

Труды МАИ. 2023. № 130
Trudy MAI, 2023, no. 130

Научная статья
УДК 629.7.015
DOI: DOI: [10.34759/trd-2023-130-06](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-06)

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ ДУГООБРАЗНОГО КРЫЛА

Игорь Александрович Егоров

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Москва, Россия

egorov_ff@rambler.ru

Аннотация. Рассматриваются особенности определения коэффициента подъемной силы складного дугообразного крыла. Оценивается влияние дугообразности крыла на интерференцию с корпусом. Определяется характер зависимости коэффициента подъемной силы дугообразного крыла от угла крена. Показано слабое влияние дугообразности на коэффициент интерференции. Выявлена значительная специфика зависимости коэффициента подъемной силы дугообразного крыла от угла крена по сравнению с аналогичной зависимостью для плоского крыла. Определена рациональная схема раскрытия дугообразного крыла.

Ключевые слова: подъемная сила, крыло, дугообразность, дискретные вихри, интерференция, угол крена

Для цитирования: Егоров И.А. Исследование особенностей обтекания дугообразного крыла // Труды МАИ. 2023. № 130. DOI: [10.34759/trd-2023-130-06](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-06)

Original article

INVESTIGATION OF THE FLOW CHARACTERISTICS OF THE ARCUATE WING

Igor A. Egorov

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

egorov_ff@rambler.ru

Abstract. The article considers the lift coefficient determining specifics of the folding arc-shaped wing determining. The effect of the wing arc curvature on the interference with the body is being estimated. The character of arc-shaped wing lifting force dependence on the roll angle is being determined. Rational scheme of the arc-shaped wing spreading is determined. The discrete vortices method is applied. The computation technique is presented in another article. Reference is available. A rectangular wing is being considered. Two options of the opening angle of 90° and 135° are regarded.

The article demonstrates the possibility of the interference coefficient of the wing with the body determining by integrating the wing local angles of attack, and determining the average angle of attack. This is rather convenient for the wings of non-standard configuration, including the arc-shaped wing. A weak effect of arc curvature on the interference coefficient of the wing with the body is revealed. This is especially typical for the rational scheme arc-shaped wing (with an opening angle of 135°). A significant specificity of the dependence of the lift coefficient of an arc-shaped wing on the angle of roll is revealed compared to the similar dependence for a flat wing. It manifests itself most vividly for the arc-shaped wing with the opening angle of 90° . This wing is of non-

monotonic character of the dependence of the lift coefficient on the roll angle with a minimum at the roll angle of 45° . The situation persists for the X-wing layout of the wings. An arc-shaped wing with the opening angle of 135° has characteristics near to characteristics of a flat one. However, even in this case, the independence of the total lifting force from the roll angle for the X-wing layout of the wings is being not ensured.

Conclusions:

1. An arc-shaped wing with a 90° opening angle is unacceptable due to unsatisfactory dependence of the lift coefficient value on the roll angle.
2. An arc-shaped wing with the opening angle of 135° has characteristics near to characteristics of a flat wing. However, differences in the value of the lift coefficient and its dependence on the roll angle should be accounted for in the calculations.
3. The interference coefficient for an arc-shaped wing can be determined by the dependencies for a flat wing. This applies to a wing with an opening angle of 135° .

Keywords: lift, wing, arcing, discrete vortices, interference, roll angle

For citation: Egorov I.A. Investigation of the flow characteristics of the arcuate wing.

Trudy MAI, 2023, no. 130. DOI: [10.34759/trd-2023-130-06](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-06)

При анализе аэродинамики современных малоразмерных летательных аппаратов в настоящее время основное внимание уделяется дистанционно-пилотируемым летательным аппаратам [1,2], в связи с их интенсивным развитием [3,4]. Однако представляет интерес также изучение аэродинамики беспилотных летательных аппаратов, к которым предъявляются жесткие габаритные требования,

приводящие к использованию специфических аэродинамических компоновок, таких как складные дугообразные крылья.

В связи этим, возникает потребность в исследовании аэродинамических характеристик таких крыльев, в первую очередь коэффициента подъемной силы.

Такие исследования можно проводить на базе метода дискретных вихрей.

Метод дискретных вихрей широко используется при решении различных задач [5,6,7,8,9]. Показана его высокая точность при расчете аэродинамических производных крыльев различной формы в плане [10,11].

Приложение метода дискретных вихрей к определению коэффициента подъемной силы дугообразного крыла приведено в работе [12]. Там же получены значения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла раскрытия дугообразного крыла и проведено сравнение с характеристиками плоского крыла. Эти исследования проведены для изолированных крыльев и отсутствии угла крена.

Представляет интерес выявление влияния кривизны дугообразного крыла на коэффициент интерференции с корпусом, а также зависимость коэффициента подъемной силы дугообразного крыла от угла крена.

