

Влияние угла стреловидности на изменение аэродинамических характеристик крыла

© В.О. Москаленко, А.А. Косырев

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

Применение стреловидного крыла позволяет уменьшить нормальную составляющую числа Маха и обеспечить дозвуковое обтекание передней кромки крыла летательного аппарата. Это обуславливает уменьшение волнового сопротивления, и следовательно, лобового сопротивления крыла в целом. Для исследования влияния угла стреловидности на изменение аэродинамических характеристик крыла проведено математическое моделирование обтекания модели крыла различной стреловидности при дозвуковой скорости набегающего потока. В результате численного расчета в пакете SolidWorks Flow Simulation получены аэродинамические характеристики крыльев различной стреловидности. Построены графики, отображающие зависимость аэродинамических коэффициентов от углов атаки и стреловидности, получены поля давления и скорости в вертикальных и горизонтальных плоскостях течения. Проведено исследование полей давления и скорости для стреловидного крыла. Проанализировано влияние картины течения на изменение аэродинамических характеристик крыла прямой и обратной стреловидности. Установлены углы стреловидности, при которых обеспечивается преимущество крыльев обратной стреловидности по сравнению с крыльями прямой стреловидности.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, программный комплекс SolidWorks, крыло обратной стреловидности, крыло прямой стреловидности

Введение. При полете летательного аппарата со скоростью выше 200 м/с к сопротивлению воздуха добавляется волновое сопротивление [1]. Когда скорость полета приближается к скорости звука, аэродинамический коэффициент силы волнового сопротивления резко увеличивается и достигает максимального значения при небольших сверхзвуковых скоростях (так называемый волновой кризис), после чего постепенно уменьшается. Кроме скорости, волновое сопротивление существенно зависит от профиля и формы крыла летательного аппарата в плане. Применение стреловидного крыла позволяет уменьшить нормальную составляющую числа Маха и обеспечить дозвуковое обтекание передней кромки крыла, что обуславливает уменьшение волнового сопротивления, а следовательно и лобового сопротивления крыла в целом. Таким образом, исследование влияния угла стреловидности на суммарные аэродинамические характеристики (АДХ) крыла является важной и актуальной задачей. Особый интерес представляют крылья обратной стреловидности (КОС), АДХ и особенно обтекания которых еще недостаточно изучены.

В данной работе исследованы коэффициенты подъемной силы, продольного момента и качества прямоугольного в плане крыла для различных углов стреловидности и атаки. Проведены сравнение и анализ обтекания крыльев прямой стреловидности (КПС) и КОС. Различают КПС и КОС соответственно с положительным и отрицательным углами стреловидности χ . Модели крыла с различной стреловидностью приведены на рис. 1.

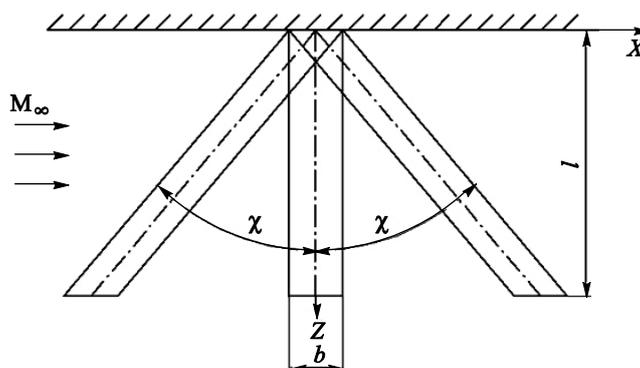


Рис. 1. Модели крыла с различной стреловидностью (вид сверху)

Крыло прямой стреловидности имеет существенный недостаток: при сравнительно небольших углах атаки возникает срыв потока в концевой области крыла, что уменьшает продольную устойчивость. Дальнейшее увеличение угла атаки при маневрировании ведет к распространению срыва потока по всему крылу, потерям управляемости и подъемной силы.

Этого недостатка частично лишено КОС. Срыв потока на больших углах атаки у такого крыла возникает сначала в его корневой части, что не нарушает работу элеронов и оставляет летательный аппарат управляемым [2–8]. Поэтому использование КОС представляется достаточно эффективным [9–11]. Одним из примеров летательного аппарата с КОС является экспериментальный самолет С-37 — «Беркут», созданный для реализации перспективных решений, которые могут быть использованы на боевых самолетах [12–15].

