

ОЦЕНКА ПРИМЕНИМОСТИ МЕТОДОВ РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРОСТОГО КРЫЛА С ШАЙБАМИ ПРИ ПОЛЕТЕ У ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

А.Н. Лучков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0003-2391-6647>

Е.Ю. Чебан

Волжский государственный университет водного транспорта,

г. Нижний Новгород, Россия

<https://orcid.org/0000-0002-0983-9879>

Е.В. Журавлев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

<https://orcid.org/0000-0003-0654-0000>

Аннотация. Одной из проблем при проектировании экранопланов является определение аэродинамических характеристик крыла вблизи поверхности земли. В настоящей работе рассмотрены 4 метода расчета коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} простого крыла с концевой шайбой на различных относительных высотах. Были выполнены расчеты коэффициента C_{xi} профиля ЦАГИ-876 по формулам: Визельсбергера, Филлипса, Паченкова-Суржика, Мантла. Расчетные значения коэффициентов индуктивного сопротивления C_{xi} сравнивались с экспериментальными данными продувок в аэродинамической трубе в Центральном аэро-гидродинамическом институте. Результаты расчетов показали, что все формулы обладают достаточной точностью только до угла атаки 4 градуса. Сделан вывод, что наиболее удобным методом расчета коэффициента индуктивного сопротивления является метод Паченкова-Суржика.

Ключевые слова: экраноплан, крыло с концевыми шайбами, коэффициент индуктивного сопротивления, полет у поверхности земли

Основные обозначения

λ – удлинение крыла;

C_y – коэффициент подъемной силы;

C_x – коэффициент полного аэродинамического сопротивления;

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления;

ΔC_y – изменение коэффициента подъемной силы;

A – коэффициент отвала поляры;

$1 - \sigma$ – поправочный коэффициент;

\bar{h} – относительная высота полета;

$\bar{h}_{ш}$ – относительная высота шайбы;

\bar{h}_n – относительная высота полета по высоте шайбы;

L – размах крыла;

σ_f – поправочный коэффициент;

e – коэффициент Освальда;

τ – параметр отстояния;

ξ – функция, учитывающая влияние экрана на крыло конечного размаха;

K – аэродинамическое качество;

α – угол атаки.

Введение

Полезное влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла экраноплана проявляется, во-первых, в ограничении мощности индуктивного вихря на концах крыла (снижении аэродинамического сопротивления), а во-вторых, в увеличении давления под крылом (росте подъемной силы). Отсюда отличие экранопланного крыла от самолетного заключается в способности запереть набегающий поток воздуха под

крылом и ограничить его перетекание на верхнюю дужку крыла. Эффект экрана проявляется тем больше, чем меньше отнесенная к хорде крыла высота ее задней кромки над экраном, поэтому при равной площади используют крылья малого удлинения ($\lambda=1-3$) с большой хордой и на концах устанавливают вертикальные пластины (шайбы), уменьшающие зазор между крылом и экраном (рис. 1, 2) [2, 3].

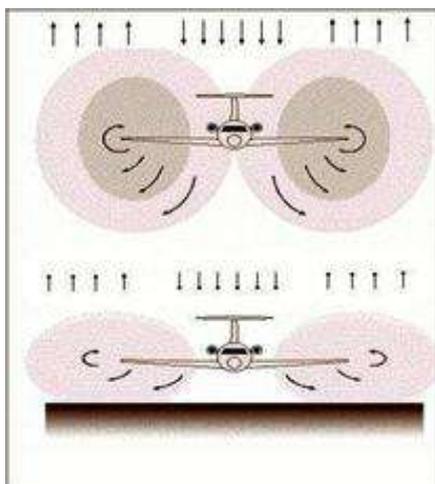


Рис. 1. Схематичное изображение вихря индуктивного сопротивления



Рис. 2. Полет экраноплана «Орленок» у «экрана»

Обоснование геометрических параметров экранопланов на этапе предварительного проектирования выполняется, в основном, по результатам большого количества экспериментов в гидроканале и аэродинамических трубах. Связано это с крайне небольшим количеством эмпирических зависимостей, позволяющих рассчитать значения аэродинамических характеристик коэффициента подъемной силы C_y , коэффициента сопротивления C_x , коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} . Особенностью существующих зависимостей является, как правило, привязка к конкретному профилю крыла и его геометрическим особенностям на виде спереди и сверху. Например, к наиболее обоснованному на данный момент профилю крыла экраноплана со спрямленной нижней частью и выпуклой верхней.