Вопросы интерференции крыла с корпусом разобраны в работе [13] и рассматриваются в работах [1,14]. Однако в этих работах приводятся экспериментальные данные, полученные для конкретных аэродинамических компоновок, поэтому они не могут быть использованы для определения коэффициентов интерференции дугообразных крыльев. Зависимость аэродинамических характеристик от угла крена обычно рассматривается при анализе сложных условий обтекания летательного аппарата [15].

Для решения сформулированных выше задач используется реализация метода дискретных вихрей, приведенная в работе [12].

Влияние кривизны анализируется для коэффициента интерференции

$$k_{\alpha\alpha} = \frac{Y_{1к}}{Y_{1из.кр.}}, \quad (1)$$

где $Y_{1к}$ – подъемная сила консоли крыла в присутствии корпуса, $Y_{1из.кр.}$ – подъемная сила изолированной консоли крыла

Согласно [16,17,18,19] интерференция крыла с корпусом проявляется в увеличении местных углов атаки сечений крыла, прилегающих к корпусу (рис.1) в соответствии со следующей зависимостью, справедливой при малых углах атаки [16]

$$\alpha = \alpha_0 \left(1 + \frac{R^2}{z^2} \right), \quad (2)$$

где α – местный угол атаки, α_0 – угол атаки летательного аппарата

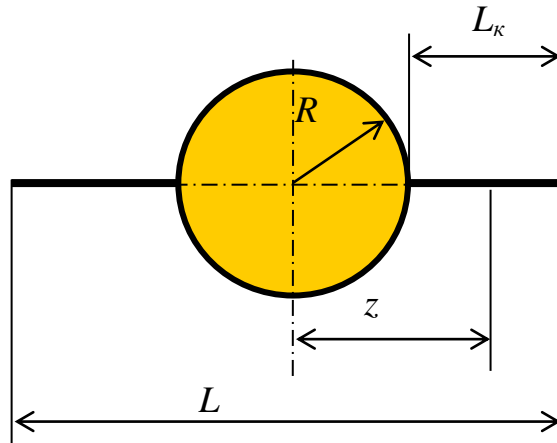


Рис.1 Плоское крыло.

В работе [18], непосредственно для определения коэффициента интерференции $k_{\alpha\alpha}$ для прямоугольного плоского крыла без учета поправочных коэффициентов рекомендуется использовать зависимость

$$k_{\alpha\alpha} \approx (1 + 0,41\bar{D})^2, \quad (3)$$

где $\bar{D} = \frac{2R}{L}$,

Эта зависимость «представляет собой приближенную аппроксимацию довольно громоздкого теоретического выражения» [18]

Для несущих поверхностей нестандартной конфигурации удобно получать значение коэффициента интерференции, используя выражение (2).

Полагая зависимость подъемной силы от угла атаки линейной, значение коэффициента $k_{\alpha\alpha}$ в этом случае можно получить, сравнивая средний угол атаки и угол атаки крыла без учета интерференции:

$$k_{\alpha\alpha}^* = \frac{\alpha_{cp}}{\alpha_0} \quad (4)$$

Значение среднего угла атаки для плоского крыла можно получить, интегрируя выражение (2)

$$\alpha_{cp} = \frac{1}{L_k} \int_R^{R+L_k} \alpha dz = \frac{\alpha_0}{L_k} \int_R^{R+L_k} \left(1 + \frac{R^2}{z^2} \right) dz \quad (5)$$

После интегрирования [20], получим выражение:

$$\alpha_{cp} = \frac{\alpha_0}{L_k} \left(R + L_k - \frac{R^2}{R + L_k} \right) \quad (6)$$

Результаты сравнения значений коэффициентов интерференции, полученных по формулам (3) и (4) приведены в таблице для различных значений размаха крыла.

Таблица 1

L	\bar{D}	$k_{\alpha\alpha}$	$k_{\alpha\alpha}^*$	Расхождение
3R	0,667	1,622	1,668	2,75 %
4R	0,5	1,45	1,5	3,33 %
6R	0,333	1,292	1,334	3,1 %

Приведенные результаты позволяют сделать вывод о допустимости использования зависимостей (2), (4) для определения значений коэффициента интерференции $k_{\alpha\alpha}$.

Применительно к дугообразному крылу (рис.2)

$$z = R + R \sin \varphi = R(1 + \sin \varphi) \quad (7)$$

и выражение (2), с учетом соотношений, приведенных в [12], можно записать как:

$$\alpha = \alpha_0 \left(1 + \frac{1}{(1 + \sin \varphi)^2} \right) \cos \varphi \quad (8)$$

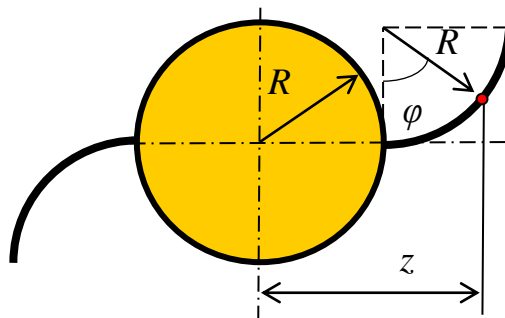


Рис.2 Дугообразное крыло с углом раскрытия 90° .

