

## МЕТОД РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ СОСТАВНОГО КРЫЛА ЭКРАНОПЛАНА 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), г. Москва, Россия  
<https://orcid.org/0000-0003-0654-0000>

*Ключевые слова:* экраноплан, аэродинамические коэффициенты, метод, коэффициент подъемной силы, составное крыло, шайбы

*Аннотация.* Одной из важнейших проблем в проектировании и обосновании технических характеристик экранопланной техники является поиск оптимальных значений аэродинамических и моментных коэффициентов и их соотношений, обеспечивающих не только выполнение технического задания, но и безопасную эксплуатацию в рамках норм АП и правил эксплуатации водного транспорта.

*Данная статья посвящена методу расчета коэффициента подъемной силы  $C_u$  сложного составного крыла с шайбами при помощи использования метода суперпозиции и верификации расчетных данных с экспериментальными значениями. За основу исследования были взяты характеристики профиля крыла ЦАГИ-876 на различных относительных высотах полета.*

*Определение аэродинамического коэффициента  $C_u$  выполняется в несколько этапов:*

- расчет аэродинамического коэффициента  $C_u$  центроплана;
- расчет аэродинамического коэффициента  $C_u$  консоли;
- расчет суммарного коэффициента  $C_u$  путем использования метода суперпозиции.

*Данный подход обеспечивает расчетную точность до 93%, что можно считать удовлетворительным результатом в рамках использования данной методологии в предварительном проектировании экранопланов типов «В» и «С».*

### Основные обозначения

$S_{AX}$  – средняя аэродинамическая хорда крыла

$C_y$  – коэффициент подъемной силы крыла

$C_{xi}$  – коэффициент индуктивного сопротивления

$C_{у\text{сумм}}$  – суммарный коэффициент подъемной силы крыла

$C_{у\text{ц}}$  – коэффициент подъемной силы центроплана

$C_{у\text{к}}$  – коэффициент подъемной силы консоли

$S_{\text{сумм}}$  – суммарная площадь крыла экраноплана

$S_1$  – площадь центроплана

$S_2$  – площадь консолей

$\lambda$  – удлинение крыла

$\bar{c}$  – относительная толщина профиля крыла

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

$\Delta C_y(\bar{h}, \alpha)$  – прибавочный коэффициент подъемной силы крыла

$C_{yi}$  – коэффициент подъемной силы крыла экраноплана в зоне действия экранного эффекта

$C_{у\text{в}}$  – коэффициент подъемной силы в невозмущенном воздушном потоке

$\alpha_{\text{кр}}$  – критический угол атаки

$k_\lambda$  – коэффициент, зависящий от удлинения крыла

$k_h$  – коэффициент, зависящий от относительной высоты полета экраноплана

$k_{\text{лр}}$  – коэффициент, зависящий от формы профиля крыла

$\alpha$  – текущий угол атаки

$\alpha_{\text{пл}}$  – угол атаки пересечения линий

$C_y^a$  – коэффициент подъемной силы по углу атаки  
 $p$  – периметр крыла  
 $l$  – размах крыла  
 $\lambda_{\text{экв}}$  – эквивалентное удлинение крыла  
 $\bar{h}$  – относительная высота полета  
 $\bar{x}_2$  – точка конца прямолинейного участка нижней дужки профиля  
 $\bar{x}_1$  – точка начала прямолинейного участка нижней дужки профиля  
 $C_{y \max \text{кр}}$  – коэффициент подъемной силы на критическом угле атаки в зоне действия экранного эффекта  
 $\alpha_0$  – угол атаки нулевой подъемной силы  
 $k_1$  – коэффициент, зависящий стреловидности крыла и относительной толщины профиля  
 $k_2$  – коэффициент, зависящий от сужения крыла  
 $C_{y \max}$  – коэффициент подъемной силы на критическом угле атаки в невозмущенном потоке  
 $\chi_{\text{лк}}$  – угол стреловидности передней кромки крыла  
 $\eta$  – относительное сужение крыла