1. Постановка задачи

На этапе предварительного проектирования необходимо определение достаточно точных значений аэродинамических характеристик крыла экраноплана. Анализ источников [4–12] показал, что наибольшей точностью при расчете коэффициента подъемной силы $C_y(h, \alpha)$ обладают методы расчета аэродинамических характеристик через прибавку ΔC_y к значению коэффициента подъемной силы C_y в невозмущенном воздушном потоке. При изучении методов расчета аэродинамических характеристик особое влияние уделялось эксплуатационным углам атаки установки консолей крыльев (4–8 градусов). В указанном диапазоне наибольшая погрешность по сравнению с экспериментальными значениями составляла 12%.

С точки зрения обеспечения точности интересен анализ известных формул расчета индуктивного сопротивления в условиях действия экранного эффекта, что связано с возможным применением этих формул на этапе предварительного проектирования экранопланов на различных относительных высотах полета и углах атаки крыла для дальнейшего выбора предпочтительного облика экраноплана. Решение

вопроса выбора наиболее корректной формулы для расчета индуктивного сопротивления C_{xi} может существенно удешевить и ускорить этап жизненного цикла «Предварительное проектирование».

Таким образом, целью настоящей работы является исследование точности методов определения индуктивного сопротивления C_{xi} и их сравнение с экспериментальными данными прямоугольных крыльев различной формы на виде спереди. В результате должна быть выбрана методика или формула, соответствующая следующим требованиям:

- высокая точность результатов;
- возможность расчета значений коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} крыла с концевыми шайбами;
- возможность расчета значений коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} крыльев в широком диапазоне углов атаки;

Исследование точности и корректности работы формул было выполнено для крыла со следующими геометрическими характеристиками:

- прямоугольной формы на виде в плане;
- удлинение крыла $\lambda = 2, 4, 6$;
- концевые шайбы относительной высотой $\bar{h}_{ш} = 0,11$;
- диапазон исследуемых углов атаки от -4 до 14 градусов;
- диапазон относительных высот \bar{h} от $0,2$ до 8 ед.

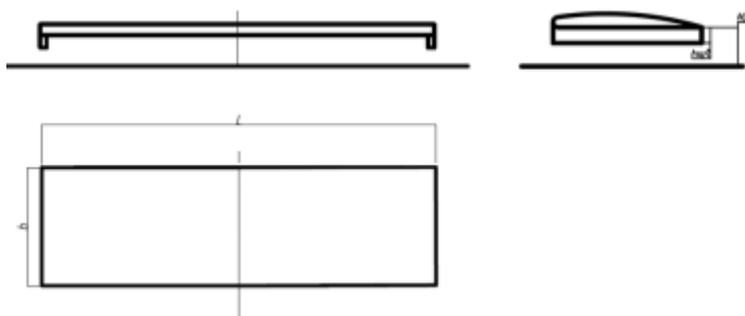


Рис. 3. Общий вид крыла

2. Методы расчета коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi}

На основе анализа источников [4], [7–9], [11–15] были выбраны методы для расчета коэффициента индуктивного сопротивления C_{xi} .

1. Формула Визельсбергера

$$1 - \sigma = 1 - \exp \left[-2.48 * \frac{\bar{h}^{0.768}}{\lambda} \right] \quad (1)$$

$$C_{xi} = C_y^2 A = (1 - \sigma) \frac{C_y^2}{\pi \lambda} \quad (2)$$

Формула (1) является поправочным коэффициентом для коэффициента отвала поляр A (2), учитывающим влияние экранирующей поверхности. В работе [14] указывается, что при исследовании прямоугольных крыльев экспериментальные значения $(1 - \sigma)$ с погрешностью до 5–10% совпадают с теоретическими значениями при удлинении крыла $\lambda \geq 1,5$ (рис. 4). Для учета влияния концевых шайб была использована поправка, предложенная Эшиллом. Для крыла без шайб результаты Эшилла и Визельсбергера совпадают.

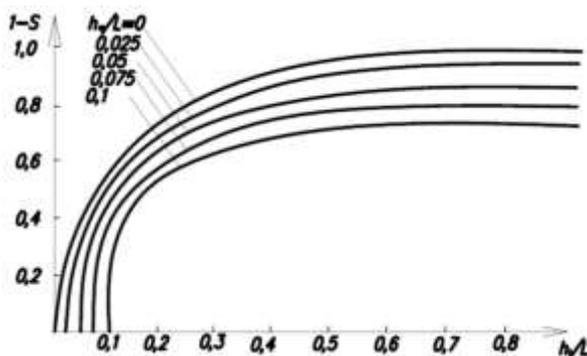


Рис. 4. Кривые Визельсбергера

2. Формула Филлипса

$$C_{xi} = C_y^2 A = \sigma \frac{C_y^2}{e\pi\lambda} \quad (3)$$

$$\sigma_f = 1 - \exp\left(-3.88 * \left(\frac{\bar{h}}{\lambda}\right)^{0.66}\right) \quad (4)$$

Поправочный коэффициент (4) был посчитан аналогично формуле (2). Коэффициент σ , как и в случае 1 получен для крыла без шайб, а расчет индуктивного сопротивления для формулы (3) был вычислен по зависимостям Эшилла, (рис. 4). При оценке результатов поправки по Визельсбергеру и Филлипсу были рассмотрены как единый случай.