В более общем случае дугообразное крыло может иметь вид, изображенный на рис.3.

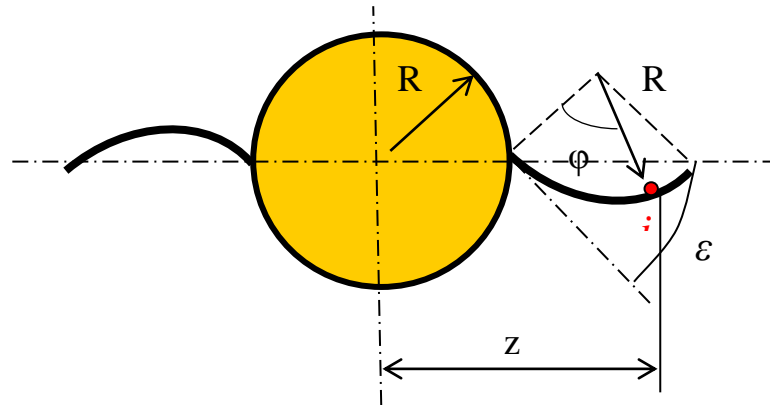


Рис.3 Дугообразное крыло с углом раскрытия 135°.

В этом случае, используя зависимости для системы координат, повернутой на угол ε [20], получим:

$$z = R + R(\sin \varphi \cos \varepsilon + \sin \varepsilon (1 - \cos \varphi)) \quad (9)$$

Соответственно, для определения местного угла атаки, вместо выражения (8) следует использовать следующее выражение:

$$\alpha = \alpha_0 \left(1 + \frac{1}{[1 + \sin \varphi \cos \varepsilon + \sin \varepsilon (1 - \cos \varphi)]^2} \right) \cos(\varphi - \varepsilon) \quad (10)$$

Для наиболее употребительного случая $\varepsilon = 45^\circ$, и выражения (9), (10) запишутся следующим образом:

$$z = R + R \frac{\sqrt{2}}{2} (\sin \varphi - \cos \varphi + 1) = R \left[1 + \frac{\sqrt{2}}{2} (\sin \varphi - \cos \varphi + 1) \right] \quad (11)$$

:

$$\alpha = \alpha_0 \left(1 + \frac{1}{\left[1 + \frac{\sqrt{2}}{2} (\sin \varphi - \cos \varphi + 1) \right]^2} \right) \cos \varphi \quad (12)$$

В качестве примера принималось крыло, изображенное на рис.4.

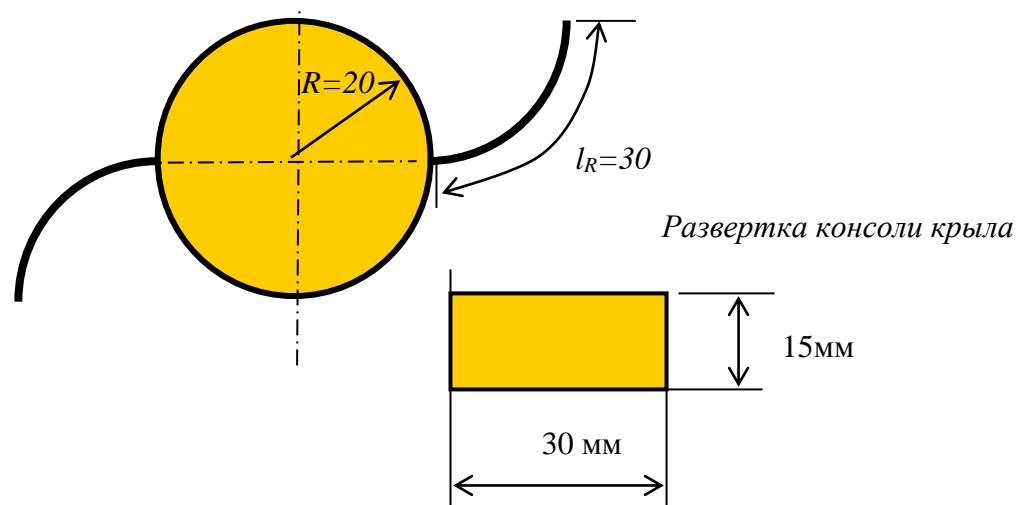


Рис.4 Исходные данные для расчета крыла с учетом интерференции с корпусом.

Результаты расчетов по методике [12] с использованием формулы (10) приведены на рис. 5 и рис.6.

Значение коэффициента интерференции определялось по формуле

$$k_{\alpha\alpha} = \frac{c_{y\alpha\alpha}}{c_y}, \quad (13)$$

где c_y – расчетное значение коэффициента подъемной силы крыла без учета интерференции, $c_{y\alpha\alpha}$ – расчетное значение коэффициента подъемной силы с учетом интерференции.