Следует отметить, что работы по улучшению характеристик крыльев летательных аппаратов не прекращаются и в настоящее время [16, 17].

Цель работы — изучение влияния прямой и обратной стреловидности АДХ крыла с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation [18] и нахождение оптимальных углов стреловидности.

Решение тестовой задачи. Перед чем проведением численного эксперимента по изучению влияния угла стреловидности крыла на его АДХ была решена тестовая задача в 3D-постановке для прямоугольного в плане крыла при числе Маха $M_\infty = 0,17$. Полученные результаты использовались для оценки размеров расчетной области, выбора расчетной сетки и определения погрешности расчета АДХ по сравнению с АДХ крыла аналогичного профиля В-12, определенными экспериментально в аэродинамических трубах ЦАГИ [19-20].

При численном расчете отрыв потока наблюдается раньше, чем в эксперименте. В зоне отрыва расчетные и экспериментальные значения не совпадают, ошибка увеличивается (рис. 2). Одной из причин такого результата может являться не достаточно точное отражение течения в отрывной рециркуляционной зоне используемой при расчете модели турбулентности (в пакете SolidWorks используется только модель турбулентности $k-\epsilon$).

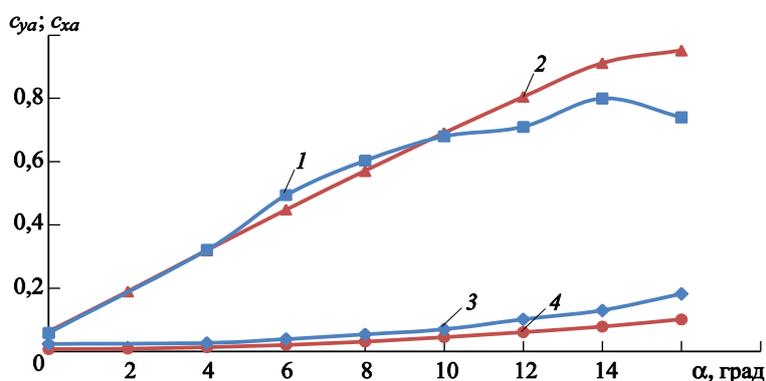


Рис. 2. Зависимость коэффициентов подъемной силы c_{ya} (1, 2) и силы лобового сопротивления c_{xa} (3, 4) от угла атаки α :
1, 3 — расчет; 2, 4 — эксперимент

В связи с этим наблюдалось некоторое повышение значения коэффициента силы лобового сопротивления $c_{xa(расч.)}$ по сравнению с экспериментальным на больших углах атаки. Поэтому был введен поправочный коэффициент

$$c_{xa} = 0,6c_{xa(расч.)}, \quad (1)$$

который учитывали при определении аэродинамического качества K крыла (рис. 3). Как видим на рисунке, до угла атаки $\alpha = 11^\circ$ результаты численного расчета с учетом поправочного коэффициента для c_{xa} и эксперимента совпадают с осредненной ошибкой, не превышающей 8 % (окрестность нуля не учитывали), при $\alpha = 12^\circ$ ошибка составляет 12 %.

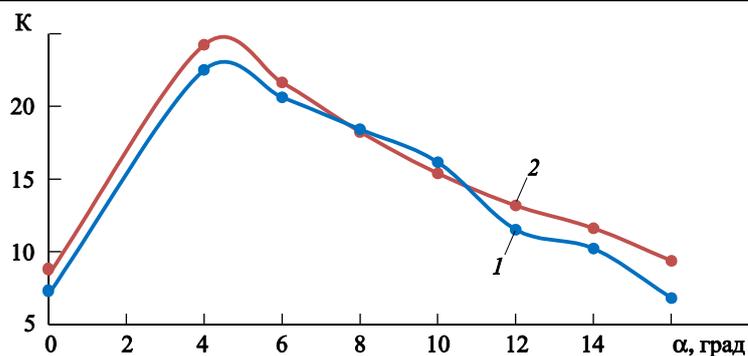


Рис. 3. Зависимость аэродинамического качества K от угла атаки α :
1 — расчет; 2 — эксперимент

Расчет АДХ крыла с различной стреловидностью. После решения тестовой задачи проводили численный эксперимент по исследованию влияния угла стреловидности χ и угла атаки α крыла с профилем В-12 на его АДХ в 3D-постановке. Исследовали крыло конечного размаха, установленное на плоской стенке. Размеры прямоугольного крыла: хорда $b = 50$ мм, размах $l = 250$ мм, максимальная толщина профиля $c = 6$ мм, удлинение $\lambda = 5$. Число Маха набегающего потока $M_\infty = 0,17$.