3. Формула Паченкова-Суржика

Расчет индуктивного сопротивления для поправочного коэффициента Паченкова-Суржика выполняется по формуле (5):

$$C_{xi} = C_y^2 A = \xi \frac{C_y^2}{\pi\lambda} \quad (5)$$

$$\xi = 1 - 0,5\tau_\lambda^2 - 0,25\tau_\lambda^4 - 0,0625\tau_\lambda^6 - 0,0469\tau_\lambda^8 - 0,0237\tau_\lambda^{10} - 0,0188\tau_\lambda^{12} - 0,0881\tau_\lambda^{14} \quad (6)$$

$$\tau_\lambda = \sqrt{4 \left(\frac{\bar{h}}{\lambda}\right)^2 + 1} - 2\frac{\bar{h}}{\lambda} \quad (7)$$

Относительная высота полета в случае применения поправочного коэффициента Паченкова-Суржика рассчитывается по формуле (5).

Метод, предложенный А.Н. Паченковым удобен тем, что при расчете индуктивного сопротивления и учета относительной высоты шайбы не нужно пользоваться дополнительными графическими данными. Достаточно применить формулу (8):

$$\bar{h}_n = \bar{h} - \bar{h}_{ш} \quad (8)$$

Формулы (6–8) были использованы для определения оптимальных проектных параметров экспериментальных экранопланов АДП-04М, АДП-05 «Орфей» и СДП-09. С достоверностью результатов применения данных формул можно ознакомиться в работе [13].

4. Формула Мантла

Расчет выполняется аналогично случаю 1 по формуле (2). Поправочный коэффициент $(1 - \sigma)$ при наличии шайб может быть определен по следующему соотношению:

$$(1 - \sigma) = 1,5 \left(\frac{\bar{h}_{ш}}{\lambda}\right) + 5 \left(\frac{\bar{h}}{\lambda}\right) - \frac{10 \left(\frac{\bar{h}}{\lambda}\right)}{\left(\frac{\bar{h}_{ш}}{\lambda}\right)^{\frac{1}{5}}} \quad (9)$$

Формула (9) является существенно упрощенным вариантом формулы (1) и конечным результатом комплексного представления графического решения Эшилла (рис. 3, 5) для теории индуктивного сопротивления крыльев при влиянии экранного эффекта [4], [13].

Кроме того, формула (9) позволяет учесть изменение индуктивного сопротивления в зависимости от относительной высоты концевых шайб и аналогично методу Паченкова-Суржика, позволяет не использовать графические данные.

По приведенным выше формулам был выполнен расчет значений коэффициентов индуктивного сопротивления для комбинации крыльев, указанной в п. 1. Расчет по формуле Мантла выполнялся для значений относительных высот ниже $\frac{\bar{h}}{\lambda} = 0,2$ ед., т.к. данная формула не позволяет получить корректные результаты при больших значениях $\frac{\bar{h}}{\lambda}$.

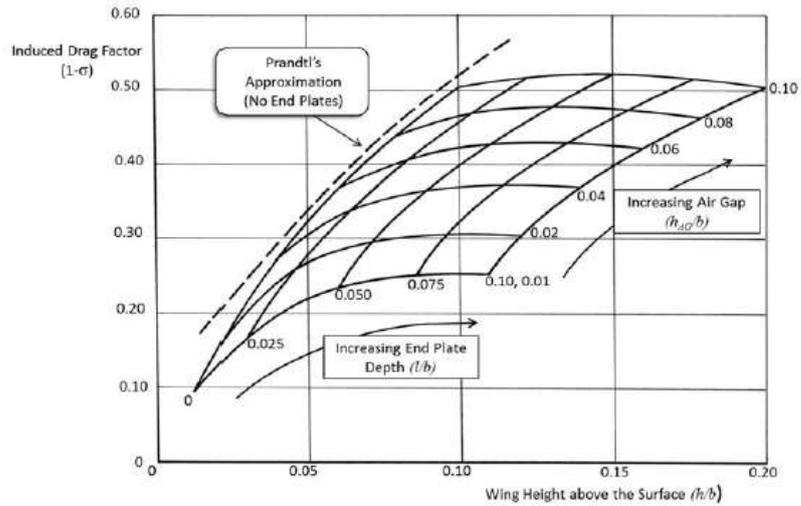


Рис. 5. Перекрестный график теории Эшилла, показывающий влияние воздушного зазора на индуцированное сопротивление [4].

Сравнение результатов расчетов выполнялось с экспериментальными данными продувок методом жесткого экрана и зеркального отображения.