Расчеты проводились для числа Маха $M = 0,8$ и угла атаки $\alpha = 1^\circ$.

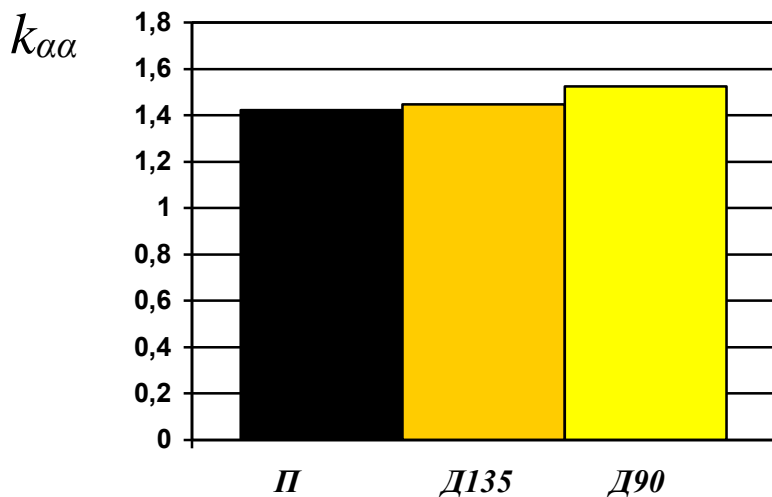


Рис.5 Значения интерференции для различных крыльев (П – плоское крыло, Д135 - дугообразное крыло с углом раскрытия 135°, Д90 - дугообразное крыло с углом раскрытия 90°).

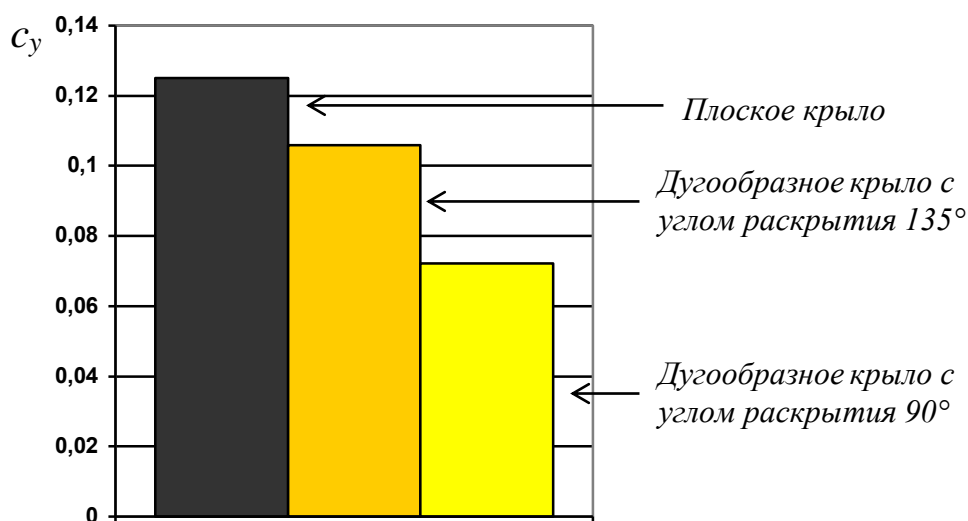


Рис.6 Значения коэффициента подъёмной силы различных крыльев с учетом интерференции с корпусом

Значение коэффициента интерференции дугообразного крыла, изображенного на рис.2, превосходит аналогичное значение для плоского крыла на 7,2 %, а для схемы, изображенной на рис.3 на 1,8%. Это можно объяснить тем, что искривление крыла приводит к уменьшению расстояний сечений крыла от корпуса.

Как видно из рис.6, подъёмная сила дугообразного крыла с углом раскрытия 135° с учетом интерференции с корпусом составляет 85% подъёмной силы плоского крыла.

Таким образом, можно сделать вывод о допустимости определения коэффициента интерференция для дугообразного крыла с углом раскрытия 135° по зависимостям для плоского крыла.

Заметнее отличия аэродинамики дугообразного крыла проявляются в зависимости подъемной силы от угла крена (рис.7).