## Введение

Выполненный анализ исследований в области проектирования экранопланов показал, что этап предварительного проектирования на сегодняшний день является недостаточно методически проработанным этапом внутреннего проектирования. Подавляющее большинство работ в этой области направлено либо на обобщение информации по истории развития и разработки экранопланов [1–3], либо представляют собой узконаправленные исследования, в основном, в области аэродинамики, малопригодные для использования при проектировании экранопланов. В работах [4–8] приведены методы, позволяющие рассчитать или оценить отдельные характеристики экранопланов, в частности, методологические подходы к расчету аэродинамических коэффициентов подъемной силы и сопротивления  $C_y$  и  $C_x$ . В частности, работы J.D. Anderson, M.Tavakoli, Амплитова П.А., Суржика В.В. включают в себя объяснение влияния экранного эффекта на аэродинамические характеристики; в них также приводятся полуэмпирические формулы для расчетов аэродинамических характеристик. Приведенные статьи относятся преимущественно к аэродинамике экранопланов типа «А», а экранопланы типов «В» и «С» упоминаются только вскользь в источниках [1], [2], [9], как правило, с точки зрения перспектив применения.

В настоящее время большое количество экранопланостроительных предприятий занимаются разработкой экранопланов типов «А» и «В» сравнительно небольших размерностей и массой до 20 тонн. Однако, исследования, проведенные например, компанией Boeing, показали, что наиболее перспективным направлением развития экранопланостроения являются экранопланы типа «С» аэродромного базирования. Более подробно преимущества и недостатки данного типа экранопланов описаны в работе [10].

Можно сделать вывод о том, что имеющиеся материалы по проектированию экранопланов типа «С» не систематизированы и не мало пригодны к использованию, а проблема методического обеспечения предварительного этапа проектирования экранопланов типа «С» является актуальной.

## 1. Постановка задачи

Наименее проработанным вопросом при расчете характеристик экранопланов можно считать определение аэродинамических характеристик его крыла, в частности, коэффициента подъемной силы  $C_y$  и коэффициента индуктивного сопротивления  $C_{xi}$  на режимах полета в зоне действия экрана. В работах [6], [7], [11–13] приведены различные методы расчета аэродинамических характеристик крыла экраноплана. Однако при анализе различных источников не было обнаружено методов определения коэффициента подъемной силы  $C_y$  сложного составного крыла экраноплана.

Каждая часть крыла (центропланная и консольные) создают различные подъемные силы ввиду различных геометрических форм крыла, наличия боковых шайб, относительных высот движения. Проанализированные методики не позволяют определить значения  $C_y$  крыла как единой системы. Предполагается, что для расчета коэффициента подъемной силы в зоне действия экрана может быть использован метод суперпозиции крыла, однако в литературе по расчету аэродинамических характеристик экранопланов отсутствует упоминание об использовании данного метода. Поэтому в качестве цели проведенной работы была поставлена задача проверка работоспособности метода суперпозиции для получения суммарного коэффициента подъемной силы  $C_{y \text{сумм}}$  при сложении расчетных коэффициентов подъемной силы  $C_{y \text{ц}}$  центропланной части крыла и коэффициента подъемной силы  $C_{y \text{к}}$  консольной части крыла.

Для расчета коэффициентов подъемной силы центроплана использовались методы, изложенные в работе [6]. Для консольной части крыла коэффициенты были приняты равными их значениям в невозмущенном потоке [14].

## 2. Граничные условия

Исследование выполнялось для профилей крыла ЦАГИ-876 центроплана и консольных частей, аэродинамические характеристики которых в невозмущенном потоке представлены на рисунках 1 и 2.

В работе было выполнено сравнение расчетных значений коэффициента  $C_y$  составного крыла со значениями, полученными на основе продувок в аэродинамической трубе ЦАГИ. Описание испытаний в аэродинамической трубе представлено в работе [15].

