

Влияние стреловидности стабилизаторов на аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата

© В.О. Москаленко, А.А. Косырев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Беспилотным летательным аппаратам уделяется сегодня большое внимание в армиях многих стран мира. Установлено, что улучшить аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата можно за счет изменения стреловидности стабилизаторов. Для исследования влияния угла стреловидности стабилизаторов на изменение аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата Predator проведено математическое моделирование обтекания модели беспилотного летательного аппарата с различной стреловидностью стабилизаторов при дозвуковой скорости набегающего потока. В результате численного расчета в пакете SolidWorks Flow Simulation получены аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата с различной стреловидностью стабилизаторов. Построены графики, отображающие зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки, получены поля давления в вертикальных плоскостях течения. Проведено исследование полей давления. Проанализировано влияние картины течения на изменение аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата со стабилизаторами прямой и обратной стреловидности. Выявлено преимущество беспилотного летательного аппарата со стабилизаторами обратной стреловидности перед аппаратами со стабилизаторами прямой стреловидности и без стреловидности.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, программный комплекс SolidWorks, стабилизаторы обратной стреловидности, стабилизаторы прямой стреловидности

Введение. Одним из актуальных и перспективных путей совершенствования боевого потенциала современных вооруженных сил является создание и внедрение в процессы боевой подготовки и возможных боевых действий беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) [1]. В армиях многих стран мира уделяется достаточно большое внимание боевым комплексам с БПЛА, ведется активная разработка принципиально новых моделей и конструкций планера-беспилотника, который был бы рассчитан на повышенные нагрузки в сравнении с пилотируемой авиацией. Так, успешное применение БПЛА Predator активизировало работы в США по созданию БПЛА нового поколения, которые будут способны не только поражать наземные цели, но и вести воздушный бой [2–6].

Улучшение тактико-технических характеристик БПЛА, в том числе и аэродинамических характеристик, является важной и актуальной задачей. Повлиять на аэродинамические характеристики БПЛА можно посредством изменения угла стреловидности χ крыла (стабилизато-

ров). Различают крылья (стабилизаторы) прямой и обратной стреловидности соответственно с положительным и отрицательным углом стреловидности χ [7]. Модели крыла с различной стреловидностью показаны на рис. 1.

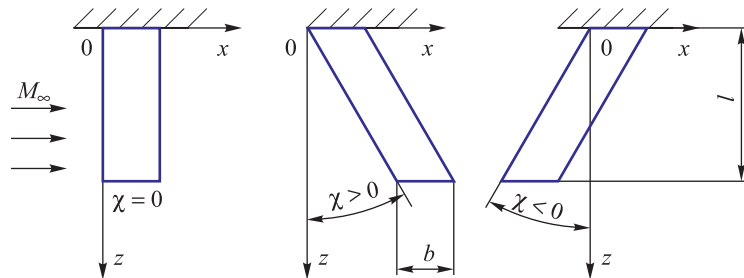


Рис. 1. Модели крыла с различной стреловидностью (вид сверху)

К применению стабилизаторов (крыльев) с обратной стреловидностью (ОС) на БПЛА, особенности обтекания которых еще мало изучены, проявляется значительный интерес [8–10]. Примером летательного аппарата с крылом ОС может послужить экспериментальный самолет С-37 («Беркут»), созданный для реализации новейших перспективных решений, которые могут быть использованы на боевых самолетах будущего [11–14]. Работы по улучшению характеристик крыльев летательных аппаратов не прекращаются по настоящее время [15, 16].

Эта статья посвящена исследованию коэффициентов подъемной силы c_{ya} , лобового сопротивления c_{xa} , моментов тангажа m_z и рыскания m_y , а также аэродинамического качества K БПЛА Predator со стабилизаторами различной стреловидности для углов атаки $\alpha = 0 \dots 14^\circ$. Проведен анализ обтекания БПЛА Predator со стабилизаторами прямой и обратной стреловидности (соответственно ПС и ОС).

Таким образом, одна из основных целей исследования — изучение влияния стреловидности стабилизаторов, включая и обратную, на аэродинамические характеристики БПЛА Predator с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation [17].

Решение тестовой задачи. Перед выполнением численного эксперимента по изучению влияния угла стреловидности стабилизаторов на аэродинамические характеристики БПЛА была решена тестовая задача по расчету аэродинамических характеристик самолета МИГ-29 [18]. На примере этой задачи проведена оценка размеров расчетной области, выбрана расчетная сетка и определены погрешности расчета аэродинамических характеристик по сравнению с известными аэродинамическими характеристиками МИГ-29 [19].

С использованием пакета SolidWorks Flow Simulation и модели турбулентности $k-\varepsilon$ были определены аэродинамические коэффициенты: сопротивления c_{xa} и подъемной силы c_{ya} при различных углах атаки для $M_\infty = 0,6$. При этом проводилась табличная адаптация сетки (в качестве единицы измерения были выбраны итерации). Таким образом ячейки сетки дробились в областях с особенностями течения для обеспечения установленной точности решения (рис. 2). В итоге количество ячеек сетки после адаптации составило порядка 1,8 млн.

