

Научная статья
УДК 532.5.032: 533.69
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185663>
EDN: <https://www.elibrary.ru/QXUZVL>



Экспериментальные исследования вихрегенераторов на передней кромке крыла

Роман Александрович Волобуев¹, Марат Юрьевич Галкин², Александр Валерьевич Кузнецов³,
Артур Остриков⁴, Алина Юрьевна Слитинская⁵✉

^{1, 2, 3, 4, 5} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

¹ haruogawa.05@gmail.com

² o9366891.953@gmail.com

³ alexkuzn1967@gmail.com

⁴ arturka248@gmail.com

⁵ flinas@yandex.ru✉

Аннотация. Представлены результаты экспериментальных исследований вихрегенераторов различной формы, установленных на передней кромке крыла. Цель исследования — повышение эффективности вихрегенераторов на отсеках крыла, а также на модели летательного аппарата, близкой к конфигурации реального высокоманевренного учебно-тренировочного самолета. Показано, что благодаря установке серповидного вихрегенератора увеличивается максимальное значение коэффициента подъемной силы крыла самолета и уменьшаются размеры отрывной зоны. Приведены результаты испытаний с визуализацией, наглядно демонстрирующие затягивание отрыва.

Ключевые слова: экспериментальные исследования эффективности вихрегенераторов, пассивные методы управления отрывом потока, аэродинамические характеристики крыла

Благодарности: авторы выражают благодарность Сергею Николаевичу Низову за консультацию и предоставленные модели для проведения экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т 1 МАИ.

Для цитирования: Волобуев Р.А., Галкин М.Ю., Кузнецов А.В., Остриков А., Слитинская А.Ю. Экспериментальные исследования вихрегенераторов на передней кромке крыла // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 18–28. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185663>

Original article

Experimental Studies of Vortex Generators on the Wing Leading Edge

Roman A. Volobuev¹, Marat Yu. Galkin², Aleksandr V. Kuznetsov³, Artur Ostrikov⁴, Alina Yu. Slitinskaya⁵✉

^{1, 2, 3, 4, 5} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ haruogawa.05@gmail.com

² o9366891.953@gmail.com

³ alexkuzn1967@gmail.com

⁴ arturka248@gmail.com

⁵ flinas@yandex.ru✉

© Волобуев Р.А., Галкин М.Ю., Кузнецов А.В., Остриков А., Слитинская А.Ю., 2025

Abstract

Presently, various kinds of vortex generators are being actively employed on many aerial vehicles. Vortex generators create a vortex that interacts with both boundary layer and external airflow, mixing them and reducing thereby the height of the boundary layer. Vortex generators application refers to passive methods of the flow control. Vortex generators are being placed on the aircraft wings for the boundary layer separation protracting or preventing, flow-around improving at high angles of attack, and increasing maximum lift and critical angle of attack, as well as preventing harmful interference of the various aircraft structure parts.

The presented research work novelty lies in considering a new type of vortex generators (crescent-shaped vortex generators placed on the wing leading edge) and obtaining characteristics of their effectiveness with several different models. Experimental studies of the efficiency of vortex generators were conducted with eight models in the T-1 MAI Wind Tunnel. These are three wing compartments with various profiles, such as ND4, GA(W-1), GA(W-2); three wing compartments with the same profiles and crescent-shaped vortex generators installed on their leading edge. There was also one wing compartment with the ND4 profile with “classic” trapezoidal vortex generators mounted on the wing upper surface of the at 10% of its chord, as well as one aircraft model with a swept-back wing with the bolt-on vortex generators.

In the course of the tests, the flow-around was being visualized by three methods, such as the mulberry method, the oiled dots method, and the oiled film method. The article demonstrates the necessity of accounting for the tufts effect on both flow-around and aerodynamic properties of the experimental model under study.

The visualization results demonstrate that the separation retard with the vortex generator installing. At the zero angle of attack, vortex tracks can be observed behind the “classic” vortex generators, which leads to the stronger increase in the drag coefficient during continuous flow-around and, as a result, to the decrease in maximum aerodynamic quality. At the same time, at high near-critical angles of attack, the separation area is much smaller, which leads to the significant increase in the maximum lift coefficient. The crescent-shaped vortex generators application on the wing leading edge at low angles of attack practically does not change the flow-pattern, however, it somewhat irons out the tear-off area development at the near-critical angles of attack. This effect affects beneficially on the piloting safety at low speeds and high angles of attack.

Application of the “classic” trapezoidal vortex generators placed on the wing upper surface led to a greater increase in the maximum lift coefficient than the installation of crescent-shaped ones placed on the wing leading edge of the, on the wing compartment with the ND4 profile at $V = 48$ m/s and $Re = 1.24 \cdot 10^6$.

For the wing compartment with the GA(W-1) and GA(W-2) profiles, the efficiency of the crescent vortex generator on the wing leading edge is higher than on the wing compartment with the ND4 profile.

The section of local lift sliding at the intermediate angles of attack was eliminated by the crescent-shaped vortex generators placed on the wing leading edge of the training aircraft.

Keywords: experimental studies of the vortex generators efficiency, of flow separation control passive methods, wing aerodynamic characteristics

Acknowledgements: the authors express their gratitude to Sergey Nikolaevich Nizov for his advice and provided models for conducting experimental research in the T-1 MAI wind tunnel.

