрегенератор с целью оценки возможности суммирования положительных эффектов данных устройств,

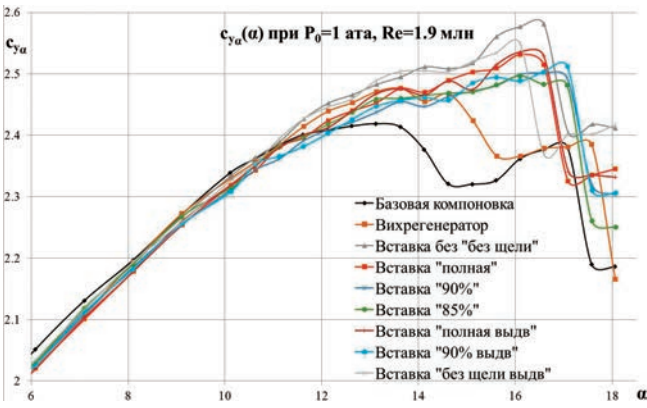


Рис. 9. Зависимость $C_y(\alpha)$ компоновки с различными вариантами корневых вставок

повышающих подъемную силу крыла. К сожалению, данная комбинация не дала дополнительных положительных эффектов. Вероятно, это объясняется тем, что оба устройства воздействуют на одну и ту же область потока.

К еще одному весьма многообещающему варианту с вставкой «90% выдв», имеющему, в отличие от вставки «без щели», зазор с фюзеляжем в несколько миллиметров, также был добавлен вихрегенератор. На рис. 10 видно, что добавление вихрегенератора к корневой вставке не приводит к значимому увеличению подъемной силы, однако слегка выравнивает моментные характеристики, и это позволяет сделать вывод о возможности использования вихрегенератора совместно со вставками малых размеров.

На рис. 11–13 показано сравнение характеристик базовой компоновки, а также вариантов с вихрегенератором и корневыми вставками «без щели» и «90% выдв» при $p = 3$ атм, $Re = 5.75$ млн. Применение вихрегенератора дает возможность увеличить $\alpha_{крит}$ на $\Delta\alpha_{крит} = 1.5^\circ$, а также увеличивает несущие свойства на $\Delta C_{y_{max}} = 0.08$, однако вихрегенератор создает допол-

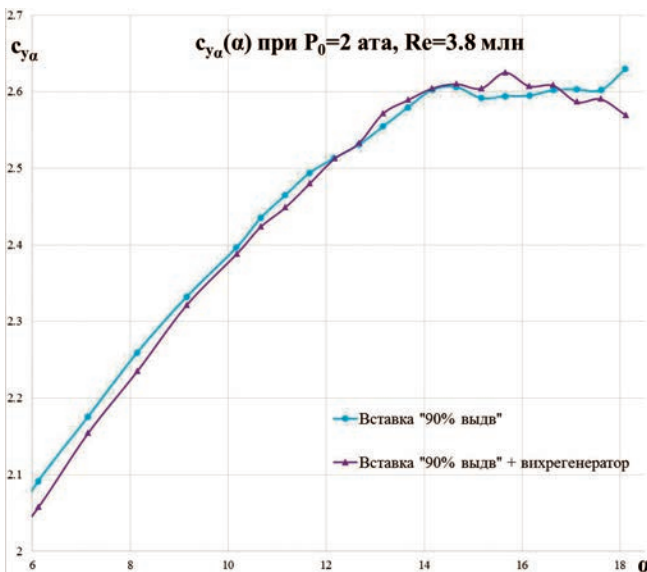


Рис. 10. Зависимость $C_y(\alpha)$ компоновки с корневой вставкой «90% выдв» при наличии и отсутствии вихрегенератора

нительное сопротивление, что приводит к некоторому падению K_{max} относительно базового варианта. Корневая вставка «90% выдв» дает возможность увеличить $\alpha_{крит}$ на $\Delta\alpha_{крит} = 2.5^\circ$ и увеличивает несущие свойства на $\Delta C_{y_{max}} = 0.12$. Кривая $C_y(\alpha)$ для данной вставки отличается протяженным пологим участком в области $C_{y_{max}}$. Корневая вставка «без щели» дает возможность увеличить $\alpha_{крит}$ на $\Delta\alpha_{крит} = 5.5^\circ$ и увеличивает несущие свойства на $\Delta C_{y_{max}} = 0.21$. Вместе с тем необходимо