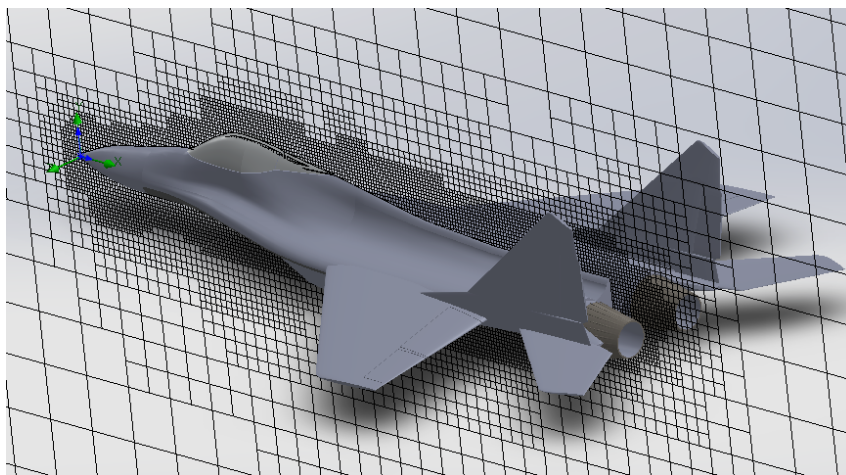


Рис. 2. Расчетная сетка после неоднократного уплотнения

По результатам эксперимента [19] и численного расчета построены зависимости коэффициентов подъемной силы c_{ya} (рис. 3, *a*) и силы лобового сопротивления c_{xa} (рис. 3, *b*) от угла атаки α для МИГ-29.

На рисунке видно, что результаты численного расчета и эксперимента совпадают с ошибкой по c_{xa} примерно 15 %, по c_{ya} примерно 6 % (окрестность нуля в расчет не бралась).

Были предприняты попытки уменьшения осредненных ошибок по c_{xa} и c_{ya} . Увеличивались размеры расчетной области, а также количество ячеек с 1,8 до 2,5 млн. При этом осредненные ошибки оставались примерно в тех же пределах, в связи с чем расчеты в дальнейшем были проведены для количества ячеек, равного 1,8 млн.

Полученные систематические ошибки в определении суммарных коэффициентов c_{xa} и c_{ya} не повлияли на результаты анализа и выводы, так как анализировались не абсолютные значения коэффициентов, а их приращения Δ по отношению к стабилизаторам ОС и стабилизаторам ПС.

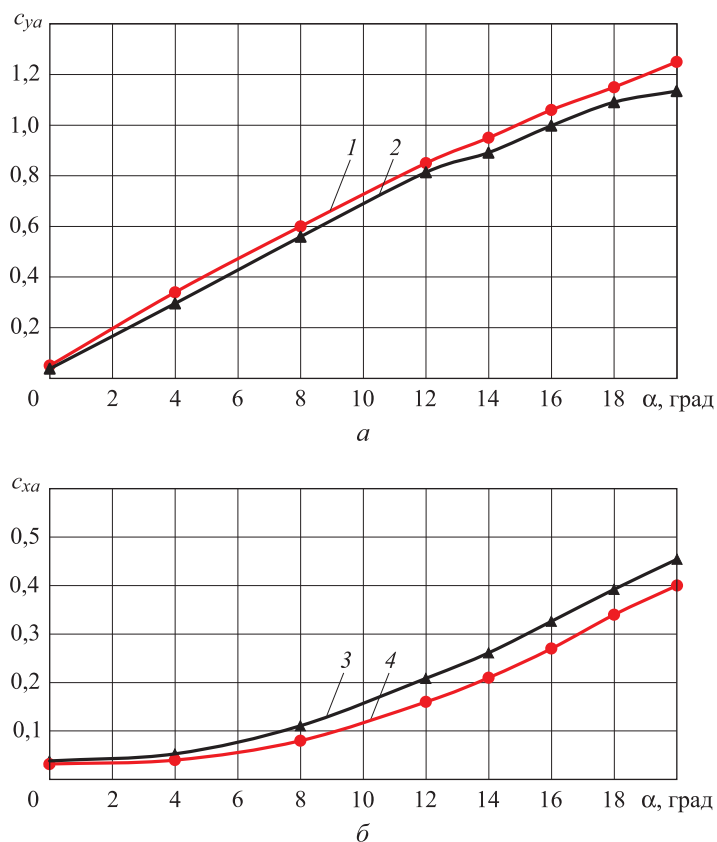


Рис. 3. Зависимость коэффициентов подъемной силы c_{ya} (а) и силы лобового сопротивления c_{xa} (б) от угла атаки α :
1, 4 — эксперимент [19]; 2, 3 — расчет

Расчет аэродинамических характеристик БПЛА со стабилизаторами различной стреловидности. После решения тестовой задачи был проведен численный эксперимент по оценке влияния угла стреловидности χ стабилизаторов и угла атаки α на аэродинамические характеристики БПЛА. Согласно данным [7], оптимальным углом стреловидности, при котором достигается максимальный прирост аэродинамического качества крыла, является $\chi = -30^\circ$. Был рассмотрен БПЛА Predator длиной $L = 7,5$ м и размахом крыла $l = 14,84$ м.