Область расчета представляла собой параллелепипед. Габариты расчетной области выбирали исходя необходимости обеспечения обтекания крыла невозмущенным потоком, включая максимальные углы атаки. На рис. 4 приведены результаты расчета поля давления для КОС и КПС при $\alpha = 0$ и $\alpha = 12^\circ$. Видно, что зоны изменения давления находятся внутри расчетной области включая максимальные углы атаки, что подтверждает правильность выбора ее границ.

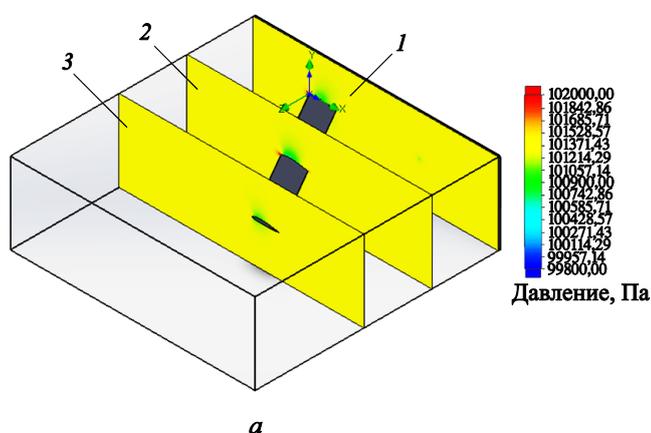


Рис. 4 (начало). Поле давления в трех сечениях (1–3) при обтекании стреловидного крыла ($\chi = 30^\circ$, $\chi = -30^\circ$):
 a, b — под углом $\alpha = 0$; $в, г$ — $\alpha = 12^\circ$; $a, в$ — $\chi = 30^\circ$; $б, г$ — $\chi = -30^\circ$