For citation: Volobuev R.A., Galkin M.Yu., Kuznetsov A.V., Ostrikov A., Slitinskaya A.Yu. Experimental Studies of Vortex Generators on the Wing Leading Edge. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):18-28. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185663>

List of Figures

Fig. 1. An airfoil with different types of VGs: *a* – sickle-shaped on the wing leading edge; *b* – trapezoidal shape on the wing upper surface (at 5–10% of the chord)

Fig. 2. VGs configuration: *a* – photo of the sickle-shaped VGs on the wing leading edge; *b* – photo of the “conventional” trapezoidal VGs on the wing upper surface; *c* – the VGs schematic representation

Fig. 3. General view of the wing sections airfoils: *a* – ND4; *b* – GA(W-1); *c* – GA(W-2)

Fig. 4. Training aircraft model: *a* – model photography, *b* – sickle-shaped VGs on the wing leading edge

Fig. 5. Wing section in the T-1 MAI Wind Tunnel

Fig. 6. The VGs impact on the lift coefficient versus angle of attack for the ND4 airfoil wing section at the flow velocities of: *a* – $V = 24$ m/s ($Re = 0.6 \cdot 10^6$); *b* – $V = 48$ m/s ($Re = 1.24 \cdot 10^6$)

Fig. 7. The VGs impact on the lift coefficient versus angle of attack for the GA (W-2) airfoil wing section at flow the velocities of: *a* – $V = 24$ m/s ($Re = 0.60 \cdot 10^6$); *b* – $V = 48$ m/s ($1.24 \cdot 10^6$)

Fig. 8. Flow patterns around the ND4 airfoil section at $V = 48$ m/s ($Re = 1.24 \cdot 10^6$):
a – no VGs; *b* – “conventional” trapezoidal VGs on the wing upper surface;
c – sickle-shaped VGs on the leading edge

Fig. 9. Laminar separation bubble visualization on the GA(W-2) wing section

Fig. 10. Visualization method effect on the lift coefficient versus angle of attack and flow patterns at $\alpha = 24^\circ$ obtained by:

a – oil-flow visualization; *b* – tuft visualization

Fig. 11. The leading-edge sickle-shaped vortex generators effect on the $C_{ya}(\alpha)$ characteristics of the aircraft model

at $V = 37$ m/s ($Re = 0.44 \cdot 10^6$), flow patterns over the wing at $\alpha = 16^\circ$: *a* – basic configuration (without VGs);

b – with leading-edge VGs

List of Tables

Table 1. Profiles characteristics

Table 2. Experimental studies results

Введение

Начало применения вихрегенераторов (ВГ) на крыле летательного аппарата (ЛА) относится к 1970-м годам. В настоящее время различные виды вихрегенераторов активно используются на многих летательных аппаратах [1–3]. ВГ создают вихрь, который взаимодействует как с пограничным слоем, так и с внешним потоком воздуха, смешивая их и уменьшая высоту пограничного слоя. Применение ВГ – это пассивный метод управления обтеканием. Вихрегенераторы устанавливаются на крыльях ЛА для затягивания или предотвращения отрыва пограничного слоя, для улучшения обтекания на больших углах атаки, увеличения максимальной подъемной силы и критического угла атаки [4–7], а также для предотвращения вредной интерференции различных частей конструкции самолета. Так, например, при использовании ВГ на крыле с тянущим воздушным винтом устраняется вредная интерференция и улучшаются аэродинамические характеристики крыла [8, 9].

Обычно вихрегенераторы имеют форму пластины или очень маленького крыла. Для повышения эффективности вихрегенераторов проводится множество исследований с целью модификации их формы [10–14]. Новизна данной работы заключается в рассмотрении нового вида вихрегенераторов [15] и получении характеристик их эффективности на нескольких различных моделях. Влияние данного вида ВГ на аэродинамические характеристики крыла ранее не исследовалось в аэродинамических трубах

(АДТ), но автором работы [15], С.Н. Низовым, в летном эксперименте на легком самолете на больших углах атаки было отмечено их положительное влияние.

Исследуемые модели и условия эксперимента

Вихрегенераторы серповидной формы были установлены на передней кромке крыла (рис. 1 и 2) согласно работе [15]. Эти вихрегенераторы существенно отличаются от широко распространенных, в настоящей работе названных «классическими», трапециевидных или треугольных ВГ, расположенных на верхней поверхности крыла на 5–10% его хорды.

Вихрегенераторы располагались расходящимися парами, что позволяло генерировать вихревые структуры встречного вращения. Толщина ВГ – 1,5 мм, высота – 3 мм. Расстояние между носиками ВГ 6 мм, расстояние от оси одной пары до оси другой 16 мм, ВГ ориентированы под углом 30° к направлению набегающего потока.



Рис. 1. Профиль крыла с различными типами ВГ:
a – серповидной формы на передней кромке крыла;
б – трапециевидной формы на верхней поверхности крыла (на 5–10% его хорды)

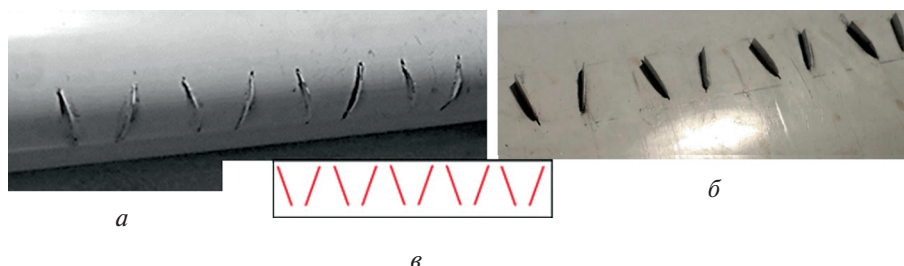


Рис. 2. Конфигурация ВГ: *a* – фотография с серповидными ВГ на передней кромке крыла; *б* – фотография с «классическими» трапециевидными ВГ на верхней поверхности крыла; *в* – схематичное изображение ВГ

Экспериментальные исследования были проведены на отсеках крыльев с профилями, приближенными к профилям крыльев определенного самолета. Для увеличения относительного размаха крыла отсеки крыльев были оборудованы шайбами на концах (см. рис. 5).