Модель БПЛА Predator показана на рис. 4. Стабилизаторы 1 и 3 имеют удлинение $\lambda = 3,4$, а стабилизатор 2 — $\lambda = 1,6$. При численном эксперименте изменялась стреловидность стабилизаторов 1 и 3. Стреловидность стабилизатора 2 не изменялась ввиду его малого удлинения. Рассматривались стабилизаторы как ПС при $\chi = 30^\circ$, так и при $\chi = -30^\circ$.

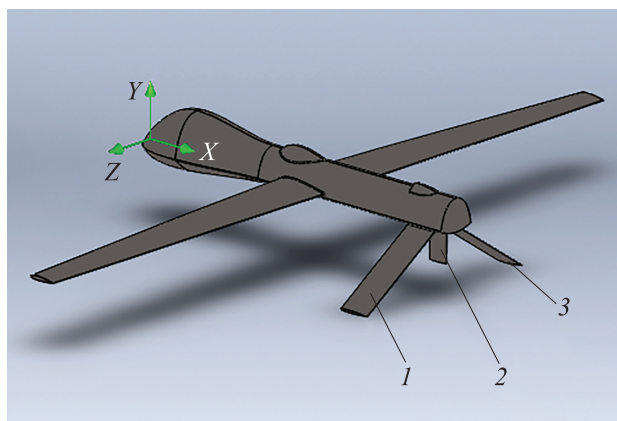


Рис. 4. Модель БПЛА Predator:
1–3 — порядковые номера стабилизаторов

Область расчета представляла собой параллелепипед, в центре которого был расположен БПЛА. Габариты расчетной области выбирались из соображений обеспечения обтекания БПЛА невозмущенным потоком, включая максимальные углы атаки, и составляли в высоту, длину и ширину соответственно 158 м × 150 м × 150 м.

Результаты численного расчета аэродинамических характеристик БПЛА с различной стреловидностью стабилизаторов. Были рассчитаны аэродинамические коэффициенты c_{ya} , c_{xa} , m_z , m_y , а также аэродинамическое качество K для БПЛА со стабилизаторами ОС при $\chi = -30^\circ$, без стреловидности (БС) при $\chi = 0$ и ПС при $\chi = 30^\circ$ и $M_\infty = 0,3$ (рис. 5–9), а также зависимости приращения коэффициентов подъемной силы Δc_{ya} и аэродинамического качества ΔK БПЛА со стабилизаторами ОС над стабилизаторами ПС и БС от угла атаки, которые представлены на рис. 10. Приращения коэффициентов вычислены по следующим формулам:

$$\Delta c_{ya(OC-PC)} = c_{ya(OC)} - c_{ya(PC)}; \quad (1)$$

$$\Delta K_{(OC-PC)} = K_{(OC)} - K_{(PC)}; \quad (2)$$

$$\Delta c_{ya(OC-BC)} = c_{ya(OC)} - c_{ya(BC)}; \quad (3)$$

$$\Delta K_{(OC-BC)} = K_{(OC)} - K_{(BC)}, \quad (4)$$

где $c_{ya(OC)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА со стабилизаторами ОС; $c_{ya(PC)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА со стабилизаторами ПС; $c_{ya(BC)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА со стабилизаторами БС; $K_{(OC)}$, $K_{(PC)}$, $K_{(BC)}$ — аэродинамическое качество БПЛА со стабилизаторами ОС, ПС, БС соответственно.

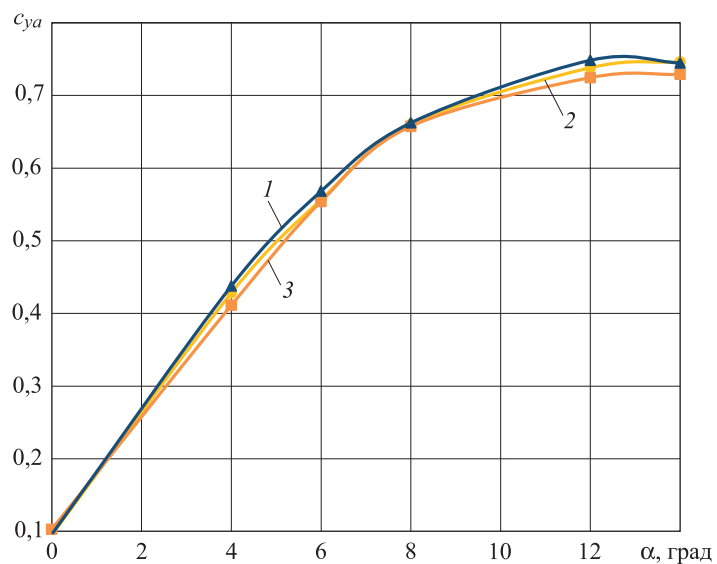


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} БПЛА от угла атаки α при различных углах стреловидности стабилизаторов:
 $1 - \chi = -30^\circ$; $2 - \chi = 0^\circ$; $3 - \chi = 30^\circ$