3. Анализ результатов

На рис. 6–11 приведены совмещенные графики изменения коэффициентов индуктивного сопротивления по углу атаки для относительных высот 0,2, 0,3, 0,4, 0,5, 0,75, 8 ед. в сравнении с экспериментальными данными по продувкам крыла в аэродинамической трубе ЦАГИ. В табл. 1-3 приведены значения погрешностей каждого из методов для корректности расчетов.

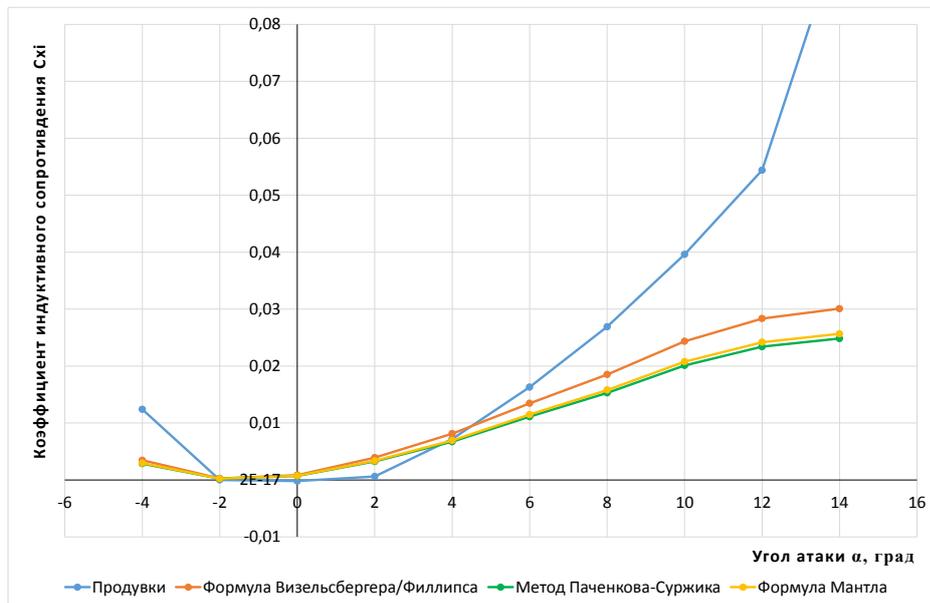


Рис. 6. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, относительная высота 0,2

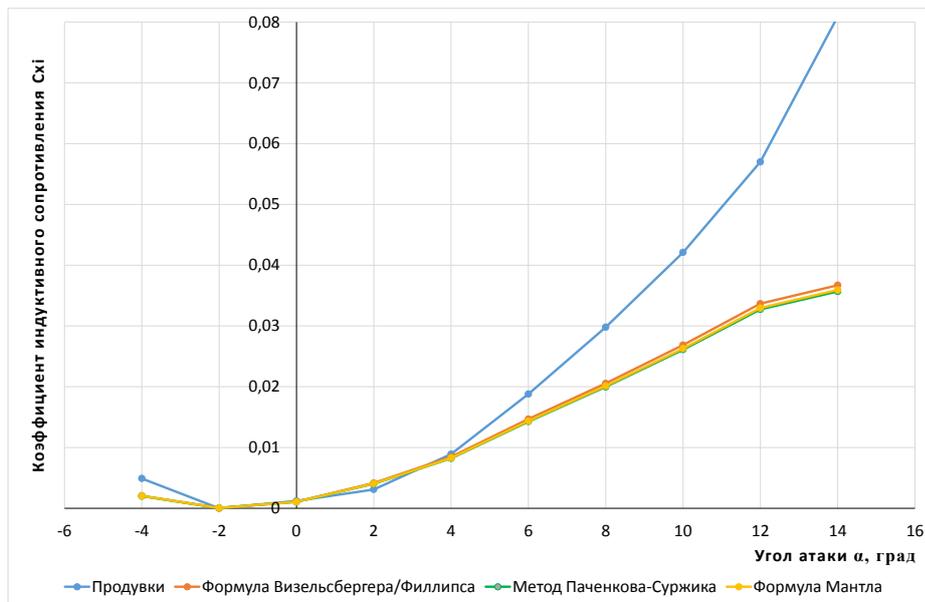


Рис. 7. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, относительная высота 0,3.