Так как предполагалось использование вихрегенераторов, описанных в работе [15], на прямых крыльях, в настоящей работе были проведены дополнительные исследования ВГ на модели самолета с крылом обратной стреловидности и наплывом на передней части крыла.

Эффективность вихрегенераторов исследовалась на восьми моделях: три отсека крыла с профилями ND4, GA(W-1), GA(W-2), три отсека крыла с этими же профилями и установленными на их передней кромке серповидными ВГ (см. рис 1,а и 2,а), один отсек крыла с профилем ND4 с «классическими» трапециевидными ВГ, установленными на верхней поверхности крыла (см. рис 1,б и 2,б) и одна модель самолета с крылом обратной стреловидности.

Вихрегенераторы на отсеках крыльев были вмонтированы в модель крыла так, чтобы в потоке не было элементов креплений. Общий вид исследуемых профилей отсеков крыльев показан на рис. 3. Характеристики профилей на исследуемых отсеках крыла представлены в табл. 1.

Все отсеки крыльев имеют одинаковые хорды $b = 0,4$ м, размах $L = 0,556$ м и удлинение крыла $\lambda = 1,4$. На торцах отсеков установлены одинаковые шайбы толщиной 0,003 м.

Серповидные ВГ, установленные на передней кромке крыла, показаны на рис. 2,а. Трапециевид-



Рис. 3. Общий вид профилей отсеков:
а – ND4; б – GA(W-1); в – GA(W-2)

ные ВГ были установлены на верхней поверхности отсека крыла на расстоянии 10% хорды от передней кромки и представлены схематично на рис. 2,в в конфигурации «расходящиеся пары», которые ориентированны под углом 30° к направлению набегающего потока. Высота вихрегенераторов $h = 0,003$ м, длина $l = 0,011$ м, что составляет 0,75% и 2,75% хорды крыла соответственно. Расстояние между носовыми частями ВГ равно 0,006 м, расстояние от оси одной пары до оси другой равно 0,016 м.

Модель самолета основана на внешнем облике учебно-тренировочного самолета (UTC) СР-10 (рис. 4,а) в масштабе М 1 : 8. Угол стреловидности крыла самолета по передней кромке $\chi_{\text{пк}} = -10^\circ$. В корневой части крыла расположен оживальный наплыв.

Для проведения испытаний с ВГ и без них для модели самолета были спроектированы вихрегенераторы, подобные исследованным на отсеках крыла, но изготовленные накладными из полимера (рис. 4,б).

Испытания проводились в аэродинамической трубе МАИ – АДТ Т-1, которая имеет замкнутый контур с открытой рабочей частью, диаметр сопла на входе – 2,25 м, степень поджатия – 6,28, при скорости потока от 10 до 50 м/с. Аэродинамические характеристики измерялись с помощью аэродинамических весов 6КТ-1 с проволоочной подвеской. Конфигурация поддерживающих устройств отсеков крыла имела следующий вид: задние державки установлены на шайбах сзади, боковые державки вмонтированы в силовую конструкцию сбоку на расстоянии 20% хорды от носка (рис. 5). У модели самолета были две вынесенные вперед державки на крыле и одна сразу за килем, вынесенная назад.

При испытаниях на малых углах атаки доверительный интервал для коэффициента подъемной силы отсеков крыла $\epsilon_{c_{ya}} = 0,0046$, для модели самолета $\epsilon_{c_{ya}} = 0,003$, для коэффициента лобового сопротивления соответственно $\epsilon_{c_{xa}} = 0,0013$; $\epsilon_{c_{xa}} = 0,002$. На околокритических углах атаки доверительный интервал для отсеков крыла

Таблица 1. Характеристики профилей

Название профиля	ND4	GA(W-1)	GA(W-2)
Относительная высота профиля $\bar{c} = c/b, \%$	18	17	13
Переднее положение максимальной толщины $\bar{x}_c = x/c, \%$	30	40	40
Относительная вогнутость профиля $\bar{f} = f/b, \%$	3,5	2,4	2,4
Переднее положение максимальной вогнутости профиля $\bar{x}_f = x_f/b, \%$	45	60	60

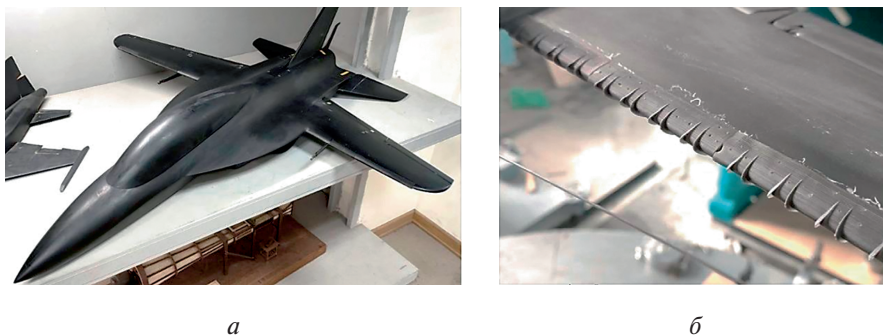


Рис. 4. Модель учебно-тренировочного самолета: а – фотография модели;
б – серповидные ВГ на передней кромке крыла

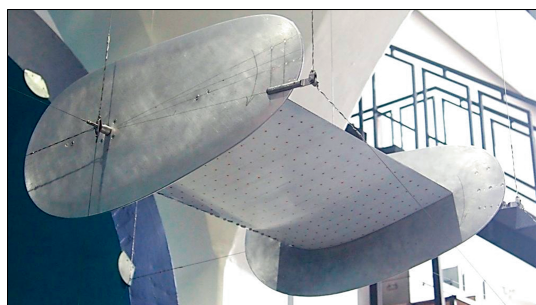


Рис. 5. Отсек крыла в рабочей части АДТ Т-1 МАИ

возрастает до значений $\epsilon_{c_{ya}} = 0,01$; $\epsilon_{c_{xa}} = 0,0034$, для модели самолета $\epsilon_{c_{ya}} = 0,01$; $\epsilon_{c_{xa}} = 0,006$.