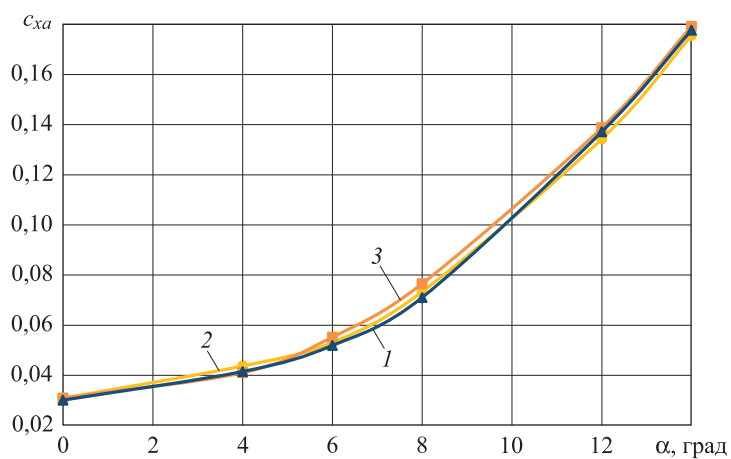


Рис. 6. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления c_{xa} БПЛА от угла атаки α при различных углах стреловидности стабилизаторов:
 $1 - \chi = -30^\circ$; $2 - \chi = 0^\circ$; $3 - \chi = 30^\circ$

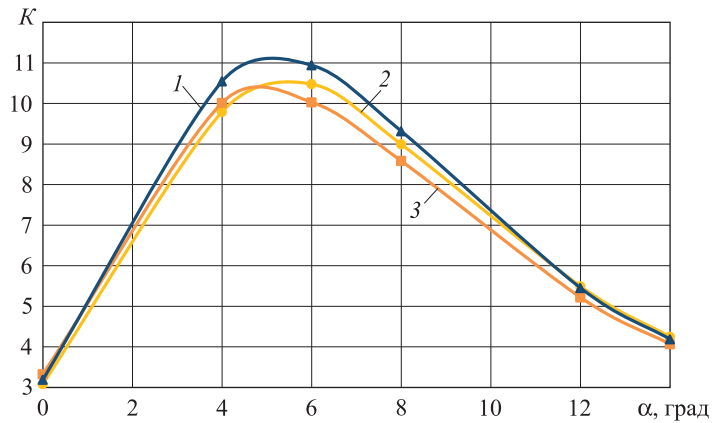


Рис. 7. Зависимость аэродинамического качества K БПЛА от угла атаки α при различных углах стреловидности стабилизаторов:
 1 — $\chi = -30^\circ$; 2 — $\chi = 0^\circ$; 3 — $\chi = 30^\circ$

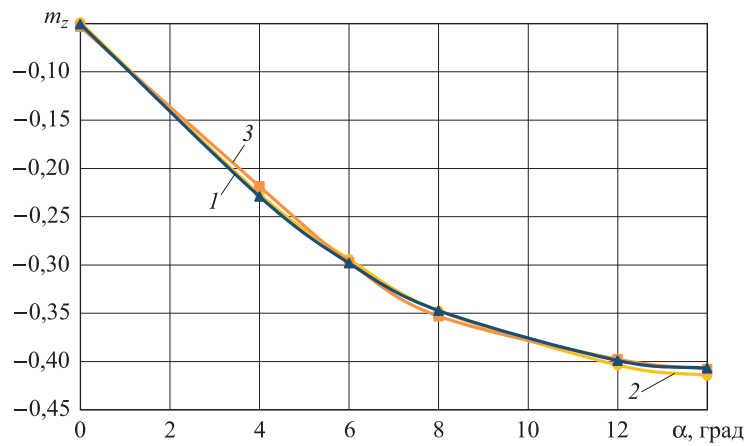


Рис. 8. Зависимость коэффициентов момента тангажа m_z БПЛА от угла атаки α при различных углах стреловидности стабилизаторов:
 1 — $\chi = -30^\circ$; 2 — $\chi = 0^\circ$; 3 — $\chi = 30^\circ$

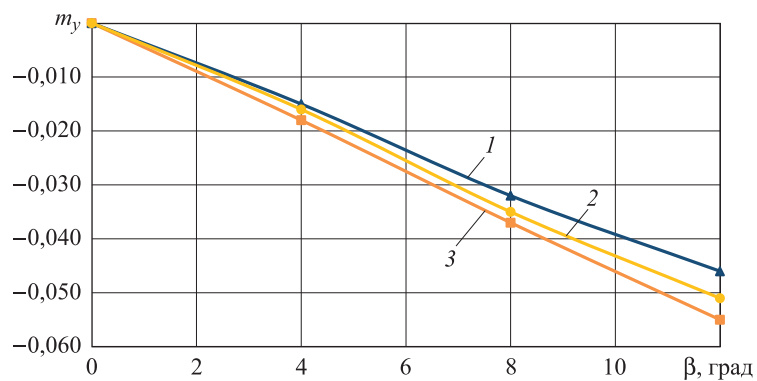


Рис. 9. Зависимость коэффициентов момента рыскания m_y БПЛА от угла скольжения β при различных углах стреловидности стабилизаторов:
 1 — $\chi = -30^\circ$; 2 — $\chi = 0^\circ$; 3 — $\chi = 30^\circ$