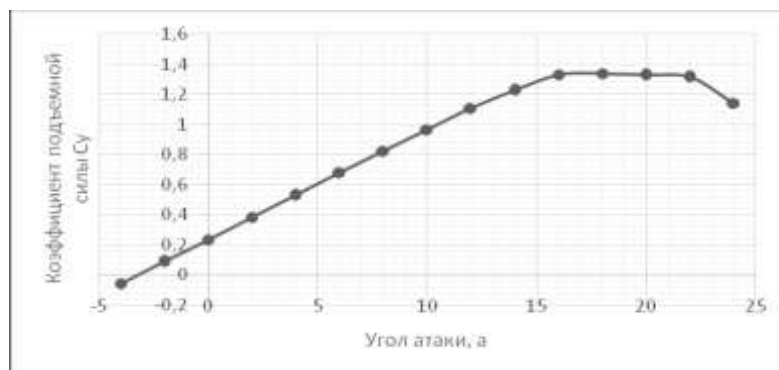


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля  $C_y$  от угла атаки

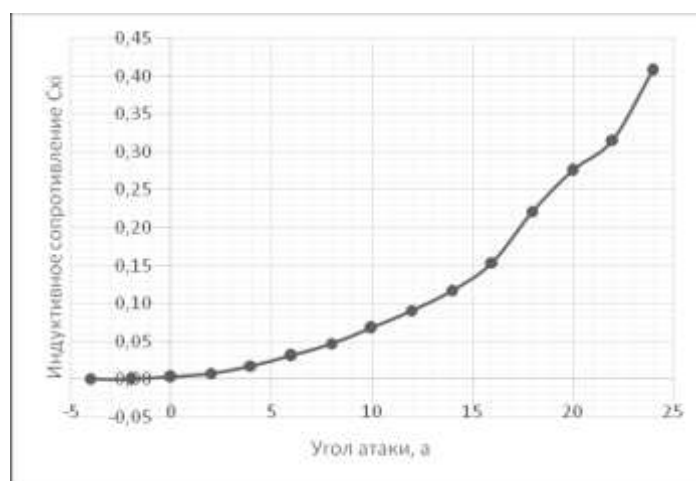


Рис. 2. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления профиля  $C_{xi}$  от угла атаки



Рис. 3. Форма профиля крыла

Геометрические ограничения сложного крыла:

- удлинение центропланной части крыла  $\lambda=3,1$ ;
- удлинение всей несущей системы принято равным  $\lambda=4,8$ ;
- центроплан и консольные части крыла имеют прямоугольную форму с относительной толщиной профиля крыла  $\bar{c} = 0,09$  ;
- угол поперечного наклона крыла центропланной части крыла принят равным  $-5$  градусов;
- угол поперечного наклона крыла консольной части крыла принят равным  $15$  градусов ввиду обеспечения безопасности маневров экраноплана;
- относительная высота шайб, установленных на законцовках центропланной части крыла, принимаем равной  $\bar{h}_{ш} = 0,1$ .
- значения относительных высот полета относительно САХ центропланной части крыла экраноплана принимаем следующие:  $0,127, 0,17, 0,25, 0,42, 0,64, 0,85, 1,3$ .

- исходя из условий 4 и 6, относительные высоты полета консольных частей крыла приняты равными: 0,35, 0,46, 0,64, 1, 1,5, 2, 3.
  - исследуемый диапазон углов атаки крыла – от 0 до 18 градусов.
- Общий вид модели крыла приведен на рисунке 4.

### 3. Описание расчетного метода

В работах [6], [7], [11–13] представлены различные подходы к расчету коэффициента подъемной силы  $C_y$  крыла вблизи экрана. Наиболее подходящим по точности получаемых результатов расчетов является метод, изложенный в источнике [6]. Он обладает высокой точностью расчетов (погрешность до 5%) на углах атаки до 6 градусов, но на околокритических углах атаки погрешность расчета превышает 16%.

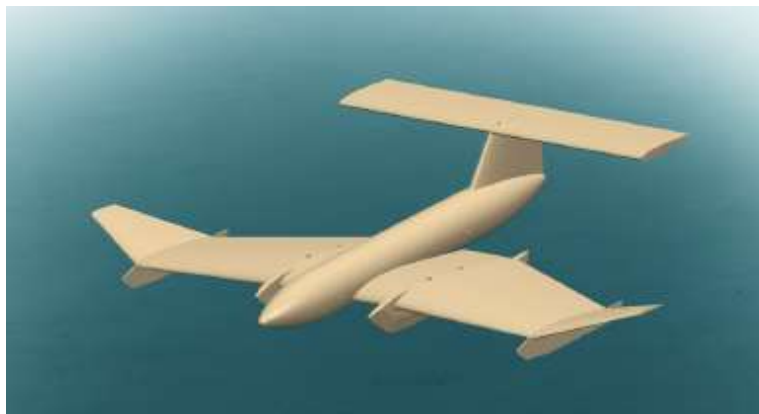


Рис. 4. Общий вид крыла экраноплана [15].