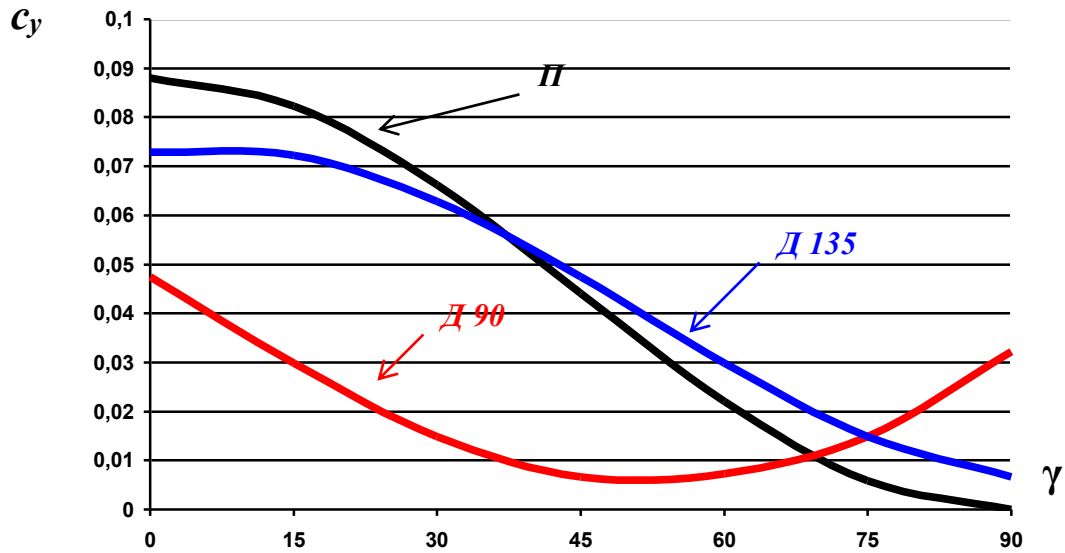


Рис.7 Зависимость коэффициента подъемной силы от угла крена (П- плоское крыло, Д135 - дугообразное крыло с углом раскрытия 135°, Д90 - дугообразное крыло с углом раскрытия 90°)

Это объясняется переменность угла ψ -образности сечений дугообразного крыла вдоль размаха (рис.8).

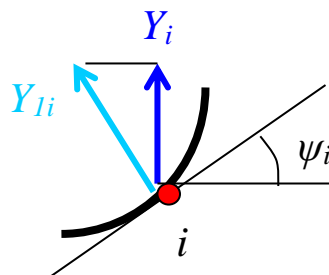


Рис.8 Разложение нормальной силы элемента дугообразного крыла

При наличии угла ψ -образности угол атаки крыла определяется как [18]:

$$\alpha = \alpha_0 \cos \psi \quad (14)$$

Кроме того, «полезная» составляющая нормальной силы крыла также определяется по формуле

$$Y = Y_1 \cos \psi \quad (15)$$

Таким образом, подъемная сила крыла, ориентированного по углом ψ зависит от величины $\cos^2 \psi$.

Для дугообразного крыла значение угла ψ переменено вдоль размаха, и подъемная сила крыла зависит от величины интеграла от функции $\cos^2 \psi$ вдоль размаха крыла.

$$Int = \int_{\psi_1}^{\psi_2} \cos^2 \psi d\psi = \left(\frac{\psi}{2} + \frac{1}{4} \sin 2\psi \right) \Big|_{\psi_1}^{\psi_2} \quad (16)$$

Это можно проиллюстрировать на примере крыльев, изображенных на рис.2 и рис.3.

При отсутствии угла крена, для крыла, изображенного на рис.2, пределы интегрирования составляют: $\psi_1=0$; $\psi_2= \pi/2$, и $Int = \pi/4 = 0,785$ (рис.9).

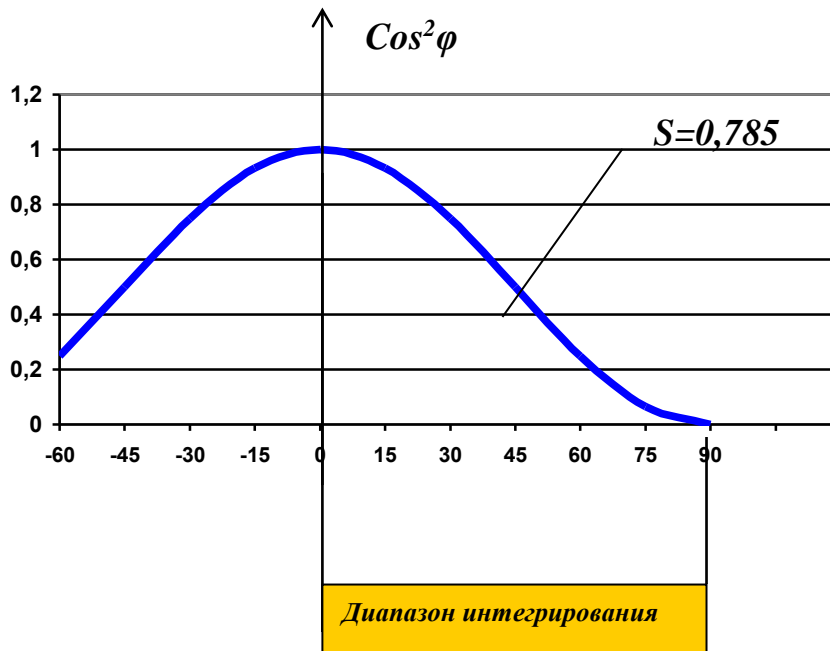


Рис.9 Диапазон интегрирования для дугообразного крыла с углом раскрытия 90° при отсутствии крена.