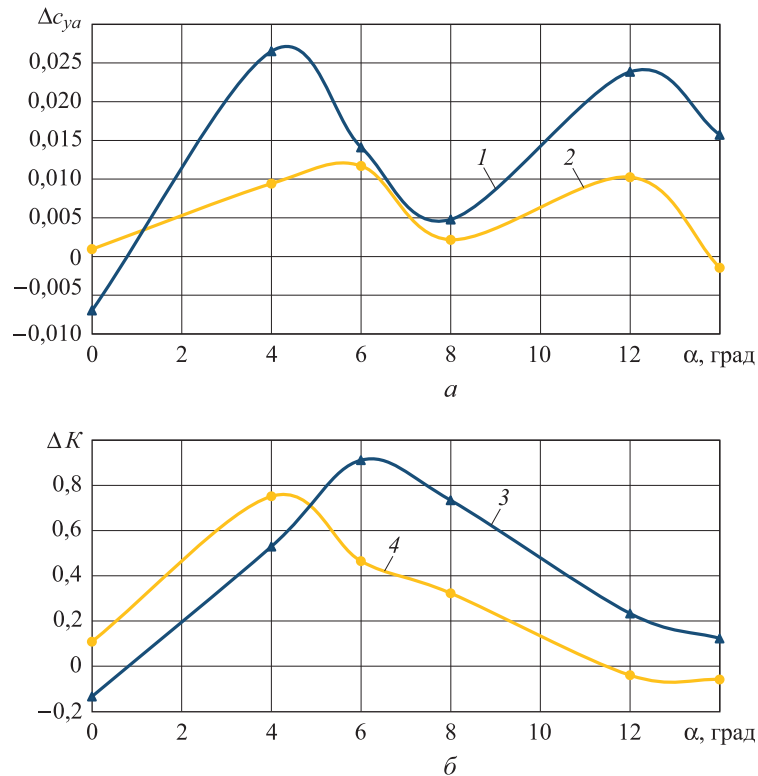


Рис. 10. Зависимость Δc_{ya} (а) и ΔK (б) БПЛА со стабилизаторами ОС, ПС и БС от угла атаки α :
 1 — Δc_{ya} (ОС-ПС); 2 — Δc_{ya} (ОС-БС); 3 — ΔK (ОС-ПС); 4 — ΔK (ОС-БС)

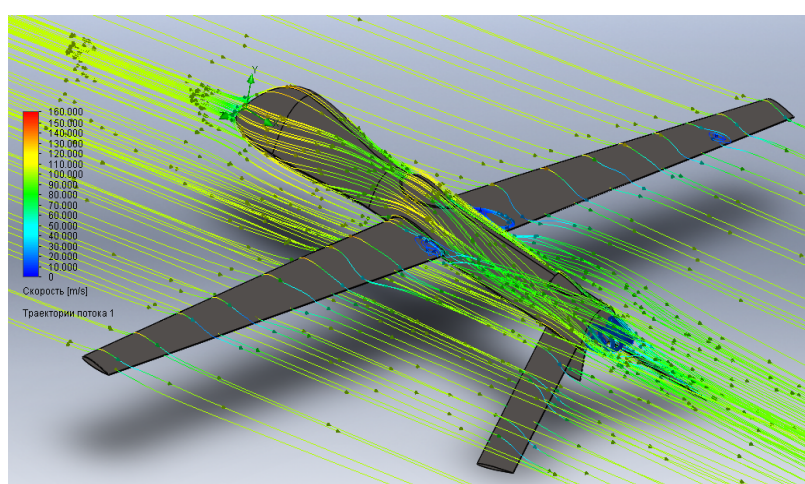
На рис. 10 наблюдается положительный прирост аэродинамического качества БПЛА ΔK со стабилизаторами ОС по сравнению со стабилизаторами ПС во всем исследуемом диапазоне углов атаки ($\alpha = 0 \dots 14^\circ$) и стабилизаторов ОС по сравнению со стабилизаторами БС при $\alpha = 0 \dots 11^\circ$.

Положительный прирост коэффициента подъемной силы БПЛА Δc_{ya} со стабилизаторами ОС по сравнению со стабилизаторами ПС и стабилизаторов ОС по сравнению со стабилизаторами БС наблюдается во всем исследуемом диапазоне углов атаки и имеет два максимума на углах атаки порядка 4 и 12°.