Для повышения точности расчетной методики в нее были внесены некоторые изменения. Значение критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  в работе [6] рассчитывалось по выражению (1):

$$\alpha_{кр} = \frac{C_{y \max кр}}{C_y^a} + \alpha_0 + 1 \quad (1)$$

где

$$C_{y \max кр} = k_1 k_2 C_{y \max} \quad (2)$$

$$k_1 = 0.9 + 0.4 \operatorname{tg}[2.5(2 - 22\bar{c})] * (\sin \chi_{нк})^2 \quad (3)$$

$$k_2 = 0.89 + 0.26 * \frac{1.2 - \frac{1}{\eta}}{\eta} \quad (4)$$

Значение коэффициента подъемной силы крыла в зоне действия экранного эффекта  $C_{y \max кр}$  при его расчете через выражение (3) получается меньше, чем в невозмущенном потоке, что противоречит ряду проведенных продувочных испытаний, описанных в работах [3], [7], [16], и в свою очередь приводит к увеличению погрешности значений коэффициента подъемной силы крыла от экспериментальных значений до 15–16% (рис. 5, 6).

Изменение значений  $C_{y \max кр}$  по мере уменьшения относительной высоты полета приводит только к увеличению критического значения коэффициента подъемной силы, поэтому в рамках данной работы значение  $C_{y \max кр}$  принималось равным  $C_{y \max}$ .

Определение значений  $C_y$  в зоне действия эффекта экрана составного крыла выполнялось в три этапа:

1. Расчет коэффициента крыла подъемной силы  $C_y$  центроплана;
2. Расчет коэффициента крыла подъемной силы  $C_y$  консольной части крыла;
3. Суммирование значений коэффициентов подъемной силы крыла  $C_y$  с помощью метода суперпозиции:

$$C_{у сумм} = \frac{C_{yк} S_1 + C_{yц} S_2}{S_1 + S_2} \quad (5)$$

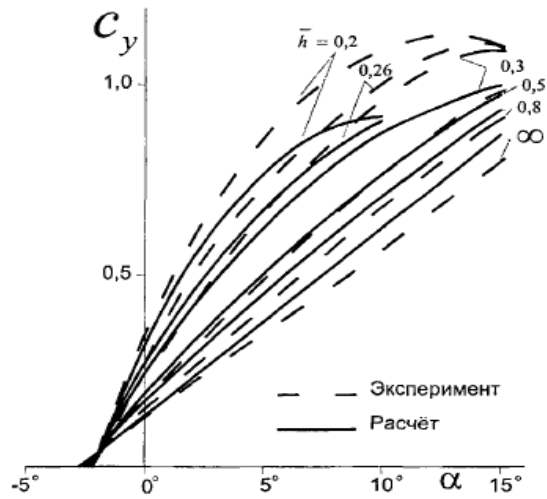


Рис. 5. Экспериментальные и расчетные значения коэффициента подъемной силы крыла [6].

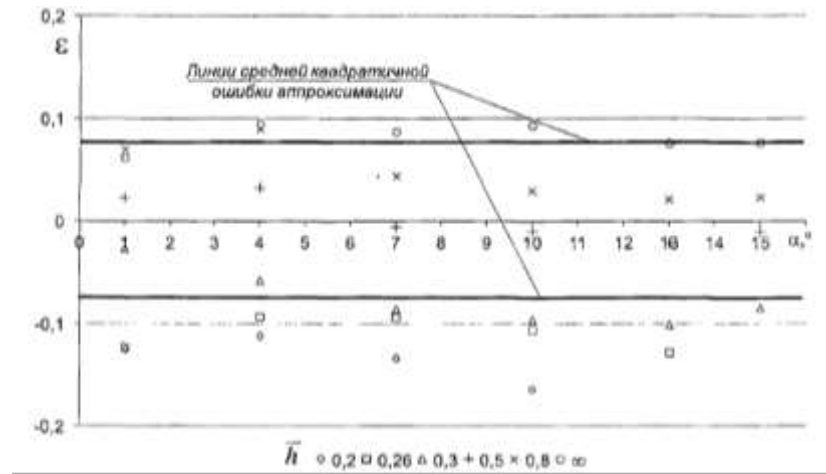


Рис. 6. Относительная погрешность определения коэффициента подъемной силы крыла [6].