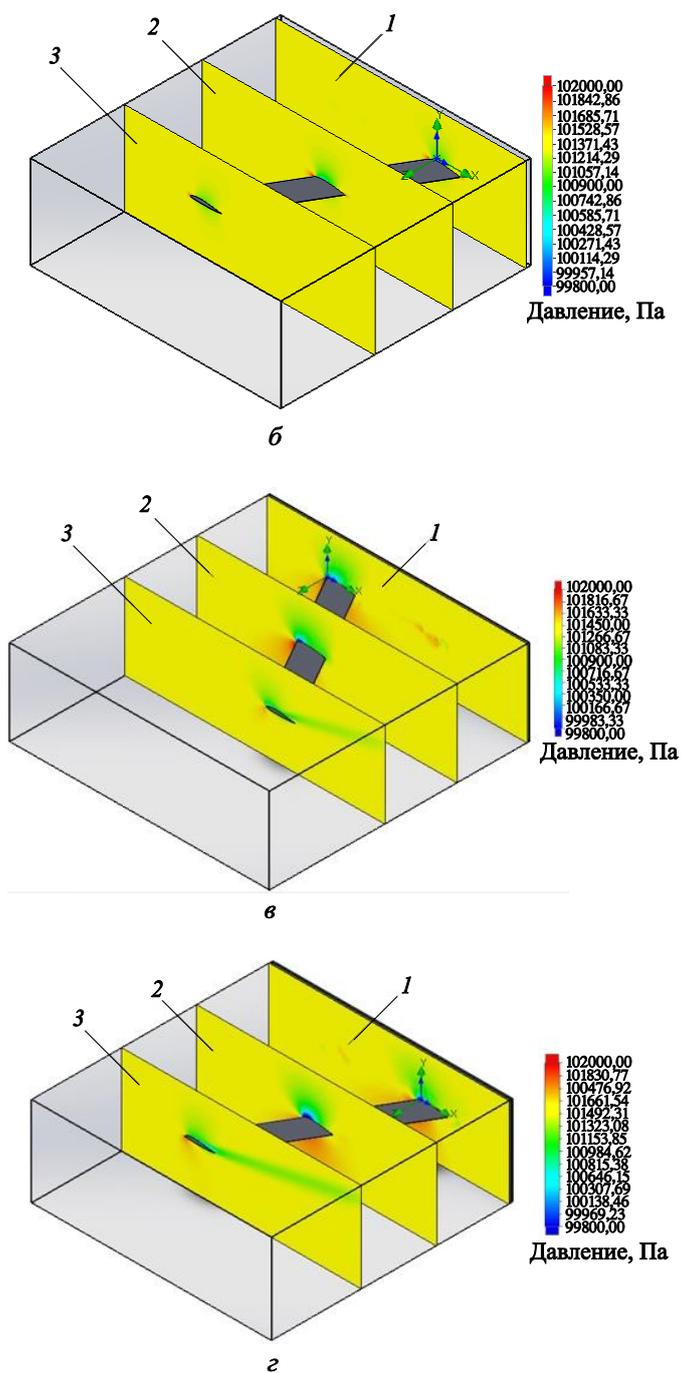


Рис. 4 (окончание). Поле давления в трех сечениях (1–3) при обтекании стреловидного крыла ($\chi = 30^\circ$, $\chi = -30^\circ$):
 а, б — под углом $\alpha = 0^\circ$; в, з — $\alpha = 12^\circ$; а, в — $\chi = 30^\circ$; б, з — $\chi = -30^\circ$

При табличной адаптации сетки (в качестве единицы измерения выбраны итерации) ячейки сетки дробились в областях с особенностями течения для того, чтобы обеспечить установленную точность решения (рис. 5). При расчете в пакете SolidWorks Flow Simulation количество ячеек сетки после адаптации составляло порядка 800 тыс. На одной из границ расчетной области построена стенка для выполнения условия непротекания через эту границу. Вид сбоку для прямоугольного крыла приведен на рис. 6.

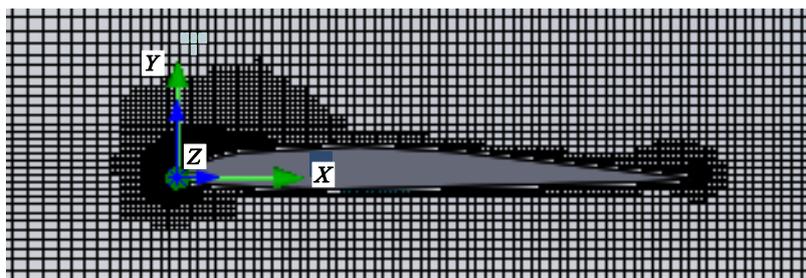


Рис. 5. Расчетная сетка в области крыла после неоднократного уплотнения

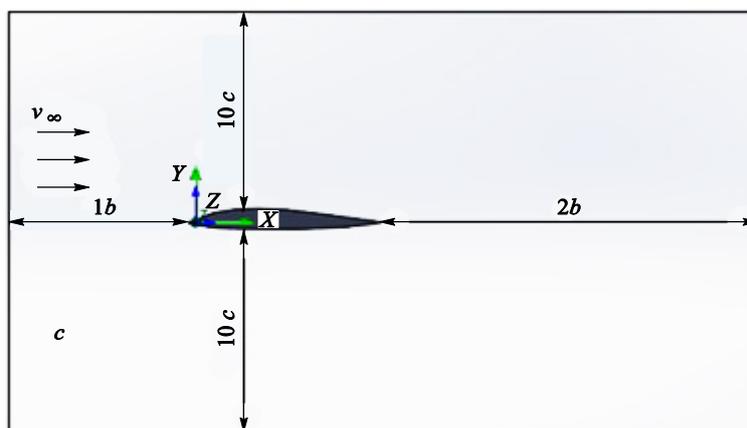


Рис. 6. Расчетная область для прямоугольного крыла при $\lambda = 5$ (вид сбоку)

При численном эксперименте стреловидность крыла изменялась в диапазоне $-50 \dots 50^\circ$. При увеличении абсолютного значения угла стреловидности (см. рис. 1) размеры расчетной области возрастали.