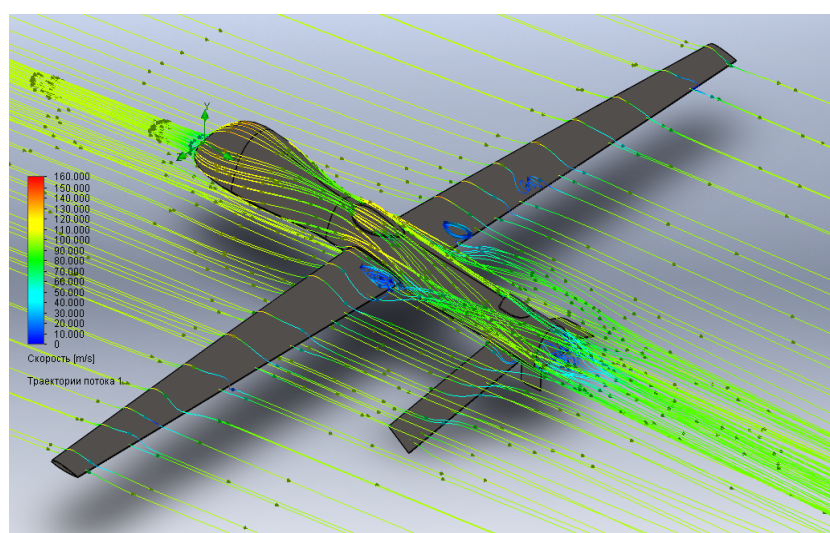
Наибольший прирост аэродинамического качества стабилизаторов ОС по сравнению со стабилизаторами БС составляет 0,75 при $\alpha = 4^\circ$, а стабилизаторов ОС по сравнению со стабилизаторами ПС — 0,91 при $\alpha = 6^\circ$. Этот прирост обеспечивается за счет некоторого увеличения коэффициентов c_{ya} и снижения c_{xa} для стабилизаторов ОС (см. рис. 5, 6). При этом зависимости коэффициентов продольного момента $m_z(\alpha)$ практически не отличаются для стабилизаторов ОС, БС и ПС (см. рис. 8), что свидетельствует об имеющемся запасе про-

дольной устойчивости для всех рассмотренных стабилизаторов, включая ОС. Зависимости для коэффициентов момента рыскания также имеют отрицательный градиент, что свидетельствует о положительном запасе путевой устойчивости. Для стабилизаторов ОС эти зависимости имеют несколько бóльшие значения, что должно благоприятно сказаться на маневренности.

В результате численного расчета были получены картины полей давления и линий тока (картин обтекания) БПЛА для различных значений углов стреловидности стабилизаторов и углов атаки. Так, на рис. 11 представлены характерные картины обтекания БПЛА со



a



б

Рис. 11. Картины обтекания БПЛА со стабилизаторами ПС ($\chi = 30^\circ$) и ОС ($\chi = -30^\circ$) под углом $\alpha = 12^\circ$

стабилизаторами ПС и ОС при $\alpha = 12^\circ$. Видна разница между обтеканием стабилизаторов БПЛА ПС и ОС. Так, при обтекании стабилизатора ПС набегающий поток перемещается от бортовой хорды к задней (рис. 11, а), а при обтекании стабилизатора ОС поток перемещается в обратном направлении (рис. 11, б). Из-за смены направления перетекания у стабилизатора ОС снижается интенсивность концевой вихря, что уменьшает индуктивное сопротивление и повышает общее аэродинамическое качество крыла.

Для БПЛА со стабилизаторами различной стреловидности формируются разные картины полей давления (рис. 12). Зоны изменения давления находятся внутри расчетной области, что подтверждает правильность выбора ее границ. Вблизи передней кромки стабилизатора