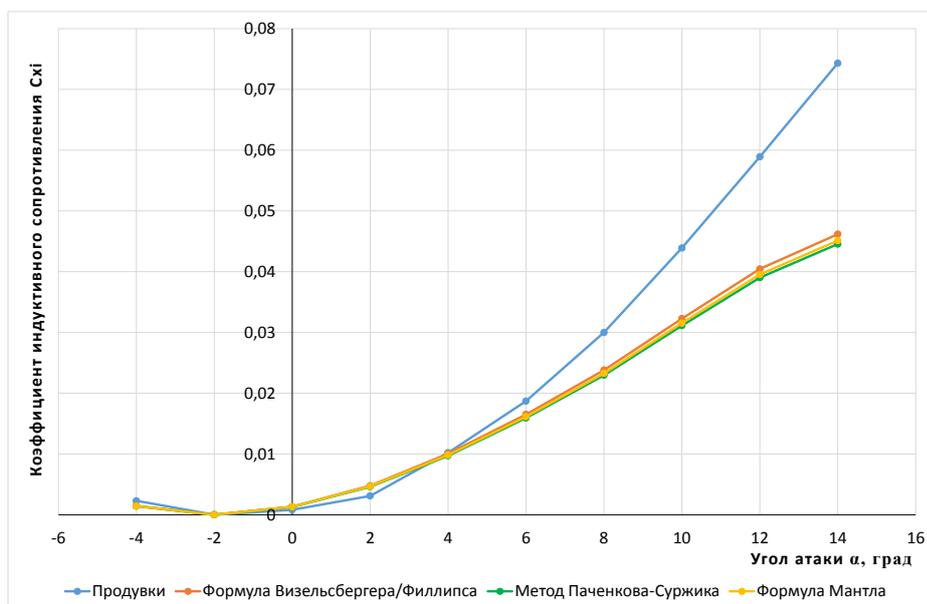


Рис. 8. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, относительная высота 0,4.

Из анализа графиков и табл. 1 видно, что выбранные формулы дают корректные результаты только на углах атаки до 4 градусов. Это может быть объяснено тем, что формулы специально выводились именно для данных углов атаки и использовать их для комплексного анализа аэродинамических характеристик отдельного крыла или экраноплана нельзя. Однако формулы могут быть использованы для оценки индуктивного сопротивления C_{xi} и аэродинамического качества K на рабочих углах атаки экраноплана.

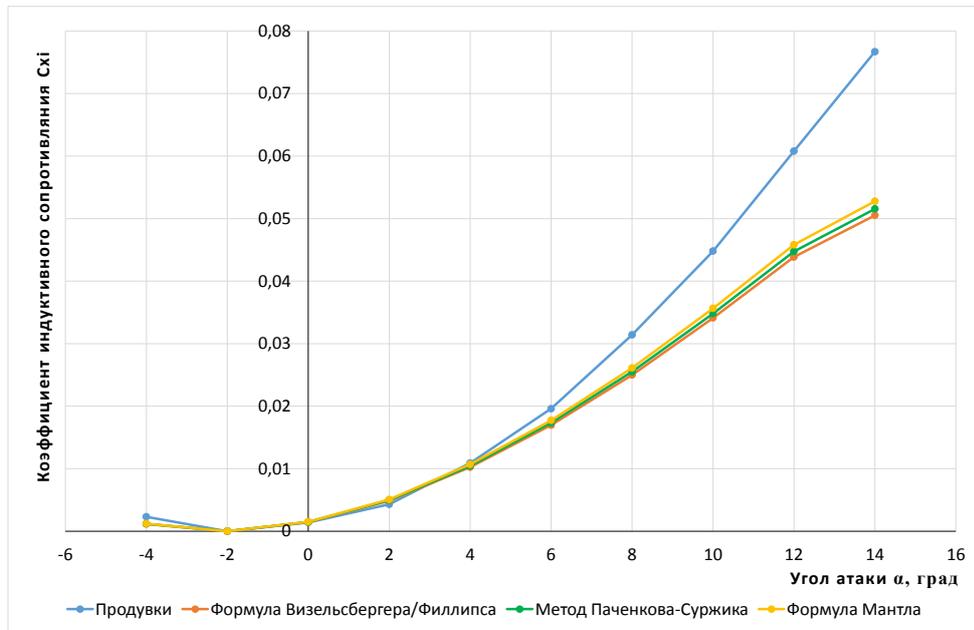


Рис. 9. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, относительная высота 0,5.