Визуализация обтекания проводилась тремя методами: методом шелковинок, методом масляных точек и методом масляной пленки [16]. Шелковинки из шелковой нити имели длину 0,03 м и были приклеены к поверхности модели клеем Эмалита [17]. Масло для масляных точек подготовлено по авторскому свидетельству № 934795. На модели самолета была использована масляная пленка. Пропорции компонентов масла подбирались эмпирически с опорой на рецептуру, используемую в СибНИА.

Экспериментальные исследования проведены на отсеках крыла при двух скоростях потока в рабочей части АДТ: $V = 24$ м/с, $V = 48$ м/с, что соответствует числам Рейнольдса $Re = 0,6 \cdot 10^6$, $Re = 1,24 \cdot 10^6$. Испытания модели самолета проводились при скорости $V = 37$ м/с, что соответствует числу Рейнольдса $Re = 0,44 \cdot 10^6$.

Результаты экспериментальных исследований

Получены аэродинамические характеристики с вихрегенераторами, установленными на отсеках крыла с тремя различными профилями [18], и выполнено сравнение с «классическими» ВГ.

На отсеке крыла с профилем ND4 установлено, что эффективность «классических» ВГ выше, так

как они дают существенный прирост максимальной подъемной силы при различных числах Рейнольдса, составляющий 12,4 и 16% (рис. 6). Но при этом на докритических углах атаки наблюдалось увеличение лобового сопротивления. При малом числе Рейнольдса $Re = 0,6 \cdot 10^6$ серповидные ВГ на передней кромке крыла не улучшили несущие свойства отсека крыла, однако при увеличении числа Рейнольдса до $Re = 1,24 \cdot 10^6$ они увеличили максимальную подъемную силу на 5,4% при незначительном приросте лобового сопротивления.

Прирост максимального коэффициента подъемной силы при установке серповидных вихрегенераторов на передней кромке крыла на отсеках крыльев с профилями GA(W-1) и GA(W 2) наблюдался на обоих исследованных числах Рейнольдса (рис. 7). Анализ результатов исследований показал, что на эффективность ВГ оказывает влияние как распределение давления, так и структура пограничного слоя, что, в свою очередь, зависит от формы профиля. Результаты экспериментальных исследований отсеков крыла приведены в табл. 2, где $C_{ya \max}$ – максимальная подъемная сила крыла, $\alpha_{кр}$ – критический угол атаки, приращение максимального коэффициента подъемной силы равно разности максимального коэффициента подъемной силы с вихрегенератором и без него:

$$\Delta C_{ya \max} = C_{ya \max \text{ ВГ}} - C_{ya \max}$$

Визуализация потока показывает затягивание отрыва при установке вихрегенератора (рис. 8). На нулевом угле атаки можно наблюдать вихревые дорожки за «классическими» ВГ, что приводит к более сильному увеличению коэффициента лобового сопротивления при безотрывном обтекании и, как следствие, к уменьшению максимального аэродинамического качества. В то же время видно, насколько меньше отрывная область на больших околоскритических углах атаки, что приводит к увеличению максимального коэффициента подъемной силы (см. рис. 7).

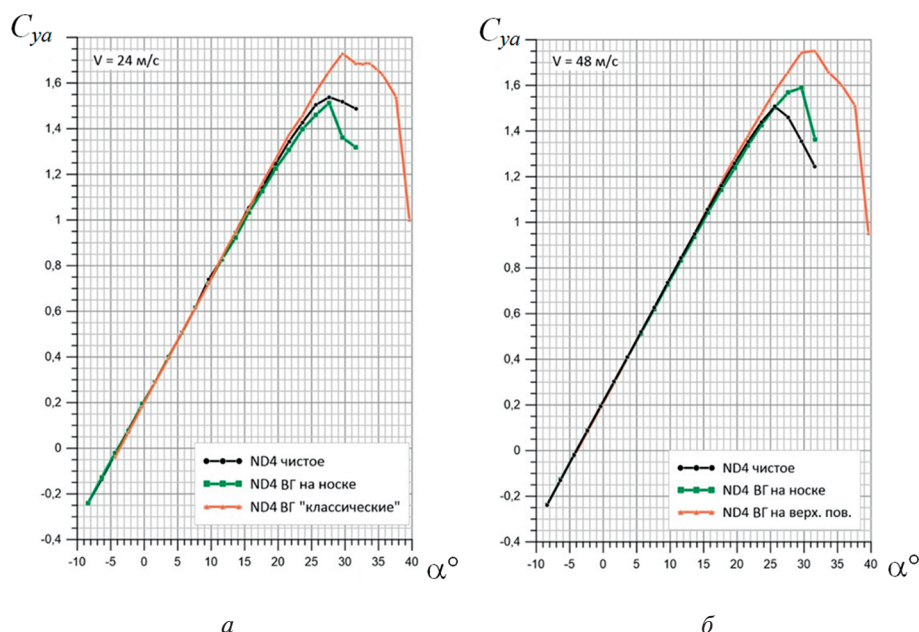


Рис. 6. Влияние ВГ на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для отсека крыла с профилем ND4 при скоростях потока:
а – $V = 24$ м/с ($Re = 0,6 \cdot 10^6$); б – $V = 48$ м/с ($Re = 1,24 \cdot 10^6$)