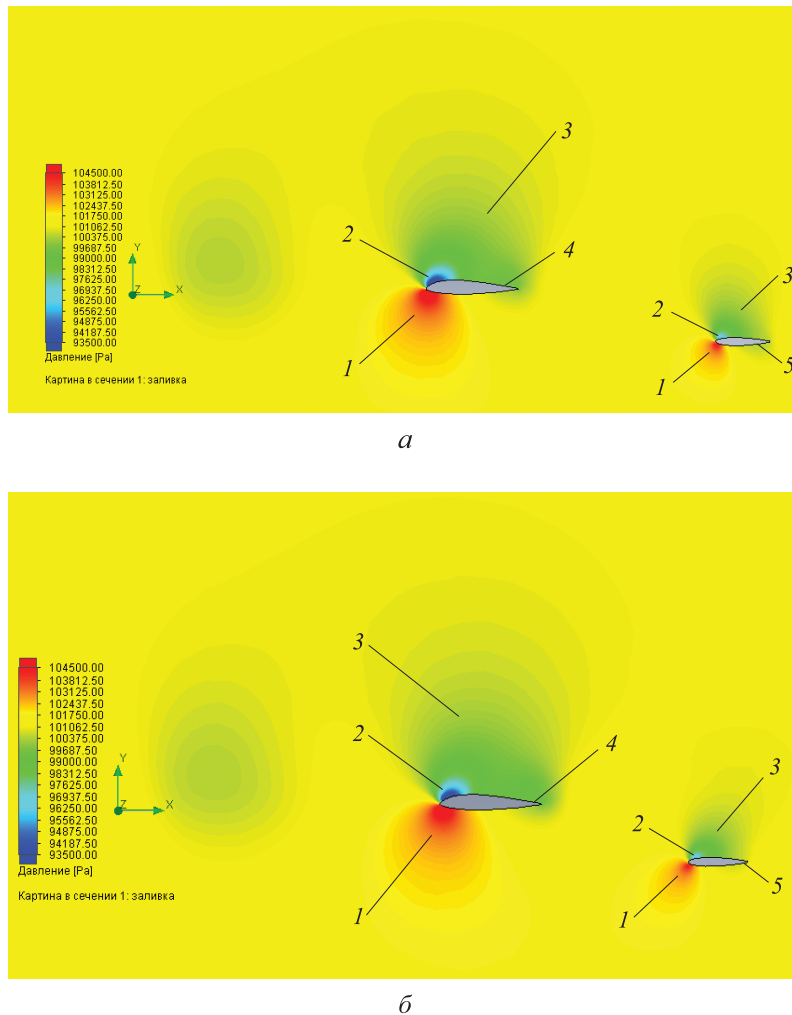


Рис. 12. Поле давления на расстоянии $z = 1$ м от сечения XOY при обтекании дозвуковым потоком БПЛА под углом атаки $\alpha = 12^\circ$ (в сечении: крыло 4 и стабилизатор 5) при $\chi = 30^\circ$ (а) и $\chi = -30^\circ$ (б)

давление по сравнению с давлением набегающего потока увеличивается (области 1 красного цвета), на верхней части профиля создается область пониженного давления (области 2 голубого и области 3 зеленого цвета).

Заключение. Таким образом, в результате анализа приведенных численных расчетов установлено, что применение стабилизаторов ОС с углом стреловидности $\chi = -30^\circ$ по сравнению со стабилизаторами БС позволяет увеличить коэффициент подъемной силы БПЛА во всем исследуемом диапазоне углов атаки ($\alpha = 0 \dots 14^\circ$), а также аэродинамическое качество при $\alpha = 0 \dots 11^\circ$. Наибольший прирост аэродинамического качества БПЛА составляет 0,75 при $\alpha = 4^\circ$, а наибольший прирост коэффициента подъемной силы — 0,012 при $\alpha = 6^\circ$.

Применение стабилизаторов ОС с углом стреловидности $\chi = -30^\circ$ по сравнению со стабилизаторами ПС с $\chi = 30^\circ$ позволяет увеличить коэффициент подъемной силы БПЛА и аэродинамическое качество во всем исследуемом диапазоне углов атаки. Наибольший прирост аэродинамического качества БПЛА составляет 0,91 при $\alpha = 6^\circ$, а наибольший прирост коэффициента подъемной силы — 0,027 при $\alpha = 4^\circ$. При этом в исследованном диапазоне углов атаки α и скольжения β для всех типов стабилизаторов БПЛА имеет запасы продольной и путевой устойчивости.

Необходимо отметить, что БПЛА со стабилизаторами ОС в исследованном диапазоне углов атаки имеет преимущество в аэродинамическом качестве перед БПЛА со стабилизаторами ПС и БС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полтавский А.В., Жумабаева А.С., Бикеев Р.Р. Многофункциональные комплексы беспилотных летательных аппаратов: развитие в системе вооружения. *Надежность и качество сложных систем*, 2016, № 1 (13), с. 39–46.
- [2] Балыко Ю. Беспилотники НАТО в локальных конфликтах. *Военный парад*, 2008, № 1-2, с. 38–39.
- [3] Мужичек С.М. Беспилотные летательные аппараты: мода или насущная необходимость. *Фазотрон*, 2005, № 3, с. 52–55.
- [4] Семенов С.С. Американская стратегия развития боевых беспилотных самолетов. *Аэрокосмическое обозрение*, 2008, № 3, с. 21–23.
- [5] Романов И.В. Беспилотные летательные аппараты в XXI веке. *Наука среди нас*, 2018, № 4 (8), с. 1–2.
- [6] Полтавский А.В., Бородуля В.М. Развитие беспилотной авиации в армиях зарубежных стран. *Стратегическая стабильность*, 2007, № 1, с. 45–53.
- [7] Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние угла стреловидности на аэродинамические характеристики крыла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 2, с. 1–2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735
- [8] Chambers J.R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.

- [9] Frederick A.J. *Sweeping Forward*. The National Aeronautics and Space Administration, 2013, 328 p.
- [10] Hepperle M. *MDO of Forward Swept Wings*. Braunschweig, DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2008, pp. 14–19.
- [11] Бауэрс П. *Летательные аппараты нетрадиционных схем*. Москва, Мир, 1991, 320 с.
- [12] Ильин В. А. Экспериментальный самолет С-37 «Беркут». *Вестник авиации и космонавтики*, 1999, № 3, с. 31–33.
- [13] Ильин В.А. Полет «Беркута». *Авиация и космонавтика*, 1998, № 1, с. 1–3.
- [14] Докучаев А. «Беркут» раздвигает горизонты. *Красная звезда*, 25 сентября 2000.
- [15] Коробкова Ю.П., Москаленко В.О. Численный расчет взаимодействия плоской струи с сносящим дозвуковым потоком. *Аэрокосмический научный журнал*, 2017, № 3, с. 53–63.
- [16] Москаленко В.О., Красников И.Ю. Численный расчет взаимодействия плоской струи с сносящим дозвуковым потоком. *Аэрокосмический научный журнал*, 2016, № 2, с. 30–40.
- [17] Алямовский А.А. *SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи*. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2012, 445 с.
- [18] Гордон Е., Фомин А., Михеев А. *МИГ-29. Любимая книга*, 1998, 256 с.
- [19] *Практическая аэродинамика самолета МИГ-29*. Министерство обороны СССР, 1987, с. 14–35.