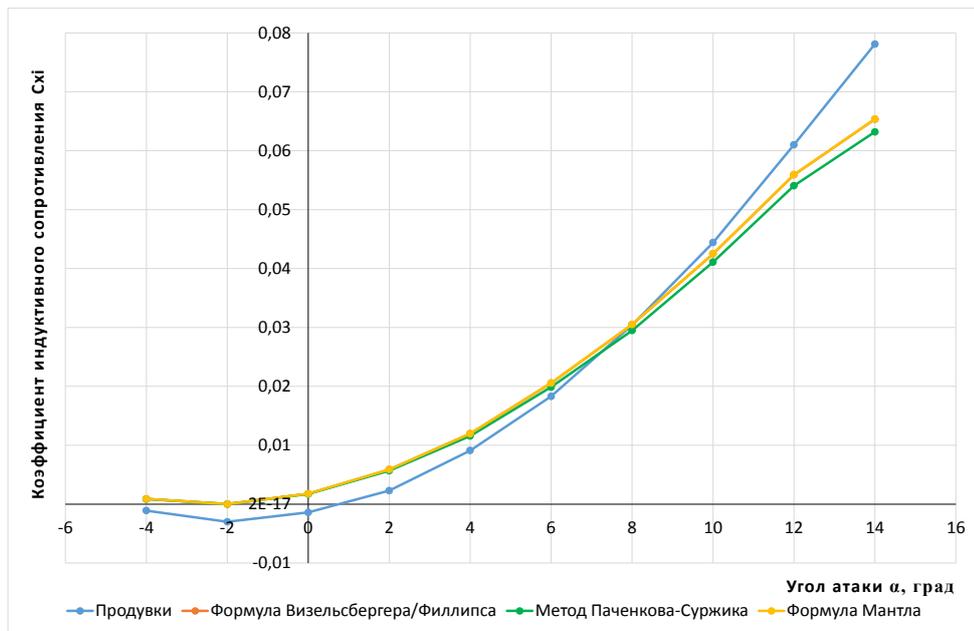


Рис. 10. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, относительная высота 0,75.

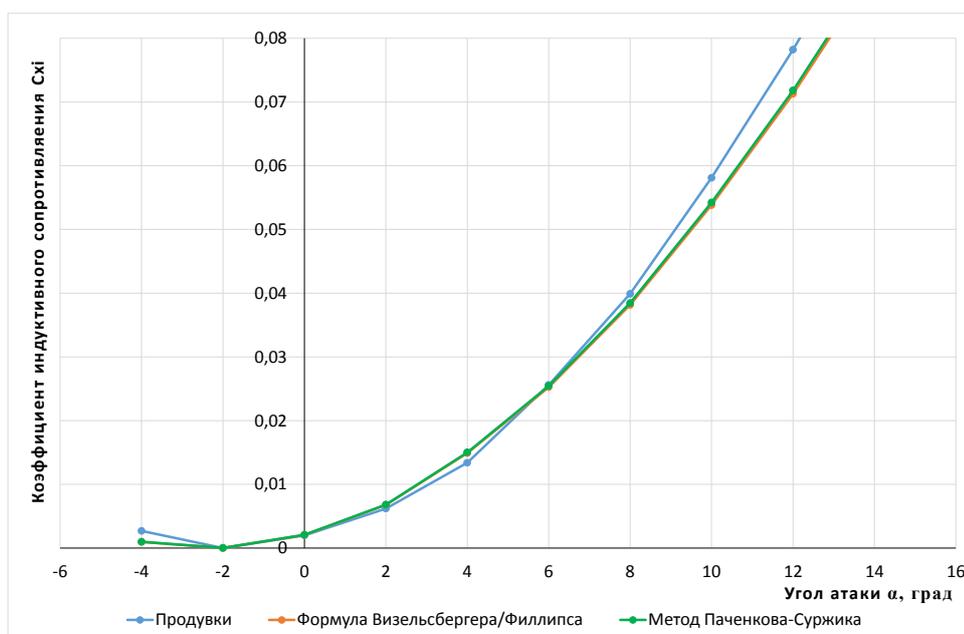


Рис. 11. Зависимость индуктивного сопротивления C_{xi} от угла атаки, невозмущенный скоростной напор

Таблица 1

Погрешности. Метод Паченкова-Суржика

		Относительная высота \bar{h}					
		8	0,75	0,5	0,4	0,3	0,2
Угол атаки α , град	-4	63,37	177,91	48,90	38,62	59,22	77,00
	-2	-	-	-	-	-	-
	0	-4,42	222,44	-4,74	-60,11	12,78	449,41
	2	-10,05	-147,03	-15,32	-48,79	-30,08	-440,00
	4	-12,06	-27,13	4,14	4,92	7,70	6,77
	6	0,62	-8,59	11,66	14,86	24,15	31,80
	8	3,63	3,06	18,80	23,47	32,97	43,18
	10	6,67	7,47	22,29	29,09	38,00	49,24
	12	8,18	11,39	26,40	33,75	42,58	56,97
	14	8,53	19,10	32,79	40,05	55,90	74,05
	16	12,76	43,80	60,85	67,13	75,21	86,12
	18	38,56	-	74,65	78,93	86,06	91,24
	20	54,45	-	84,26	85,84	89,52	93,24

Для крыла с удлинением $\lambda=2$ и 6 ед. были получены идентичные результаты.

Результаты расчетов показали, что наиболее удобным способом расчета индуктивного сопротивления является метод Паченкова-Суржика, т.к. он позволяет получать корректные значения индуктивного сопротивления без использования графических данных. Также метод удобен тем, что может быть использован во всех диапазонах относительных высот полета и дает сравнимые по точности с другими методами значения поправочного коэффициента.