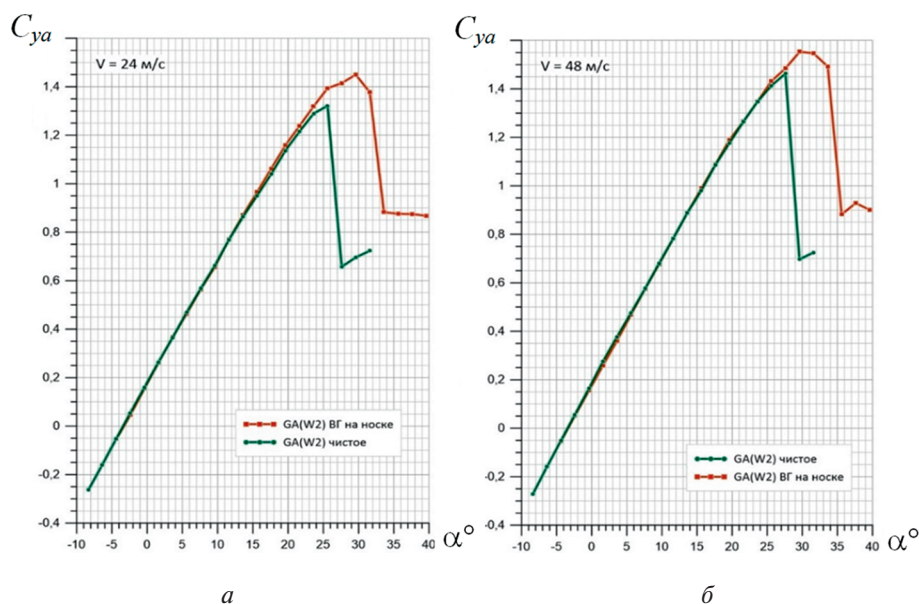


Рис. 7. Влияние ВГ на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для отсека крыла с профилем GA(W-2) при скоростях потока:
а – $V = 24$ м/с ($Re = 0,6 \cdot 10^6$); б – $V = 48$ м/с ($Re = 1,24 \cdot 10^6$)

Использование серповидных ВГ на передней кромке крыла на малых углах атаки практически не меняет картину обтекания (см. рис. 8), однако несколько сглаживает отрывную область на околоскритических углах атаки. Данный эффект благоприятствует безопасности пилотирования на режимах малых скоростей и больших углов атаки. Известно, что вихрегенераторы придают самолету большую устойчивость при попадании в вертикальные порывы воздуха. Для отсеков крыла

с профилями GA(W-1) и GA(W-2) были получены аналогичные выводы по спектрам обтекания.

В эксперименте было замечено, что на 4% хорды от носка при средних углах атаки ($\alpha = 14^\circ \dots 24^\circ$) образуется ламинарный «пузырь». Это явление детально изучено во многих работах [19, 20]. На отсеке с профилем GA(W-2) он значительно стабильнее и существует вплоть до момента, когда отрывная область почти доходит до передней кромки (рис. 9).

Таблица 2 Результаты экспериментальных исследований

Профиль	Тип ВГ	Число Re					
		$0,6 \cdot 10^6$			$1,24 \cdot 10^6$		
		$C_{ya \max}$	$\Delta C_{ya \max}$	$\alpha_{кр}, ^\circ$	$C_{ya \max}$	$\Delta C_{ya \max}$	$\alpha_{кр}, ^\circ$
ND4	—	1,538	—	28	1,508	—	26
ND4	«классические»	1,729	12,4%	30	1,752	16%	32
ND4	серповидные	1,513	−0,02%	28	1,589	5,4%	30
GA(W-1)	—	1,371	—	28	1,370	—	26
GA(W-1)	серповидные	1,453	6%	30	1,578	15,2%	32
GA(W-2)	—	1,322	—	26	1,464	—	28
GA(W-2)	серповидные	1,445	9,3%	30	1,553	13,4%	30

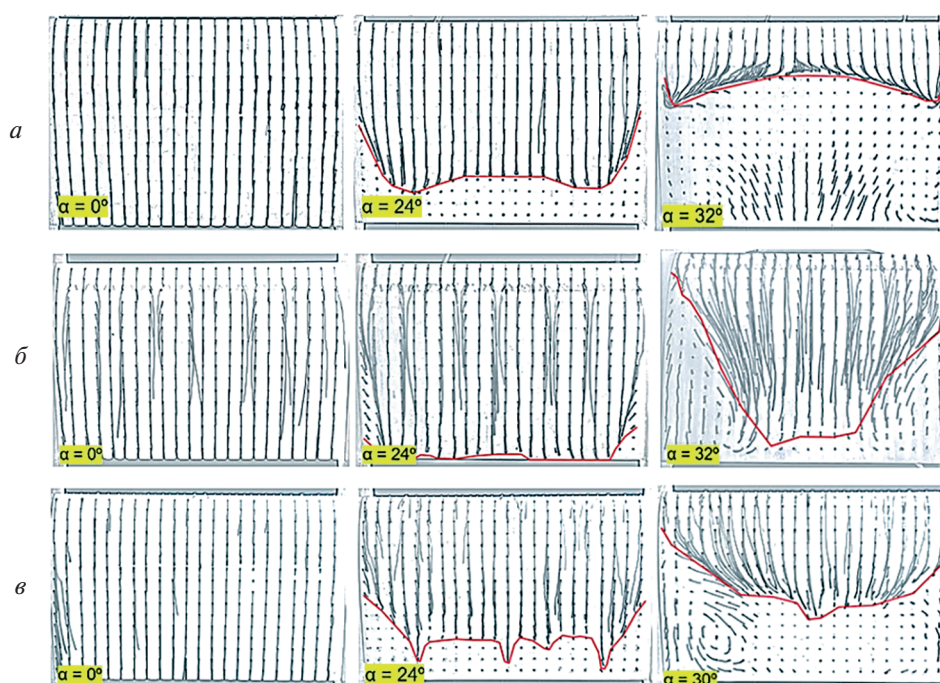


Рис. 8. Спектры обтекания на отсеке с профилем ND4 при скорости $V = 48$ м/с ($Re = 1,24 \cdot 10^6$):
а – без ВГ; б – с «классическими» ВГ на верхней поверхности крыла;
в – с серповидными ВГ на передней кромке крыла