В то время как для крыла, изображенного на рис.3, пределы интегрирования составляют: $\psi_1=- \pi/4$; $\psi_2= \pi/2$, и $Int = 1,286$ (рис.10), что и объясняет большую подъемную силу этого крыла (рис.6)

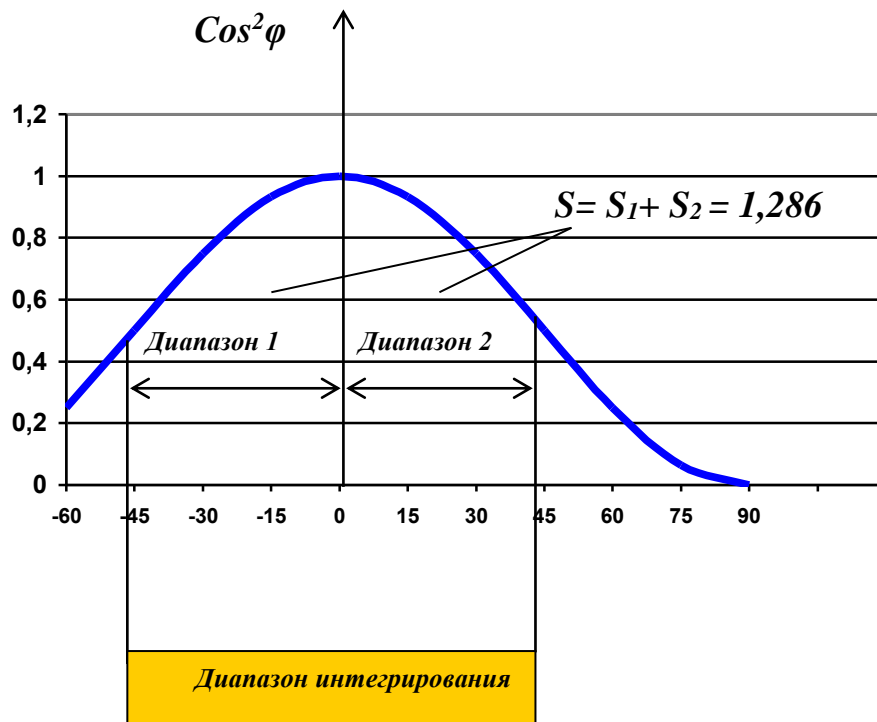


Рис.10 Диапазон интегрирования для дугообразного крыла с углом раскрытия 135° при отсутствии крена.

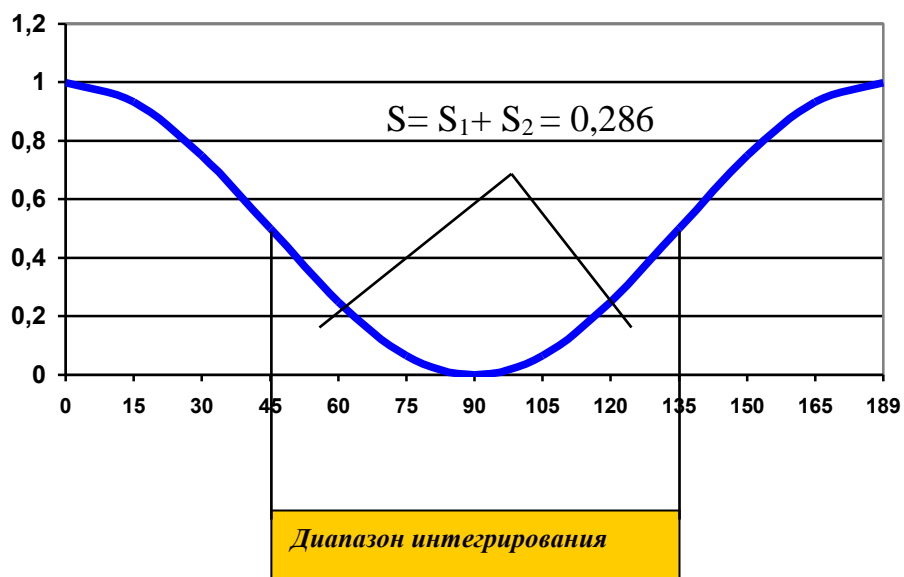


Рис.11 Диапазон интегрирования для дугообразного крыла с углом раскрытия 90° при угле крена $\gamma = 45^\circ$

«Провал» графика зависимости коэффициента подъемной силы от угла крена для дугообразного крыла с углом раскрытия 90° станет понятным, если рассмотреть интеграл функции $\cos 2\varphi$. При угле крена $\gamma = 45^\circ$ пределы интегрирования для такого крыла составляют: $\psi_1 = -45^\circ$; $\psi_2 = 135^\circ$, и $\text{Int} = \pi/4 = 0,286$ (рис.11).