Расчет значений коэффициентов подъемной силы  $C_y$  выполнялся через прибавочный коэффициент  $\Delta C_y(\bar{h}, \alpha)$ . Полное значение коэффициента подъемной силы крыла  $C_y$  определялось по формулам:

$$C_{yi} = C_{y\infty} + \Delta C_{yкр}(\bar{h}, \alpha) \quad (6)$$

где  $\Delta C_{yкр}(\bar{h}, \alpha)$  рассчитывается по следующей группе формул: надо расписать словами что получаем по каждой из формул

$$\Delta C_{yкр}(\bar{h}, \alpha) = \frac{0,1}{(\alpha_{кр} - 4)} k_\lambda k_h k_{np} (\alpha_{кр} - \alpha + \alpha_{nl})(\alpha - \alpha_{nl}) \quad (7)$$

где учет влияния удлинения крыла можно записать через выражение (9), влияние относительной высоты полета – (11) и влияние формы нижней дужки профиля – (12):

$$k_\lambda = -100,125(C_y^\alpha)^2 + 23,72C_y^\alpha - 0,398 \quad (8)$$

$$C_y^\alpha = \frac{0,11\lambda_{экр}}{0,5 * \frac{P}{l} \lambda_{экр} + f(\lambda_{экр})} \quad (9)$$

$$f(\lambda_{экр}) = 2,5 - \frac{1}{\sqrt{\lambda_{экр}}} \quad (10)$$

$$k_h = 0,098\bar{h}^{-1,1} \quad (11)$$

$$k_{np} = 0,5(1 + (\bar{x}_2 - \bar{x}_1)) \quad (12)$$

#### 4. Расчет аэродинамических характеристик крыла и сравнение расчетных данных с экспериментальными

По приведенным выше формулам были рассчитаны коэффициенты подъемной силы центропланной и консольных частей экраноплана; по формуле (6) были получены значения суммарного коэффициента подъемной силы крыла.

В таблице 1 представлены погрешности для каждого значения относительной высоты полета общей крыльевой системы с учетом ограничений, представленных в разделе 3.

Значения погрешностей были определены путем сравнения экспериментальных значений коэффициентов  $C_{y1}$  составного крыла в зоне действия эффекта экрана и расчетных значений.

Таблицы погрешностей построены для следующих относительных высот полета: 0,15, 0,2, 0,3, 0,5, 0,75, 1 и 1,5 единицы. Данные значения относительных высот полета относятся непосредственно к составному крылу в целом.

На рис. 7 приведено графическое распределение значений погрешности для различных относительных высот полета.

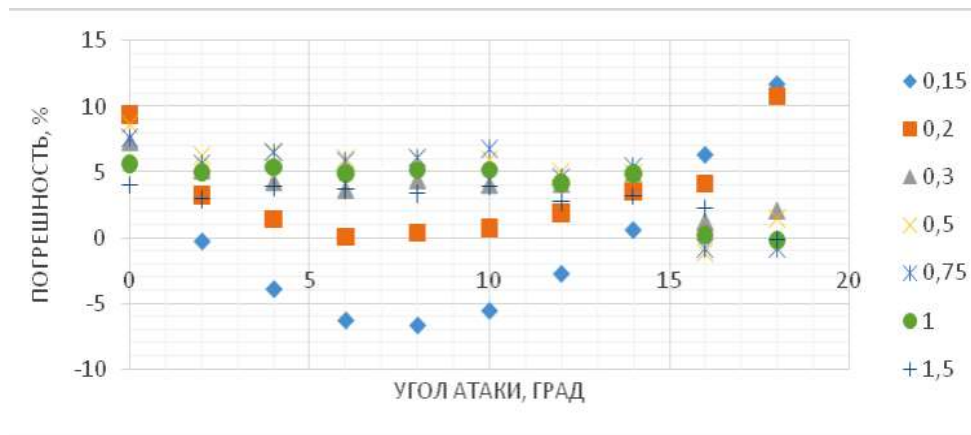


Рис. 7. Графическое распределение погрешности

Таблица 1.

Таблица погрешностей

		Угол атаки, град									
		0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
Относительная высота полета	0,15		-0,13	-3,79	-6,23	-6,69	-5,67	-2,96	0,23	5,81	10,9
	0,2	9,41	3,24	1,44	0,11	0,39	0,77	1,91	3,51	4,13	10,78
	0,3	7,28	5,12	4,24	3,65	4,37	4,02	4,1	4,9	1,24	2,07
	0,5	8,66	6,28	6,55	6,05	6,09	5,95	5,02	4,92	-1,14	1,47
	0,75	7,68	5,74	6,57	5,9	6,16	6,84	4,71	5,5	-0,78	-0,74
	1	5,63	4,96	5,36	4,89	5,15	5,15	4,17	4,87	0,24	-0,21
	1,5	4	2,93	3,89	3,66	3,37	3,94	2,73	3,2	2,26	-0,11

#### Результаты работы и выводы

Основным результатом данной работы является обоснование возможности применения метода суперпозиции при определении коэффициента подъемной силы сложного составного крыла с шайбами с точностью до 7%.