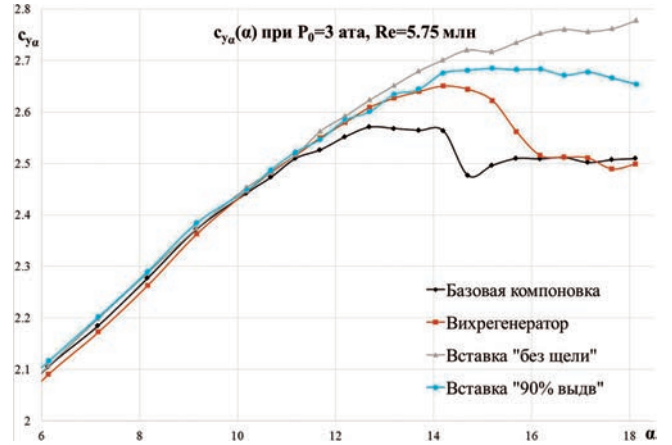


Рис. 11. Зависимость $C_y(\alpha)$ компоновки с корневыми вставками «без щели» и «90% выдв» и вихрегенератором

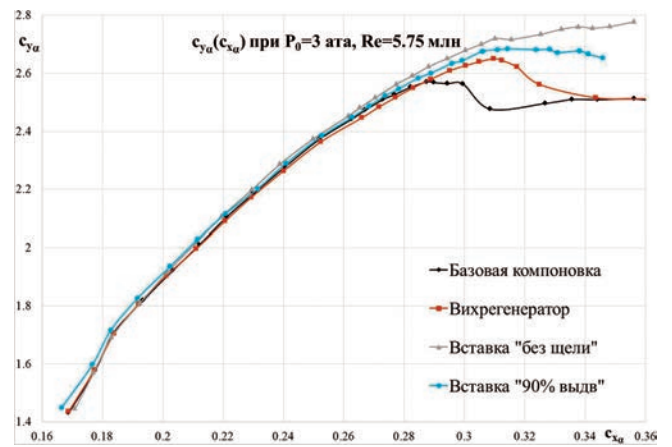


Рис. 12. Зависимость $C_y(C_x)$ компоновки с корневыми вставками «без щели» и «90% выдв» и вихрегенератором

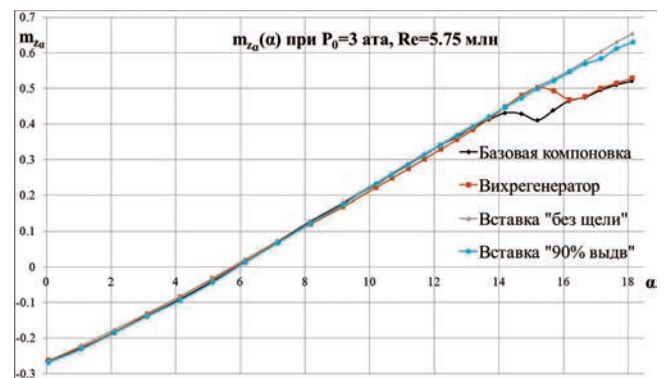


Рис. 13. Зависимость $m_z(\alpha)$ компоновки с корневыми вставками «без щели» и «90% выдв» и вихрегенератором

отметить, что в исследованном диапазоне углов атаки максимум несущих свойств для данной компоновки не был достигнут из-за ограничений угла поворота полумодели. Обе корневые вставки благодаря ликвидации отрыва потока в корне крыла улучшают моментные характеристики и уменьшают сопротивление компоновки относительно базового варианта и варианта с вихрегенератором.

Выводы

Проведены испытания механизированной полумодели регионального самолета с ламинарным крылом и расположением двигателей на верхней поверхности задней части крыла. Исследованы способы подавления отрыва потока в корневой части крыла в посадочной конфигурации при выпущенном щитке Крюгера.