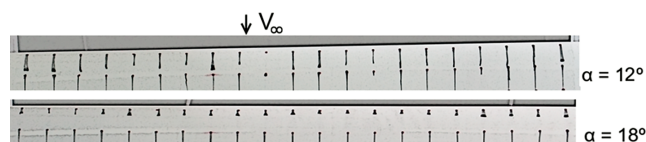


Рис. 9. Визуализация ламинарного «пузыря» на отсеке крыла с профилем GA(W-2)

Относительно применения различных методов визуализации нужно отметить, что наименьшее влияние на аэродинамические характеристики и обтекание крыла оказывает метод масляных точек, тогда как использование метода шелковинок приводит к снижению подъемной силы крыла (рис. 10). Поэтому в ходе анализа спектры обтекания, полученные методом шелковинок, не рассматривались.

Известно, что расположение шелковинок на передней кромке и в ее близости может оказывать влияние на обтекание из-за чувствительного к изменениям относительно тонкого ламинарного пограничного слоя в этой области [7, 19, 21]. Связано это с тем, что шелковинка достаточно велика, чтобы влиять на пограничный слой, его турбулизацию и, как следствие, на отрыв с задней кромки отсека. Влияние количества передних рядов наклейки шелковинок на изменение обтекания крыла при больших углах атаки рассмотрено детально в работе [17]. Также решением может послужить уменьшение размера шелковинки или разрежение сетки (шаблона).

Экспериментальные исследования показали, что на зависимости подъемной силы от угла атаки $C_{y_a}(\alpha)$ базовой конфигурации модели самолета без вихрегенераторов в районе угла атаки $\alpha = 16^\circ$ наблюдается местное падение подъемной силы (рис. 11). По полученным спектрам обтекания можно заключить, что это связано с развитием отрыва потока с верхней поверхности крыла в области между законцовкой и

вихрем от наплыва. Это явления на натурном самолете сопровождалось тряской и свидетельствовало о выходе на углы атаки, что и отмечали пилоты СР-10. Возможно, что это явление на натурном числе Рейнольдса происходило при большем угле атаки, чем в эксперименте.

Серповидные вихрегенераторы меняют структуру обтекания, вследствие чего исчезает картина, свойственная отрывному течению в случае базовой конфигурации (рис. 11,а). Непосредственно за ВГ на передней кромке крыла наблюдается устойчивое течение вдоль хорды крыла, организованное продольной вихревой структурой (рис. 11,б).

Выводы

Экспериментальные исследования с целью повышения эффективности вихрегенераторов выполнены на отсеках крыла, а также на модели летательного аппарата, близкой к конфигурации реального высокоманевренного учебно-тренировочного самолета.

Получены положительные эффекты применения вихрегенераторов:

- использование «классических» трапецевидных вихрегенераторов, расположенных на верхней поверхности крыла, привело к большему приросту максимального коэффициента подъемной силы, чем установка серповидных вихрегенераторов, расположенных на передней кромке крыла, на отсеке крыла с профилем ND4 при $V = 48$ м/с, $Re = 1,24 \cdot 10^6$;

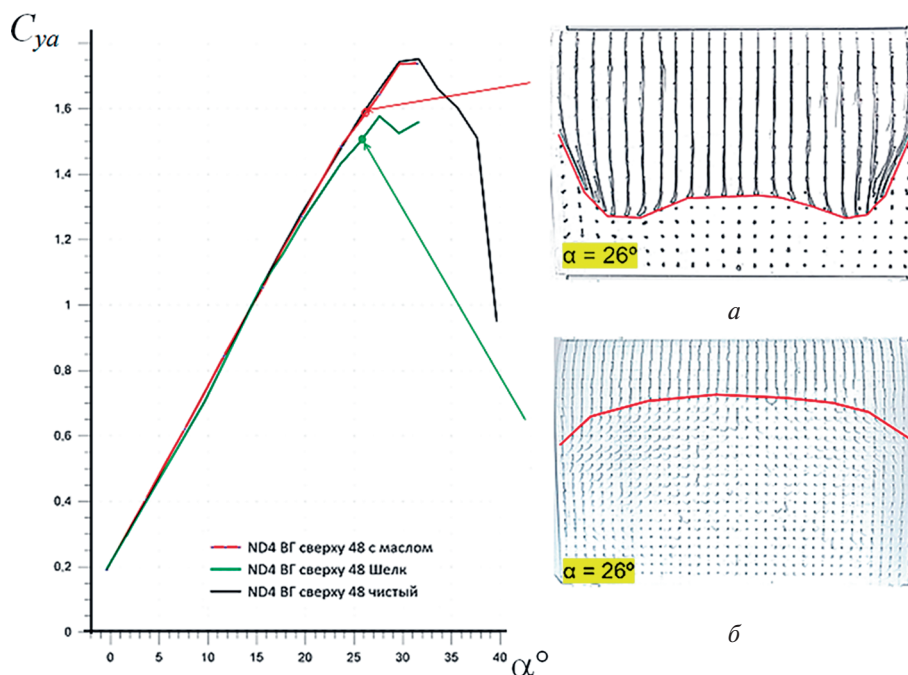


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при разных методах визуализации и спектры обтекания при угле атаки $\alpha = 26^\circ$, полученные: а — методом масляных точек; б — методом шелковинок