Стоит принять во внимание (рис. 8), что точность по мере уменьшения относительной высоты полета падает, и наиболее точные результаты получаются в диапазоне относительных высот от 0,5 до 1. Значения для углов атаки  $\alpha_{кр}$ ,  $\alpha$ ,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{пл}$  полностью совпадают со значениями, полученными экспериментальным методом.

Использование в качестве критического значения коэффициента подъемной силы на экране  $C_{y \max \text{ кр}}$  равным коэффициенту подъемной силы  $C_{y \max}$  в невозмущенном воздушном потоке приводит к повышению точности получаемых результатов во всем рабочем диапазоне углов атаки с максимальной погрешностью 7% против 16% базовой методологии.

Метод расчета коэффициентов подъемной силы и метод суперпозиции могут быть использованы для расчета аэродинамических характеристик в зоне действия эффекта экрана на этапе предварительного проектирования экраноплана, что позволит сократить количество экспериментов в опытовом бассейне или гидротрке, а также снизить финансовые и временные затраты на обоснование оптимальной компоновки экраноплана.

## Список литературы:

1. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016.
  2. L. Yun, A. Bliault, J. Doo, WIG Craft and Ekranoplan, Springer, New York, 2010.
  3. Белавин Н. И. Экранопланы // Ленинград. Судостроение. 1977 – 227 с.
  4. J.D. Anderson, Aircraft Performance and Design, McGraw–Hill, New York, 1999.
  5. 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.
  6. 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.
  7. Суржик В.В., Методы структурно-параметрического синтеза математических моделей экранопланов, Иркутский государственный университет путей сообщения ИрГУПС, Иркутск, Россия, 2010.
  8. Мусатов, Р.А. Особенности влияния удлинения прямоугольных крыльев на аэродинамические характеристики вблизи экрана / Р.А. Мусатов // Сборник докладов конференции Геленджик-2002. – М.: Типография ЦАГИ, 2002. – С. 273-280.
  9. Alexander Nebylov, Vladimir Nebylov, Pierre FABRE, WIG –Craft Flight Control Above The Waved Sea, State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russia.
  10. Панченков А.Н. Экспертиза экранопланов / А.Н. Панченков, П.Т. Драчев, В.И. Любимов. – Н.Новгород: ВГАВТ, 2006. – 520с.
  11. P.J. Mantle, Induced drag of wings in ground effect, Vashon, Washington USA, 2016
  12. 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.
  13. M. Tavakoli Dakhrabadi, M.S. Seif, A practical method for aerodynamic investigation of WIG, Int. J. Aircr. Eng. Aerosp. Technol, 2016.
  14. Ширманов П.М. Атлас аэродинамических характеристик авиационных профилей. Москва : Гос. авиационное и автотракторн. изд-во, 1932.
  15. Абдуллин А.А. Аэродинамические характеристики и продольная устойчивость схематизированной модели экраноплана самолетной схемы на крейсерском режиме полета// Сборник докладов конференции Геленджик-2016. – М.: Типография ЦАГИ, 2016. – С. 94-98.
  16. Визель Е.П., Григорьев А.А., Захарченко Ю.А. Аэродинамика экранопланов самолётной схемы с комбинированными несущими поверхностями// Техника воздушного флота. М.: Типография ЦАГИ, 2014.
- Luchkov A.N., Cheban E.Yu., Zhuravlev E.V.

## METHOD OF CALCULATING THE LIFT COEFFICIENT FOR A WIG'S COMPOUND WING FLYING CLOSE TO THE GROUND

**A.N. Luchkov**

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

**E.Yu. Cheban**

*Volga State University of Water Transport, Nizhny Novgorod, Russia*

**E.V. Zhuravlev**

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

*Abstract. In the design and characteristics justification of WIG crafts, determination of optimal aerodynamic and moment coefficients and their ratio is still one of the most important problems. Values and ratios of these coefficients provide not only technical tasks performance, but also safe operation of a WIG craft within the framework of AP standards and rules of water transport operation.*

*The paper is devoted to the method of calculating the  $C_y$  lift coefficient for the complex compound wing with washers by using the superposition method and verification of calculated data with experimental values. The study was based on TsAGI-876 wing profile characteristics at various relative flight heights.*

*Calculation of the aerodynamic  $C_y$  coefficient is performed in several stages:*

1. Calculation of the aerodynamic  $C_y$  coefficient for the center section;
2. Calculation of aerodynamic  $C_y$  coefficient for the console section;
3. Calculation of the total  $C_y$  coefficient by using the superposition method.