Ситуация не изменяется при переходе к крестообразной схеме расположения крыльев (рис. 12)

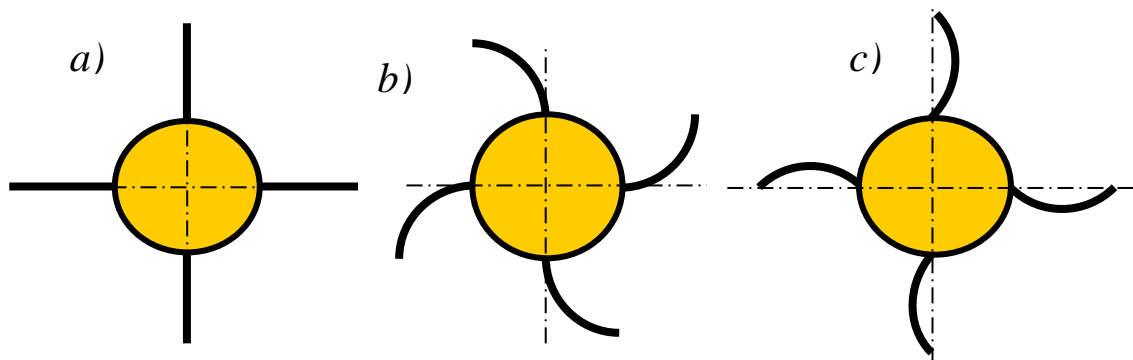


Рис.12 Варианты крестообразного расположения крыльев (а- плоское крыло, б - дугообразное крыло с углом раскрытия 90° , с - дугообразное крыло с углом раскрытия 135°)

И в этом случае дугообразное крыло с углом раскрытия 135° имеет характеристики близкие к осесимметричным, как у плоского крыла. Изменение значения коэффициента подъемной силы при изменении значений угла крена от 0 до 90° составляет 16%. В то время как характеристики дугообразного крыла с углом раскрытия 90° существенно неосесимметричны. Значения коэффициента подъемной

силы при изменении угла крена от 0 до 90° изменяются в 6 раз с «провалом» при значении угла крена 45° (рис. 13).

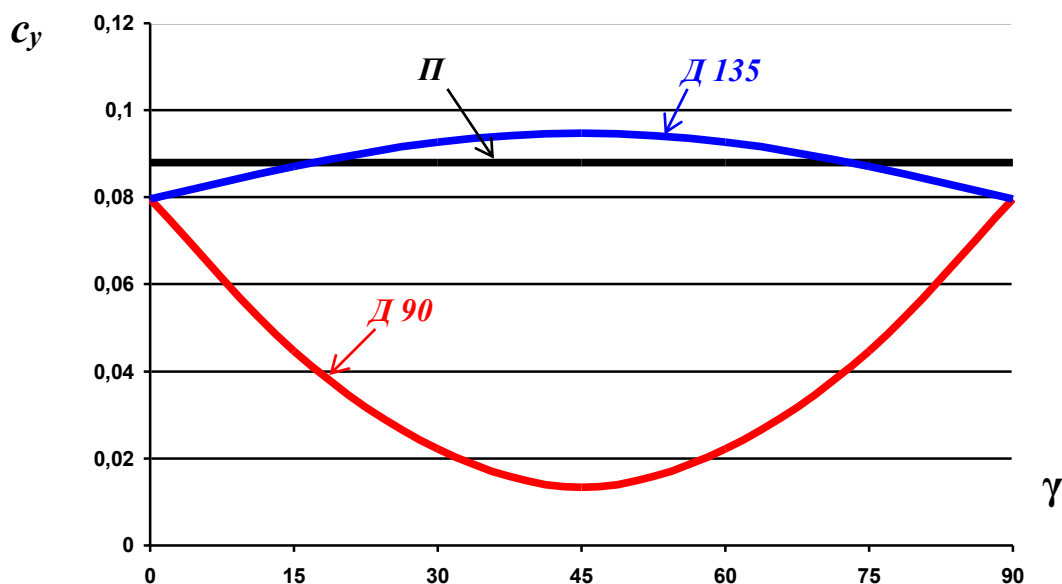


Рис.13 Зависимость коэффициента подъемной силы крестообразной схемы от угла крена (П- плоское крыло, Д135 - дугообразное крыло с углом раскрытия 135°, Д90 - дугообразное крыло с углом раскрытия 90°)

Заключение

1. Дугообразное крыло с углом раскрытия 90° является неприемлемым в виду неудовлетворительной зависимости значения коэффициента подъемной силы от угла крена.
2. Дугообразное крыло с углом раскрытия 135° обладает несущими характеристиками близкими к характеристикам плоского крыла, однако отличия в значении коэффициента подъемной силы и его зависимости от угла крена желательно учитывать в расчетах.

3. Определения коэффициента интерференция для дугообразного крыла рациональной схемы допустимо проводить по зависимостям для плоского крыла.