Таблица 2

Погрешности. Формула Визельсбергера/Филлиппса

		Относительная высота \bar{h}					
		8	0,75	0,5	0,4	0,3	0,2
Угол атаки α , град	-4	63,64	180,57	49,92	36,38	58,05	72,15
	-2	-	100,48	-	-	-	-
	0	-3,64	226,63	-2,65	-65,96	10,26	523,08
	2	-9,22	-155,49	-13,02	-54,23	-33,83	-553,86
	4	-11,22	-31,48	6,05	1,44	5,04	-12,89
	6	1,37	-12,30	13,42	11,75	21,96	17,42
	8	4,35	-0,26	20,42	20,67	31,04	31,19
	10	7,38	4,30	23,84	26,50	36,21	38,53
	12	8,87	8,36	27,87	31,33	40,93	47,90
	14	9,22	16,33	34,12	37,86	54,63	68,57
	16	13,41	41,88	61,63	65,93	74,49	83,20
	18	39,02	-	75,16	78,16	85,66	89,39
	20	54,80	-	84,57	85,32	89,22	91,82

Таблица 3

Погрешности. Формула Мантла

		Относительная высота \bar{h}					
		8	0,75	0,5	0,4	0,3	0,2
Угол атаки α , град	-4	910,84	180,61	47,68	37,83	58,94	76,24
	-2	-	100,48	-	-	-	-
	0	2411,27	226,69	-7,24	-62,17	12,18	460,96
	2	2535,83	-155,60	-18,07	-50,71	-30,97	-457,85
	4	2580,32	-31,54	1,85	3,69	7,07	3,69
	6	2299,54	-12,36	9,55	13,76	23,63	29,55
	8	2233,06	-0,31	16,86	22,48	32,52	41,30
	10	2165,61	4,26	20,43	28,18	37,58	47,56
	12	2132,28	8,32	24,64	32,90	42,19	55,55
	14	2124,63	16,29	31,18	39,28	55,60	73,19
	16	2030,98	41,85	59,91	66,70	75,04	85,66
	18	1459,96	-	74,05	78,65	85,97	90,95
	20	1108,09	-	83,88	85,66	89,45	93,02

Однако из рассмотрения графиков и таблиц видно, что все методы обладают удовлетворительной точностью только до угла атаки 4 градуса. Это может быть связано с проблемой непостоянства поправочного коэффициента $1-\sigma$ по углу атаки. Анализ отечественной и зарубежной литературы показал, эта проблема является малоизученной и требует дополнительных исследований.

Список литературы:

1. Белагин Н.И. Экранопланы // Ленинград. Судостроение. 1977 – 227 с.
2. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016.
3. L. Yun, A. Bliault, J. Doo, WIG Craft and Ekranoplan, Springer, New York, 2010.
4. P.J. Mantle, Induced drag of wings in ground effect, Vashon, Washington USA, 2016
5. Carter, A.W. Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect Ratio 1 Airfoils With and Without End Plates, NASA Technical Note D-970, October 1961, Langley Aeronautical Laboratory, Virginia, US.
6. Ashill, P.R. On the minimum induced drag of ground-effect wings, The Aeronautical Quarterly, August 1970, XXI, Part 3.
7. M.Tavakoli Dakhrabadi, M.S.Seif, Ground Effect on the Vortex Flow and Aerodynamics of a Slender Delta Wing, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
8. J.D. Anderson, Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, New York, 1999.
9. M. Tavakoli Dakhrabadi, M.S. Seif, A practical method for aerodynamic investigation of WIG, Int. J. Aircr. Eng. Aerosp. Technol, 2016.

10. K. Park, J. Lee, Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect ratio wing in ground effect, J. Mech. Sci. Technol. 22 (2008).
11. K.H. Jung, H.H. Chun, H.J. Kim, Experimental investigation of wing in ground effect with a NACA6409 section, J. Mar. Sci. Technol. 13 (2008).
12. Амплитов П.А., Феоктистов С.И., Влияние геометрических параметров экраноплана типа А на его весовые и экономические характеристики, Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет, Комсомольск-на-Амуре, Россия, 2013
13. Суржик В.В. Методы структурно-параметрического синтеза математических моделей экранопланов, Иркутский государственный университет путей сообщения ИрГУПС, Иркутск, Россия, 2010.
14. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана, М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997.
15. А.Н. Панченков, Экспертиза экранопланов / А.Н. Панченков, П.Т. Драчев, В.И. Любимов. – Н.Новгород: ВГАВТ, 2006. – 520 с.