Результаты численного расчета для крыла при различных углах стреловидности при $M_\infty = 0,17$. Получены значения аэродинамических коэффициентов крыла в зависимости от углов атаки и стреловидности. Зависимость коэффициентов момента тангажа m_z от угла атаки при различных углах стреловидности представлена на рис. 7.

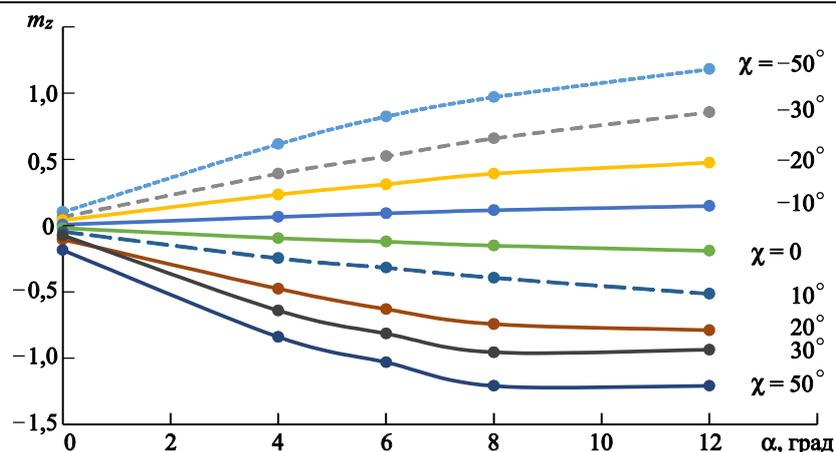


Рис. 7. Зависимость m_z от угла атаки α при различных углах стреловидности

При отрицательной стреловидности $m_z > 0$, при положительной — $m_z < 0$. Из этого следует, что прямая стреловидность способствует увеличению статической устойчивости, а обратная — уменьшению. Это подтверждает одно из преимуществ КОС: улучшение управляемости.

Зависимости приращения коэффициентов подъемной силы Δc_{ya} и аэродинамического качества ΔK КОС по сравнению с КПС при различных углах атаки приведены на рис. 8. Приращения коэффициентов вычислены с помощью следующих формул:

$$\Delta c_{ya} = c_{ya(\text{КОС})} - c_{ya(\text{КПС})}, \quad (2)$$

$$\Delta K = K_{(\text{КОС})} - K_{(\text{КПС})}, \quad (3)$$

где $c_{ya(\text{КОС})}$ — коэффициент подъемной силы КОС; $c_{ya(\text{КПС})}$ — коэффициент подъемной силы КПС; $K_{(\text{КОС})}$ — аэродинамическое качество КОС; $K_{(\text{КПС})}$ — аэродинамическое качество КПС.

В результате анализа графиков, представленных на рис. 8, и формул (2) и (3) следует вывод о том, что КОС с углом стреловидности $\chi = -30^\circ$ имеет явные преимущества по сравнению КПС. Так, прирост Δc_{ya} и ΔK положителен во всем исследуемом диапазоне углов атаки, наибольший прирост Δc_{ya} составляет 36 % при $\alpha = 0$ и 10 % при $\alpha = 12^\circ$, а наибольший прирост ΔK составляет 40 % при $\alpha = 0$ и 25 % при $\alpha = 12^\circ$. Видно, что положительный прирост Δc_{ya} и ΔK при $\alpha = 0$ наблюдается в достаточно широком диапазоне изменения угла стреловидности ($-18^\circ \dots -46^\circ$), но максимальные значения достигаются также при $\chi = -30^\circ$.