Статья поступила в редакцию 09.10.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние стреловидности стабилизаторов на аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-1-1838>

Москаленко Валерий Осипович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 150 научных работ в области аэрогазодинамики и управления движением летательных аппаратов. e-mail: valera.moskalenko2014@yandex.ru

Косырев Антон Александрович — студент 6-го курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antoon.anton@yandex.ru

The effect of stabilizer sweep on aerodynamic characteristics of UVA

© V.O. Moskalenko, A.A. Kosyrev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Nowadays armed forces of many countries of the world pay a lot of attention to unmanned aerial vehicles (UAV). It's stated that estimation of stabilizers sweep can improve aerodynamic characteristics of UAV. We conducted mathematical simulation of UAV streamlining with different stabilizer sweep in conditions of approaching windflow at subsonic speed. It helped to study the impact of stabilizer sweep angle on changes of aerodynamic characteristics of UAV Predator. As a result of numeral computations with SolidWorks Flow Simulation, we received aerodynamic characteristics of UAV with different stabilizer sweep. We plotted graphs showing the dependence of aerodynamic coefficient from attack angle. Pressure fields in vertical plane of the stream were received. Research of pressure fields was conducted. We analysed the impact of the stream on changes of aerodynamic characteristics of UAV with back sweep and forward sweep stabilizers. We detected advantages of UAV with forward sweep stabilizers over UAV with back sweep stabilizers or without any sweep.

Keywords: *unmanned aerial vehicles, aerodynamic characteristics, program complex SolidWorks, forward sweep stabilizers, back sweep stabilizers*

REFERENCES

- [1] Poltavskiy A.V., Zhumabaeva A.S., Bikeev R.R. *Nadezhnost i kachestvo slozhnykh sistem — Reliability and Quality of Complex Systems*, 2016, no. 1 (13), pp. 39–46.
- [2] Balyko Y. *Voenny parad — Military parade*, 2008, no. 1-2, pp. 38–39.
- [3] Muzhichek S.M. *Fazotron — Phazotron*, 2005, no. 3, pp. 52–55.
- [4] Semenov S.S. *Aehrokosmicheskoe obozrenie — Aerospace review*, 2008, no. 3, pp. 21–23.
- [5] Romanov I.V. *Nauka sredi nas (Science is among us)*, 2018, no. 4 (8), pp. 1–2.
- [6] Poltavskiy A.V., Borodulya V.M. *Strategicheskaya stabilnost (Strategic stability)*, 2007, no. 1, pp. 45–53.
- [7] Moskalenko V.O, Kosyrev A.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, issue 2, pp. 1–2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735
- [8] Chambers J.R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.
- [9] Frederick A.J. *Sweeping Forward*. The National Aeronautics and Space Administration, 2013, 328 p.
- [10] Hepperle M. *MDO of Forward Swept Wings*. Braunschweig, DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2008, pp. 14–19.
- [11] Bowers P.M. *Boeing Aircraft Since 1916*. Naval Institute Press, 1989, 668 p. [In Russ.: Bowers P. *Letatelnye apparaty netraditsionnykh skhem*. Moscow, Mir Publ., 1991, 320 p.].
- [12] Il'in V.A. *Vestnik aviatsii i kosmonavtiki — Aerospace herald*, 1999, no. 3, pp. 31–33.
- [13] Il'in V.A. *Aviatsiya i kosmonavtika (Aviation and Astronautics)*, 1998, no. 1, pp. 1–3.

- [14] Dokuchaev A. *Krasnaia zvezda (Red Star)*, 25 sentyabrya 2000.
- [15] Korobkova Yu.P., Moskalenko V.O. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2017, no. 3, pp. 53–63.
- [16] Moskalenko V.O., Krasnikov I.Y. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2016, no. 2, pp. 30–40.
- [17] Alyamovskiy A.A. *SolidWorks Simulation. Kak reshat prakticheskie zadachi* [SolidWorks Simulation. How to solve practical problems]. St. Petersburg, BKhV-Peterburg Publ., 2012, 445 p.
- [18] Gordon E., Fomin A., Mikheev A. *MIG-29* [MiG-29]. Lyubimaya kniga Publ., 1998, 256 p.
- [19] *Prakticheskaya aehrodinamika samolyota MIG-29* [MiG-29 practical aerodynamics]. Ministerstvo oborony SSSR Publ., 1987, pp.14–35.

Moskalenko V.O., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 150 research papers in the field of aerogas dynamics and aircraft motion control. e-mail: valera.moskalenko2014@yandex.ru

Kosyrev A.A., 6th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antoon.anton@yandex.ru