THE ESTIMATION OF APPLICABILITY CONCERNING THE METHODS FOR CALCULATION OF A SIMPLE WING WITH WINGTIPS INDUCTIVE RESISTANCE DURING THE FLIGHT NEAR THE EARTH SURFACE

Andrey N. Luchkov

Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993, Moscow, Russia

Evgeny Yu. Cheban

Volga State University of Water Transport, Nizhny Novgorod, Russia

Egor V. Zhuravlev

Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993, Moscow, Russia

Abstract. One of the problems in the hovercrafts design is to determine the aerodynamic characteristics of the wing near the earth surface. In this article, 4 methods for calculating the induced drag coefficient C_{xi} of a simple airfoil with an end plate at different relative heights were considered. Four methods of induced drag coefficient determination were considered for different relative flight's heights. Calculations were performed according to the Phillips, Wieselsberge, Panchenkov-Surzhih, Mantle methods for the TsAGI-876 wing profile. The calculated values of induced drag coefficients were compared with the experimental wind tunnel's data at the Central Aerohydrodynamic Institute. The calculation results showed that all methods have sufficient accuracy only up to an angle of attack of 4 degrees.

Keywords: wing-in-ground effect, WIG aircraft, aerodynamic coefficients, calculation method, induced drag coefficient, airfoils with plates

References:

1. Belavin N.I. Ekranoplany // Leningrad. Sudostroenie. 1977 – 227 s.
2. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016.
3. L. Yun, A. Bliault, J. Doo, WIG Craft and Ekranoplan, Springer, New York, 2010.
4. P.J. Mantle, Induced drag of wings in ground effect, Vashon, Washington USA, 2016
5. Carter, A.W. Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect Ratio 1 Airfoils With and Without End Plates, NASA Technical Note D-970, October 1961, Langley Aeronautical Laboratory, Virginia, US.
6. Ashill, P.R. On the minimum induced drag of ground-effect wings, The Aeronautical Quarterly, August 1970, XXI, Part 3.
7. M.Tavakoli Dakhrabadi, M.S. Seif, Ground Effect on the Vortex Flow and Aerodynamics of a Slender Delta Wing, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
8. J.D. Anderson, Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, New York, 1999.
9. M. Tavakoli Dakhrabadi, M.S. Seif, A practical method for aerodynamic investigation of WIG, Int. J. Aircr. Eng. Aerosp. Technol, 2016.
10. K. Park, J. Lee, Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect ratio wing in ground effect, J. Mech. Sci. Technol. 22 (2008).
11. K.H. Jung, H.H. Chun, H.J. Kim, Experimental investigation of wing in ground effect with a NACA6409 section, J. Mar. Sci. Technol. 13 (2008).
12. Amplitov P.A., Feoktistov S.I., Vliyanie geometricheskikh parametrov ekranoplana tipa A na ego vesovye i ekonomicheskie harakteristiki, Komsomol'skij-na-Amure gosudarstvennyj tehnikeskij universitet, Komsomol'sk-na-Amure, Rossiya, 2013
13. Surzhik V.V., Metody strukturno-parametricheskogo sinteza matematicheskikh modelej ekranoplanov, Irkutskij gosudarstvennyj universitet putej soobshcheniya IrGUPS, Irkutsk, Rossiya, 2010.
14. Zhukov V.I. Osobennosti aerodinamiki, ustojchivosti i upravlyaemosti ekranoplana, M.: Izdatel'skij otdel CAGI, 1997.
15. A.N. Panchenkov, Ekspertiza ekranoplanov / A.N. Panchenkov, P.T. Drachev, V.I. Lyubimov. – N.Новгород: VГАВТ, 2006. – 520s.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ/INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Лучков Андрей Николаевич, инженер

Andrey N. Luchkov, engineer of laboratory

лаборатории №4 «Управление жизненным циклом изделия» НИО 101 кафедры проектирование самолетов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

E-mail: a.luchOK.n@gmail.com

Журавлев Евгений Васильевич, ведущий конструктор, начальник лаборатории №4 «Управление жизненным циклом изделия» НИО 101 кафедры проектирование самолетов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

E-mail: e.zhuravlev_mai@mai.ru

Чебан Егор Юрьевич, к.т.н., доцент кафедры теории корабля и строительной механики, Волжский государственный университет водного транспорта» (ФГБОУ ВО «ВГУВТ»), 603951, г. Нижний Новгород, ул. Нестерова, 5. E-mail: egor.cheban.2@gmail.com

No. 4 «Product Lifecycle Management» Research Institute 101, Department of Aircraft Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4, Volokolamsk Highway, Moscow, A-80, GSP-3, 125993

Email: a.luchOK.n@gmail.com

Evgeny V. Zhuravlev, Lead Designer, Head of Laboratory No. 4, Product Lifecycle Management, Research Institute 101, Department of Aircraft Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4, Volokolamskoye av, Moscow, A-80, GSP-3, 125993

E-mail: e.zhuravlev_mai@mai.ru

Egor Y. Cheban, Ph.D., associate professor of the Department of Hydrodynamics, Ship Theory and ecological safety Mechanics, Volga State University of Water Transport, 5, Nesterov st., Nizhny Novgorod, 603951 E-mail: egor.cheban.2@gmail.com