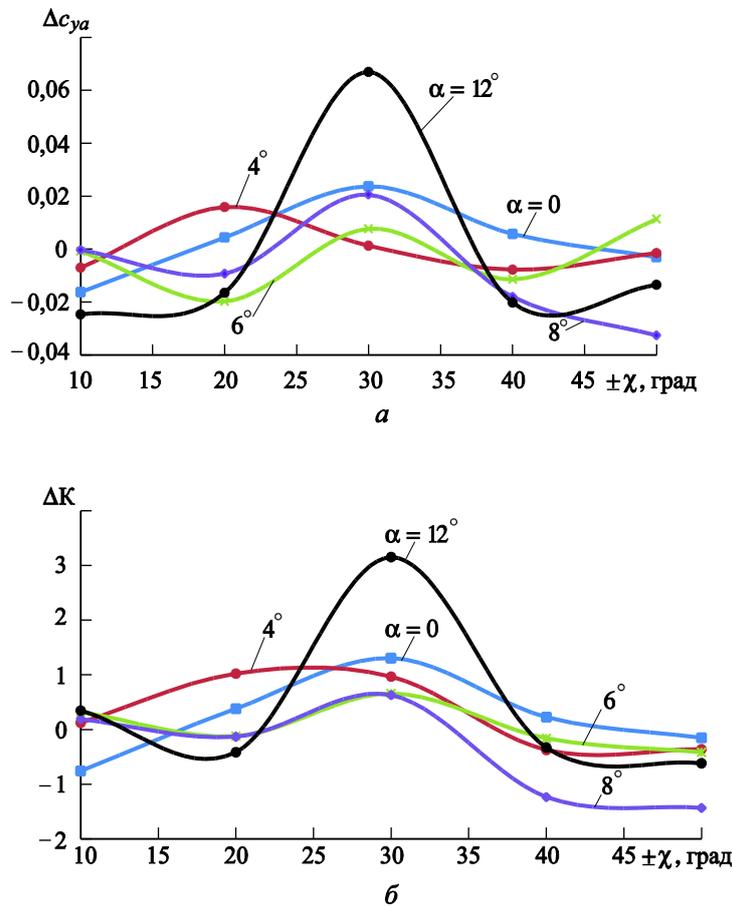


Рис. 8. Зависимость Δc_{ya} (а) и ΔK (б) от угла стреловидности χ при различных углах атаки α

В результате численного расчета получены картины полей давления и скорости для различных значений углов стреловидности χ крыла и углов атаки α . На рис. 9 представлено характерное поле скорости для χ , равного 30° и -30° , при $\alpha = 12^\circ$.

Для КОС и КПС формируются разные картины полей давления (см. рис. 4). Так, при $\alpha = 12^\circ$ снизу на крыло действует повышенное давление (области красного цвета), а сверху пониженное (области зеленого и синего цвета). На концевой кромке крыла давление на нижней его поверхности уменьшается, а на верхней — увеличивается.

В отличие от КПС у КОС изменился характер распределения давления в области 2 и 3 (см. рис. 4, в, г), что привело к увеличению c_{ya} и K для аэродинамического качества КОС.

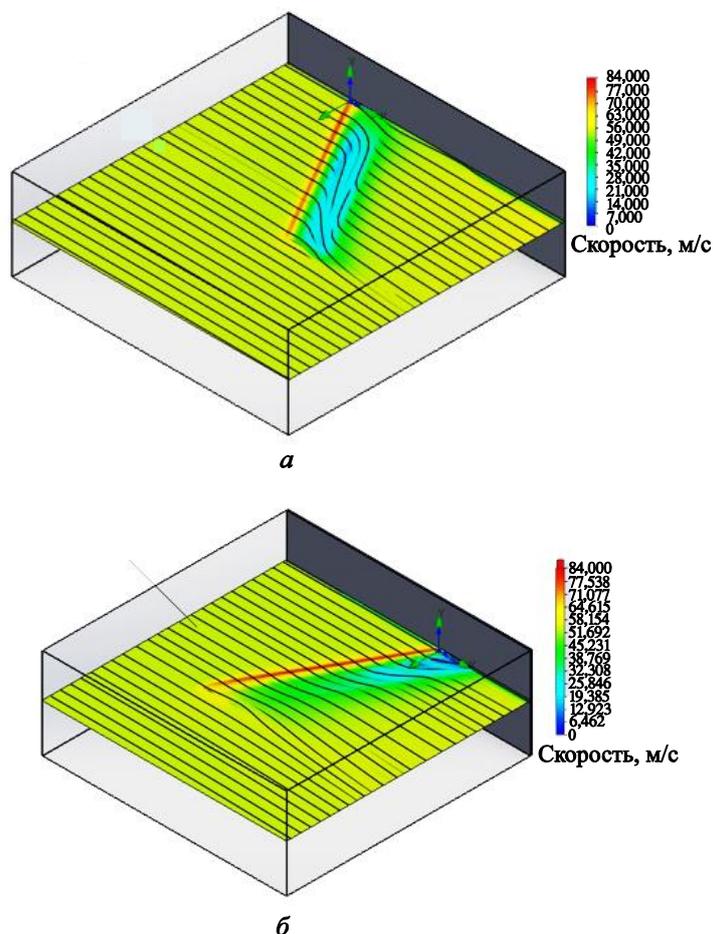


Рис. 9. Поле скорости в сечении XOZ при обтекании стреловидного крыла при $\alpha = 12^\circ$:
а — $\chi = 30^\circ$; в — $\chi = -30^\circ$