Список источников

1. Воронич И.В., Колчев С.А., Панчук Д.В., Песецкий В.А., Силкин А.А., Ткаченко В.В., Нгуен Т.Т. Об особенностях аэродинамики малоразмерного летательного аппарата нормальной схемы // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=111334>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-8](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-8)

2. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>

3. Каримов А.Х. Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26769>

4. Каримов А.Х. Возможности беспилотных авиационных систем следующего поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26552>

5. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость летательных аппаратов. – М.: МАИ, 2020. - 100 с.

6. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Избранные задачи аэроупругости. – М.: МАИ, 2007. - 48 с.

7. Ляскин А.С., Шахов В.Г. Метод расчета аэродинамических характеристик деформируемого крыла // Известия вузов. Авиационная техника. 2000. № 4. С. 15-18.
8. Шклярчук Ф.Н., Альшебель Айхам. Математическая модель аэроупругости стреловидного крыла для расчета аэродинамических нагрузок // Известия вузов. Авиационная техника. 2003. № 1. С. 13-18.
9. Кажан В.Г. Расчёт аэродинамической эффективности вертикальных концевых поверхностей // Учёные записки ЦАГИ. 1982. Т. XIII. № 1. С. 64-69.
10. Глушков Н.Н. О точности расчёта аэродинамических характеристик тонких крыльев и профилей методом дискретных вихрей // Учёные записки ЦАГИ. 1982. Т. XIII. № 3. С. 125-130.
11. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла на дозвуковых скоростях. – М.: Наука, 1975. - 424 с.
12. Егоров И.А. Определение коэффициента подъемной силы дугообразного крыла на этапе проектирования // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165204>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-06](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-06)
13. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука. Физматлит, 1998. - 816 с.
14. Бурого Н.Г. Метод расчета аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов с крыльями в схеме «икс», имеющими малый размах // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=47257>
15. Головнев А.В., Котов И.А., Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости

маневренного самолета. // Труды МАИ. 2015. № 82. URL:
<https://trudymai.ru/published.php?ID=58453>

16. Аэродинамика летательных аппаратов. / Под ред. Колесникова Г.А. – М.: Машиностроение, 1993. - 544 с.

17. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. II. Методы аэродинамического расчета. – М.: Высшая школа, 1976. - 368 с.

18. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. - М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.

19. Байдаков В.Б., Иванов-Эмин Л.Н. Аэромеханика летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1965. - 410 с.

20. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов. – М.: Наука, 1980. - 976 с.

References:

1. Voronich I.V., Kolchev S.A., Panchuk D.V., Pesetskii V.A., Silkin A.A., Tkachenko V.V., Nguen T.T. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL:
<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111334>. DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

2. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL:
<http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56884>

3. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL:
<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26769>

4. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL:
<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26552>

5. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. *Aerouprugost' letatel'nykh apparatov* (Aeroelasticity of aircraft), Moscow, MAI, 2020, 100 p.
6. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. *Izbrannye zadachi aerouprugosti* (Selected aeroelasticity problems), Moscow, MAI, 2007, 48 p.
7. Lyaskin A.S., Shakhov V.G. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2000, no. 4, pp. 15-18.
8. Shklyarchuk F.N., Al'shebel' Aikham. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2003, no. 1, pp. 13-18.
9. Kazhan V.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1982, vol. XIII, no. 1, pp. 64-69.
10. Glushkov N.N. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1982, vol. XIII, no. 3, pp. 125-130.
11. Belotserkovskii S.M., Skripach B.K. *Aerodinamicheskie proizvodnye letatel'nogo apparata i kryla na dozvukovykh skorostyakh* (Aerodynamic derivatives of an aircraft and a wing at subsonic speeds), Moscow, Nauka, 1975, 424 p.
12. Egorov I.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165204>. DOI: 10.34759/trd-2022-123-06
13. Byushgens G.S. *Aerodinamika, ustoichivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft), Moscow, Nauka. Fizmatlit, 1998, 816 p.
14. Burago N.G. *Trudy MAI*, 2014, no. 72. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=47257>
15. Golovnev A.V., Kotov I.A., Tarasov A.L. *Trudy MAI*, 2015, no. 82. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58453>

16. Kolesnikov G.A. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aerodynamics of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 544 p.
17. Krasnov N.F. *Aerodinamika. Ch. II. Metody aerodinamicheskogo rascheta* (Aerodynamics. Part 2. Methods of aerodynamic calculation), Moscow, Vysshaya shkola, 1976, 368 p.
18. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 616 p.
19. Baidakov V.B., Ivanov-Emin L.N. *Aeromekhanika letatel'nykh apparatov* (Aircraft Aeromechanics of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 410 p.
20. Bronshtein I.N., Semendyaev K.A. *Spravochnik po matematike dlya inzhenerov i uchashchikhsya VTUZov* (Handbook of Mathematics for engineers and students of higher education institutions), Moscow, Nauka, 1980, 976 p.

Статья поступила в редакцию 07.04.2023

Одобрена после рецензирования 21.04.2023

Принята к публикации 27.06.2023

The article was submitted on 07.04.2023; approved after reviewing on 21.04.2023; accepted for publication on 27.06.2023