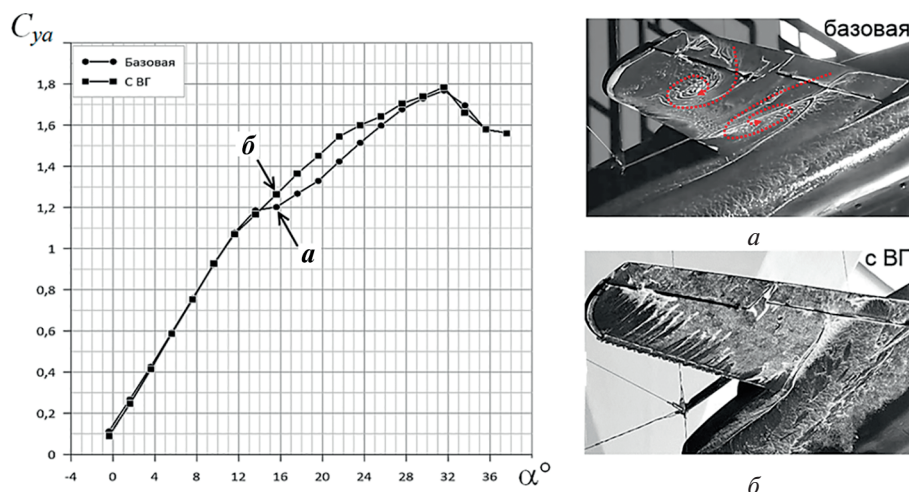


Рис. 11 Влияние серповидных ВГ на передней кромке крыла на зависимость $C_{ya}(\alpha)$ на модели самолета при $V = 37$ м/с ($Re = 0,44 \cdot 10^6$), спектры обтекания консоли крыла при $\alpha = 16^\circ$: а – базовая конфигурация (без ВГ); б – с ВГ на передней кромке крыла

– на отсеке крыла с профилем GA(W-1) и GA(W-2) эффективность серповидного вихрегенератора на передней кромке крыла выше, чем на отсеке крыла с профилем ND4;

– с помощью серповидных вихрегенераторов, расположенных на передней кромке крыла учебно-тренировочного самолета, был устранен участок локального снижения подъемной силы при промежуточных углах атаки.

Показана необходимость учитывать влияние шелковинок на обтекание и аэродинамические свойства исследуемой экспериментальной модели.

Важным результатом экспериментальных исследований является визуализация обтекания, позволившая выявить механизм воздействия вихрегенераторов на отрывные зоны.

Список источников

1. Ghoddoussi A., Miller L.S. A Conceptual Study of Airfoil Performance Enhancements Using CFD // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (13–16 August 2012; Minneapolis, Minnesota). DOI: 10.2514/6.2012-4655
2. Konig J., Hansen H., Coustols E., et al. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS'2004; 24–28 July, 2004; Jyväskylä), p. 953.
3. Брагин Н.Н., Губанова М.А., Курилов В.Б. и др. Экспериментальные исследования влияния малоразмерных элементов на аэродинамические характеристики пассажирского самолета на взлетно-посадочных режимах полета // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике (27–28 февраля 2014;

п. Володарского). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2014. С. 72–73.

4. Pearcey H.H. Introduction to shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control // In: Lachmann G. (ed) Boundary layer and flow control. Its Principles and Application. Pergamon Press, Oxford; 1961. Vol. 2, pp. 1166–1344. DOI: 10.1016/B978-1-4832-1323-1.50021-X
5. Артамонова Л.Г., Белов И.А., Мамчур В.И. и др. Численное и физическое моделирование турбулентного обтекания пластины с поперечными ребрами // Инженерно-физический журнал. 1987. Т. 52. № 1. С. 43–51.
6. Pauley W., Eaton J. Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer // AIAA Journal. 1988. Vol. 26. No. 7, p. 816–823. DOI: 10.2514/3.9974
7. Павленко А.М., Занин Б.Ю., Катасонов М.М. и др. Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17. № 1. С. 17–22.
8. Багхдади М.К. Численные исследования интерференции генератора вихрей и крыла с воздушным винтом // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 27–35. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184988>
9. Багхдади М.К., Павленко О.В., Раздобарин А.М. Численные исследования улучшения обтекания крыла с тянущим воздушным винтом // Журнал технической физики. 2024. Т. 94. № 12. С. 2092–2095. DOI: 10.61011/JTF.2024.12.59269.334–24
10. Godard G., Stanislas M. Control of a decelerating boundary layer. Part. 1: Optimization of passive vortex generators // Aerospace Science and Technology. 2006. Vol. 10. No. 3, pp. 181–191. DOI: 10.1016/j.ast.2005.11.007

11. Абрамова К.А., Павленко О.В., Петров А.В. и др. Расчетные исследования аэродинамических характеристик высоконесущего профиля крыла с управлением пограничным слоем на крейсерских и взлетно-посадочных режимах полета // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55. № 3. С. 27–41.
12. Брутян М.А., Волков А.В., Вышинский В.В. и др. Модификация формы генератора вихрей с целью повышения его эффективности // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54. № 1. С. 20–27
13. Карякин О.М., Сахарова А.И., Слитинская А.Ю. и др. Исследование пассивных вихрегенераторов на прямом и стреловидном крыльях // Модели и методы аэродинамики: сборник тезисов XVII Международной школы-семинара (04–11 июня 2017; Евпатория). С. 80.
14. Наливайко А.Г., Урусов А.Ю., Успенский А.А. и др. Экспериментальные исследования управления подъемной силой крыла с помощью распределенных по его поверхности актуаторов // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 1. С. 37–52.
15. Низов С.Н. Аэрогидродинамическая поверхность, группа вихрегенераторов и способ установки группы вихрегенераторов. Патент RU 2749524 С1. Бюл. № 17, 11.06.2021.
16. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. 2-е изд. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016. 644 с.
17. Устименко М.В. Исследование влияния шелковинок на аэродинамические характеристики и спектры обтекания модели прямого крыла с профилем НАСА0018 в аэродинамической трубе Т-1 МАИ // Гагаринские чтения – 2022: Сборник тезисов XLVIII Международной молодежной научной конференции (12–15 апреля 2022; Москва). М.: Изд-во Перо, 2022. С. 16–17.
18. Волобуев Р.А., Галкин М.Ю., Кузнецов А.В. и др. Экспериментальные исследования пассивного метода затягивания потока на отсеке крыла в АДТ Т-1 МАИ // Материалы XXXIII Научно-техническая конференция по аэродинамике (15–16 декабря 2022; Жуковский). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2022. С. 44.
19. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие. Новосибирск: Изд-во НГУ, 2011. 116 с.
20. Матюшенко А.А., Гарбарук А.В. Численное исследование влияния трехмерных «грибообразных» структур на характеристики обтекания крыловых профилей // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 1. С. 31–35.
21. Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю. и др. Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности // Ученые записки ЦАГИ. 2004. Т. 35. № 1–2. С. 57–62.