Закключение. Проведен численный эксперимент по изучению влияния угла стреловидности крыла на его АДХ, получены зависимости коэффициентов подъемной силы, момента тангажа, аэродинамического качества крыла, их приращения, а также картины полей скорости и давления.

В результате анализа полученных данных установлено, что оптимальный угол стреловидности $\chi = -30^\circ$. Применение КОС с углом стреловидности $\chi = -30^\circ$ повышает коэффициент подъемной силы и аэродинамическое качество во всем исследуемом диапазоне углов атаки (c_{ya} увеличивается до 36 %, аэродинамическое качество крыла K — до 40 %). Исследование коэффициента момента тангажа позволяет

сделать вывод о том, что прямая стреловидность способствует созданию статической устойчивости, а обратная снижает ее, что улучшает управляемость летательного аппарата в целом. Таким образом, КОС в исследованном диапазоне углов атаки имеет конкурентное преимущество в АДХ по сравнению с КПС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Грек А. Крыло с обратной стреловидностью. *Популярная механика*, 2003, № 5, с. 26–28.
- [2] Майкапар Г.И. Возможности уменьшения волнового сопротивления гиперзвукового летательного аппарата. *Ученые записки ЦАГИ*, 1991, т. XXII, № 1, с. 93.
- [3] Некрасова М.Н. Трансзвуковое обтекание корневой области крыла с прямой и обратной стреловидностью. *Ученые записки ЦАГИ*, 1985, т. XVI, № 4, с. 94–95.
- [4] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 608 с.
- [5] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. *Симметричный профиль крыла в дозвуковом несжимаемом потоке*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 40 с.
- [6] Петров К.П. *Аэродинамика тел простейших форм*. Москва, Факториал, 1998, 432 с.
- [7] Гребеников А.Г., Гуменный А.М., Еременко С.М., Соболев А.А., Соляник П.Н. Особенности аэродинамических характеристик крыла обратной стреловидности. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 2017, № 75, с. 5–15.
- [8] Соболев, Д.А. *Самолеты особых схем*. Москва, Машиностроение, 1989, 176 с.
- [9] Chambers J.R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.
- [10] Frederick A.J. *Sweeping Forward*. The National Aeronautics and Space Administration, 2013, 328 p.
- [11] Hepperle M. *MDO of Forward Swept Wings*. Braunschweig, DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2008, pp. 14–19.
- [12] Бауэрс П. *Летательные аппараты нетрадиционных схем*. Москва, Мир, 1991, 320 с.
- [13] Ильин В. А. Экспериментальный самолет С-37 «Беркут». *Вестник авиации и космонавтики*, 1999, № 3, с. 31–33.
- [14] Ильин В.А. Полет «Беркута». *Авиация и космонавтика*, 1998, № 1, с. 1–3.
- [15] Докучаев А. «Беркут» раздвигает горизонты. *Красная звезда*, 25 сентября 2000.
- [16] Коробкова Ю.П., Москаленко В.О. Моделирование струйного взаимодействия круглой струи с дозвуковым сносящим потоком. *Аэрокосмический научный журнал*, 2017, № 3, с. 53–63.
- [17] Москаленко В.О., Красников И.Ю. Численный расчёт взаимодействия плоской струи с сносящим дозвуковым потоком. *Аэрокосмический научный журнал*, 2016, № 2, с. 30–40.

- [18] Алямовский А.А. *SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи*. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2012, 445 с.
- [19] Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Гржегоржевский А.Н. *Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев*. Москва, БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940, 340 с.
- [20] Кравец А.С. *Характеристики авиационных профилей*. Москва, Государственное издательство оборонной промышленности, 1939, 331 с.