*The proposed method of calculation provides an accuracy of up to 93%, which can be considered a satisfactory result for preliminary design of types «B» and «C» WIG crafts.*

*Key words: WIG craft, aerodynamic coefficients, calculation method, lift coefficient, compound wing, washers*

## References

1. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016.
2. L. Yun, A. Bliault, J. Doo, WIG Craft and Ekranoplan, Springer, New York, 2010.



3. Belavin N. I. Ekranoplani // Leningrad. Sudostroenie. 1977 – 227 s.
4. J.D. Anderson, Aircraft Performance and Design, McGraw–Hill, New York, 1999.
5. 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.
6. Amplitov P.A., Feoktistov S.I., Vliyanie geometricheskikh parametrov ekranoplana tipa A na ego veso\_vie i ekonomicheskie harakteristiki, Komsomolskii na Amure gosudarstvennii tehnikeskii universitet, Komsomolsk na Amure, Rossiya, 2013.
7. Surzhik V.V., Metody strukturno-parametricheskogo sinteza matematicheskikh modelej ekranopla-nov, Irkutskij gosudarstvennyj universitet putej soobshcheniya IrGUPS, Irkutsk, Rossiya, 2010.
8. Musatov, R.A. Osobennosti vliyaniya udlineniya pryamougol'nykh kryl'ev na aerodinamicheskie harakte-ristiki vblizi ekrana / R.A. Musatov // Sbornik dokladov konferencii Gelendzhik-2002. – M.: Tipogra-fiya CAGI, 2002. – S. 273-280.
9. Alexander Nebylov, Vladimir Nebylov, Pierre FABRE, WIG –Craft Flight Control Above The Waved Sea, State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russia.
10. A.N. Panchenkov, Ekspertiza ekranoplanov / A.N. Panchenkov, P.T. Drachev, V.I. Lyubimov. – N.Novgorod: VGAVT, 2006. – 520s.
11. P.J. Mantle, Induced drag of wings in ground effect, Vashon, Washington USA, 2016
12. 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.
13. M. Tavakoli Dakhrabadi, M.S. Seif, A practical method for aerodynamic investigation of WIG, Int. J. Aircr. Eng. Aerosp. Technol, 2016.
14. Shirmanov P. M. Atlas aerodinamicheskikh harakteristik aviacionnykh profilej. Moskva : Gos. aviaci-onnoe i avtotraktom. izd-vo, 1932.
15. Abdullin A.A. Aerodinamicheskie harakteristiki i prodol'naya ustojchivost' skhematizirovannoj mo-deli ekranoplana samoletnoj skhemy na krejserskom rezhime poleta// Sbornik dokladov konferencii Gelendzhik-2016. – M.: Tipografiya CAGI, 2016. – S. 94-98.
16. E.P. Vizel', A.A. Grigor'ev, YU.A. Zaharchenko, Aerodinamika ekranoplanov samolyotnoj skhemy s kombi-nirovannyimi nesushchimi poverhnostyami// Tekhnika vozdushnogo flota. M.: Tipografiya CAGI, 2014

#### ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ/ INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Андрей Николаевич Лучков**

Инженер лаборатории №4 «Управление жизненным циклом изделия» НИО 101 кафедры проектирование самолетов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., 4  
E-mail: a.luchOK.n@gmail.com

**Евгений Васильевич Журавлев**

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 ш., 4  
E-mail: e.zhuravlev\_mai@mai.ru

**Егор Юрьевич Чебан**

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

**Andrey N. Luchkov**

Engineer of laboratory No. 4 «Product Lifecycle Management» Research Institute 101, Department of Aircraft Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), 4, Volokolamskoye av., A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russia  
e-mail: 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., A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russia  
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, Russia  
e-mail: egor.cheban.2@gmail.com

Статья поступила в редакцию 18.02.2020 г.