References

1. Ghoddoussi A, Miller LS. A Conceptual Study of Airfoil Performance Enhancements Using CFD. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (August 13–16, 2012; Minneapolis, Minnesota)*. DOI: 10.2514/6.2012-4655
2. Konig J, Hansen H, Coustols E, et al. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS'2004; July 24–28, 2004; Jyväskylä)*. p. 953.
3. Bragin NN, Gubanova MA, Kurilov VB, et al. Experimental studies of the effect of small-sized elements on the aerodynamic characteristics of a passenger aircraft in take-off and landing flight modes. *Materialy XXV Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (February 27–28, 2014; p. Volodarskogo)*. Zhukovsky: TsAGI; 2014. p. 72–73. (In Russ.).
4. Pearcy HH. Introduction to shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control. In: *Lachmann G. (ed) Boundary layer and flow control. Its Principles and Application*. Pergamon Press, Oxford; 1961. Vol. 2. p. 1166–1344. DOI: 10.1016/B978-1-4832-1323-1.50021-X
5. Artamonova LG, Belov IA, Mamchur VI, et al. Numerical and physical modeling of turbulent flow around a plate with transverse ribs. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*. 1987;52(1): 43–51. (In Russ.).
6. Pauley W, Eaton J. Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer. *AIAA Journal*. 1988;26(7):816–823. DOI: 10.2514/3.9974
7. Pavlenko AM, Zanin BY, Katasonov MM, et al. Transformation of the tear-off flow structure by local action. *Teplofizika i aeromekhanika*. 2010;17(1):17–22.
8. Baghdadi MK. Numerical Studies of interference of vortex generator and a wing with air propeller. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):27–35. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=184988>
9. Baghdadi MK, Pavlenko OV, Razdobarin AM. Numerical studies improve of flow around a wing with a pulling airscrew. *Technical Physics*. 2024;69(12):1939–1942. (In Russ.). DOI: 10.61011/TP.2024.12.60427.334–24
10. Godard G, Stanislas M. Control of a decelerating boundary layer. Part. 1: Optimization of passive vortex generators. *Aerospace Science and Technology*. 2006;10(3):181–191. DOI: 10.1016/j.ast.2005.11.007
11. Abramova KA, Pavlenko OV, Petrov AV, et al. Numerical simulation of aerodynamic performance of high-lift wing airfoil with flow control at cruise, take-off and landing flight regimes. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2024;55(3):27–41. (In Russ.).
12. Brutyan MA, Wolkov AV, Vyshinsky VV. Modification of the shape of the vortex generator to increase its efficiency. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;54(1):20–27. (In Russ.).

13. Karyakin OM, Sakharova AI, Slitinskaya AY, et al. Investigation of passive vortex generators on straight and swept wings. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki: sbornik"* (June 04–11, 2017; Evpatoria). p. 80. (In Russ.).
14. Nalivaiko AG, Urusov AY, Uspenskii AA, et al. Experimental studies of wing lift control using actuators distributed over its surface. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2017;48(1):37–52. (In Russ.).
15. Nizov SN. *Aerohydrodynamic surface, group of vortex generators and method of installation of the group of vortex generators*. Patent RU 2749524 C1, 11.06.2021. (In Russ.).
16. Kharitonov AM. *Technique and methods of the aerophysical experiment*. 2nd ed. Novosibirsk: NGTU; 2016. 644 p. (In Russ.).
17. Ustimenko MV. Investigation of the effect of silkworms on the aerodynamic characteristics and flow spectra of a straight wing model with a NACA0018 profile in a MAI T-1 wind tunne. *Materialy XLVIII Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskie chteniya – 2022"* (April 12–15, 2022; Moscow). Moscow: Pero; 2022. p. 16–17. (In Russ.).
18. Volobuev RA, Galkin MY, Kuznetsov AV, et al. Experimental studies of the passive method of flow tightening on the wing compartment in the T-1 MAI ADT. *Materialy XXXIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (December 15–16, 2022; Zhukovsky)*. Zhukovsky: TsAGI; 2022. p. 44. (In Russ.).
19. Zanin BY, Kozlov VV. *Vortex structures in subsonic separation currents*. Novosibirsk: NGU; 2011. 116 p. (In Russ.).
20. Matyushenko AA, Garbaruk AV. Numerical study of influence of three-dimensional mushroom-like cells on airfoil characteristics. *Tenlovye protsessy v tekhnike*. 2016;8(1):31–35. (In Russ.).
21. Brylyakov AP, Zharkova GM, Zanin BY, et al. Flow separation on a straight wing with increased external turbulence. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2004;35(1–2):57–62. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 18.07.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 31.07.2025
Принята к публикации / Accepted 01.08.2025