Вихрегенератор уменьшает интенсивность отрыва потока в корне крыла и повышает несущие свойства на $\Delta C_{y_{\max}} = 0.08$, однако создает дополнительное сопротивление.

Корневые вставки эффективно устраняют отрыв потока в корне крыла и повышают несущие свойства. Наиболее эффективные вставки «без щели» и «90% выдв» увеличивают $C_{y_{\max}}$ компоновки на $\Delta C_{y_{\max}} = 0.21$ и $\Delta C_{y_{\max}} = 0.12$ соответственно, при этом уменьшая сопротивление и улучшая моментные характеристики.

Сочетание вихрегенератора и корневой вставки, полностью закрывающей зазор между щитком и фюзеляжем, неэффективно, так как оба устройства воздействуют на один и тот же механизм образования отрыва. Вместе с тем, вероятно, вихрегенератор может быть применен с малыми вставками, которые не полностью устраняют корневой отрыв потока.

При испытаниях компоновки с самой большой вставкой «без щели» не был достигнут $C_{y_{\max}}$, что оставляет возможность проведения дальнейших испытаний после соответствующих доработок.

Компоновка с вставкой «без щели» по своим несущим свойствам ($C_{y_{\max}} = 2.78$) не уступает компоновкам с предкрылком, несмотря на более низкую эффективность щитка Крюгера как элемента механизации передней кромки крыла.

Список источников

1. Струминский В.В. (ред.). Сборник работ по ламинаризации пограничного слоя при дозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. Выпуск 488. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1967. — 118 с.
2. Holmes B.J., Obara C.J., Yip L.P. Natural laminar flow experiments on modern airplane surfaces. NASA TP 2256, 1984. URL: 19840018592.pdf
3. Wagner R.D., Bartlett D.W., Collier F.S. Laminar flow - The past, present and prospects // AIAA 2nd Shear Flow Conf. (13-16 March 1989; Tempe, Arizona). AIAA-89-0989.
4. Allison E., Kroo I., Sturdza P. et al. Aircraft conceptual design with natural laminar flow // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010; Nice, France).
5. Collier F. NASA sponsored activities in laminar flow technologies for advanced transport aircraft // 2nd UTIAS-MITAS International

- Workshop on Aviation and Climate Change (27-28 May 2010; Toronto, Canada).
6. Бабурев В.Ф., Боксер В.Д., Киселев А.Ф. и др. Снижение сопротивления стреловидного крыла посредством локального отсоса пограничного слоя // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX. № 3-4. С. 17-27.
 7. Лутвинов В.М. Задачи и методы ламинаризации при дозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. Выпуск 2665. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2004. 26 с.
 8. Шадов Л.М., Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Климов В.Т., Уджуху А.Ю. Расчетно-экспериментальные исследования крыла перспективного регионального самолета с естественной ламинаризацией обтекания // Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. М.: Физматлит, 2005 (ПИК ВИНТИ). 647 с.
 9. Chernyshev S.L., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P. Laminar Flow Control: TsAGI experience and investigations // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA 2009-381. DOI: 10.2514/6.2009-381
 10. Устинов М.В. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое (обзор). Часть 2. Расчет положения перехода и методы ламинаризации обтекания // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 6. С. 3-27.
 11. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Брагин Н.Н., Герасимов С.В., Пушин Н.А., Чернышев И.Л. Расчетные и экспериментальные исследования аэродинамики компоновок с расположением двигателей над крылом // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 37-49. DOI: 10.34759/vst-2021-2-37-51
 12. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Губанова И.А. и др. Исследования малошумного самолета с ламинарным крылом для региональных и ближнемагистральных линий // Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ (01-02 марта 2018; д. Богданиха). М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 63.
 13. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Губанова И.А. и др. Аэродинамическое проектирование перспективного регионального самолета с двигателями над задней кромкой крыла и естественной ламинаризацией обтекания // Труды ЦАГИ. Выпуск 2793. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2019. С. 4-17.
 14. Rudolph P.K.C. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. NASA Contractor Report 4746, 1996.
 15. Kafyeke F., Pépin F., Kho C. Development of high-lift systems for the Bombardier CRJ-700 // 23rd International Congress of Aeronautical Sciences (8-13 September 2002; Toronto, Canada).
 16. Баринов В.А., Губанова М.А., Михайлов Ю.С. и др. Взлетно-посадочная механизация крыла RRJ-95 и направления ее дальнейшего совершенствования // Аэродинамика летательных аппаратов: Сборник XVIII школы-семинара (1-2 марта 2007; п. Володарского). М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 20.
 17. Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П. и др. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XXIV. № 3. С. 1-14.
 18. Strüber H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 сентября 2014; St. Petersburg).
 19. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Герасимов С.В. и др. Исследование естественной ламинаризации обтекания на круп-