Статья поступила в редакцию 23.10.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние угла стреловидности на изменение аэродинамических характеристик крыла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-2-1735>

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 5-го курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antoon.anton@yandex.ru

The sweep angle effect on the aerodynamic behaviour of the wing

© V.O. Moskalenko, A.A. Kosyrev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The use of the swept wing makes it possible to reduce the normal component of the Mach number and provide subsonic flow around the aircraft wing leading edge. This causes a decrease in the wave resistance and, consequently, the air wing drag as a whole. To study the sweep angle effect on the aerodynamic behaviour, mathematical simulation of the flow around the wing model of different sweeps was carried out at the subsonic velocity of the approach flow. As a result of numerical calculation in the SolidWorks Flow Simulation package, we obtained the data on aerodynamic behaviour of the wings of different sweeps. Moreover, we plotted the graphs showing the dependence of the aerodynamic coefficients on the attack and sweep angles. Furthermore, we obtained the pressure and velocity fields in vertical and horizontal flow planes and investigated these fields for the swept wing. Finally, we analyzed the effect of the flow pattern on the aerodynamic behaviour of the sweptforward and sweptback wings and determined the sweep angle at which the advantage of the sweptforward wings is provided in comparison with the sweptback wings.

Keywords: aerodynamic behaviour, SolidWorks software application, sweptforward wing, sweptback wing

REFERENCES

- [1] Grek A. *Populiarnaya mekhanika (Popular Mechanics)*, 2003, no. 5, pp. 26–28.
- [2] Maykapar G.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1991, vol. XXII, no. 1, pp. 93.
- [3] Nekrasova M.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1985, vol. XVI, no. 4, pp. 94–95.
- [4] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Moskalenko V.O., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I., Chernukha P.A. *Aerodinamika [Aerodynamics]*. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 608 p.
- [5] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. *Simmetrichnyy profil kryla v dozvukovom neszhimaemom potoke [The symmetrical wing curve in a subsonic incompressible flow]*. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 40 p.
- [6] Petrov K.P. *Aerodinamika tel prosteyshikh form [Aerodynamics of bodies of the simplest forms]*. Moscow, Faktorial Publ., 1998, 432 p.
- [7] Grebenikov A.G., Gumenny A.M., Eremenko S.M., Sobolev A.A., Solyanik P.N. *Otkrytye informatsionnye i kompyuternye integrirovannye tekhnologii (Open information and computer integrated technologies)*, 2017, no 75, pp. 5–15.
- [8] Sobolev D.A. *Samolety osobykh skhem [Planes of special designs]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 176 p.
- [9] Chambers J.R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.
- [10] Frederick A.J. *Sweeping Forward*. The National Aeronautics and Space Administration, 2013, 328 p.
- [11] Hepperle M. *MDO of Forward Swept Wings*. Braunschweig, DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2008, pp. 14–19.

- [12] 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.].
- [13] Il'in V. A. *Vestnik aviatsii i kosmonavtiki — Aerospace Herald*, 1999, no. 3, pp. 31–33.
- [14] Il'in V.A. *Aviatsiya i kosmonavtika (Aviation and Astronautics)*, 1998, no. 1, pp. 1–3.
- [15] Dokuchaev A. *Krasnaia zvezda (Red Star)*, 25 sentyabrya 2000. Available at: <https://www.aex.ru/fdocs/1/2000/9/25/548/>
- [16] Korobkova Iu.P., Moskalenko V.O. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2017, no. 3, pp. 53–63. DOI:10.24108/aersp.0317.0000069
- [17] Moskalenko V.O., Krasnikov I.Y. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2016, no. 2, pp. 30–40.
- [18] Alyamovskiy A.A. *SolidWorks Simulation. Kak reshat prakticheskie zadachi* [SolidWorks Simulation. How to solve practical problems]. St. Petersburg, BKhV-Peterburg Publ., 2012, 445 p.
- [19] Ushakov B.A., Krasilschikov P.P., Volkov A.K., Grzhegorzhevskiy A.N. *Atlas aerodinamicheskikh kharakteristik profiley krylev* [Atlas of aerodynamic behaviour of wing curves]. Moscow, BNT NKAP TsAGI Publ., 1940, 340 p.
- [20] Kravets A.S. *Kharakteristiki aviatsionnykh profiley* [Airfoil behaviour]. Moscow, Gos. izd. oboron. prom. (State Publishing House of the Defense Industry) Publ., 1939, 331 p.

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., 5th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antoon.anton@yandex.ru