номасштабной полумодели перспективного малолучного регионального самолета с крылом малой стреловидности // XXXI Научно-техническая конференция по аэродинамике: Сборник тезисов конференции (29–30 октября 2020; Жуковский). М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 47–48.

References

1. Struminskii V.V. (red.). *Trudy TsAGI*. Vypusk 488, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1967, 118 p.
2. Holmes B.J., Obara C.J., Yip L.P. *Natural laminar flow experiments on modern airplane surfaces*. NASA TP2256, 1984. URL: 19840018592.pdf
3. Wagner R.D., Bartlett D.W., Collier F.S. Laminar flow - The past, present and prospects. *AIAA 2nd Shear Flow Conf. (13-16 March 1989; Tempe, Arizona)*. AIAA-89-0989.
4. Allison E., Kroo I., Sturdza P. et al. *Aircraft conceptual design with natural laminar flow*. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010; Nice, France).
5. Collier F. NASA sponsored activities in laminar flow technologies for advanced transport aircraft. *2nd UTIAS-MITAS International Workshop on Aviation and Climate Change (27-28 May 2010; Toronto, Canada)*.
6. Babuev V.F., Bokser V.D., Kiselev A.F. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1999, vol. XXX, no. 3-4, pp. 17-27.
7. Lutovinov V.M. *Trudy TsAGI*. Vypusk 2665, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2004, 26 p.
8. Shkadov L.M., Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Klimov V.T., Udzhukhu A.Yu. *Problemy sozdaniya perspektivnoi aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki*, Moscow, Fizmatlit, 2005 (PIK VINITI), 647 p.
9. Chernyshev S.L., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P. Laminar Flow Control: TsAGI experience and investigations. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. AIAA 2009-381. DOI: 10.2514/6.2009-381
10. Ustinov M.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. XLV, no. 6, pp. 3-27.
11. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Bragin N.N., Gerasimov S.V., Pushchin N.A., Chernyshev I.L. Numerical and experimental studies on the over-the-wing-engine configurations aerodynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no 2, pp. 37-49. DOI: 10.34759/vst-2021-2-37-51
12. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Gubanova I.A. et al. *Materialy XXIX Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike TsAGI (01-02 March 2018; d. Bogdanikha)*. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2018, p. 63.
13. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Gubanova I.A. et al. *Trudy TsAGI*. Vypusk 2793, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2019, p. 4-17.
14. Rudolph P.K.C. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners*. NASA Contractor Report 4746, 1996.
15. Kafyeke F., Pépin F., Kho C. Development of high-lift systems for the Bombardier CRJ-700. *23rd International Congress of Aeronautical Sciences (8-13 September 2002; Toronto, Canada)*.
16. Barinov V.A., Gubanova M.A., Mikhailov Yu.S. et al. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov: sbornik XVIII shkoly-seminara (1-2 March 2007; p. Volodarskogo)*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2007, p. 20.
17. Bragin N.N., Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2013, vol. XXIV, no. 3, pp. 1-14.
18. Strüber H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 сентября 2014; St. Petersburg)*.
19. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Gerasimov S.V. et al. *XXXI Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike: Sbornik tezisev konferentsii (29-30 October 2020; Zhukovskii)*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2007, pp. 47-48.
20. Kurilov V.B., Sakharova A.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2022, vol. LIII, no. 5, pp. 3-11.

Статья поступила в редакцию 23.03.2023; одобрена после рецензирования 30.03.2023; принята к публикации 03.04.2023.

The article was submitted on 23.03.2023; approved after reviewing on 30.03.2023; accepted for publication on 03.04.2023.