

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья  
УДК 533.6.015  
DOI: 10.34759/vst-2022-3-7-16

## РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЁТОВ С МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЁТНОЙ МАССОЙ ОТ 6600 ДО 21000 кг В КРЕЙСЕРСКОЙ, ВЗЛЁТНОЙ И ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИЯХ

Артур Вадимович Власов

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
Москва, Россия  
avvlasov@ciam.ru

**Аннотация.** Рассматриваются различные полуэмпирические методики расчёта коэффициентов подъёмной силы и сопротивления самолёта, и производится их сравнение и верификация с экспериментальными данными. Особое внимание уделено методикам, позволяющим оценить влияние закрылков и предкрылков на аэродинамические характеристики летательного аппарата. Предложена полиномиальная зависимость для оценки дополнительного сопротивления от закрылков. Показана эффективность оценки аэродинамических характеристик летательного аппарата с помощью методик Арепьева, Раймера и предложенного полинома.

**Ключевые слова:** расчёт аэродинамических характеристик, коэффициент подъёмной силы самолёта, коэффициент сопротивления ЛА, влияние закрылков на аэродинамические характеристики

**Для цитирования:** Власов А.В. Расчёт аэродинамических характеристик пассажирских самолётов с максимальной взлётной массой от 6600 до 21000 кг в крейсерской, взлётной и посадочной конфигурациях // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 7-16. DOI: 10.34759/vst-2022-3-7-16

# AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

## COMPUTING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF PASSENGER AIRCRAFT OF MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT FROM 6600 TO 21000 kg AT CRUISING, TAKEOFF AND LANDING CONFIGURATION

**Artur V. Vlasov**

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),  
Moscow, Russia  
avvlasov@ciam.ru

### **Abstract**

Resource-intensive CFD methods, requiring both significant time and computing costs, are usually being employed to compute the aircraft aerodynamic characteristics. Thus, it is reasonable to apply fast semi-empirical methods for the aircraft conceptual design.

The article considers the existing semi-empirical methods for calculating the aircraft aerodynamic characteristics, and compares these methods with each other and verifies them with experimental data. Special focus is given to techniques that allow estimating the flaps and slats effect on the aircraft aerodynamic characteristics. Thus, the Arep'yev and Raymer methods are the two basic methods for the cruising aerodynamic characteristics estimation being considered in this article. To verify the mathematical models, computations of the cruising aerodynamic characteristics of the three aircraft with a maximum takeoff weight from 6600 to 21000 kg were performed by the Arep'ev and Raymer methods, and their results were compared with the experimental data. The high efficiency of the modified Arep'ev method for calculating the aircraft coefficients of lift and drag up to the angles of attack of  $12^\circ$  is demonstrated.

Among the techniques for the takeoff and landing aerodynamic characteristics estimation, the two methods that yield the most correct result were selected as well. Additionally, the article suggests a simple dependence of the additional drag coefficient caused by flaps deflection depending on the angle of their deflection. Comparison of the takeoff and landing aerodynamic characteristics computing results of the three aircraft with maximum takeoff weight from 6600 to 21000 kg with the experimental data was performed as well. This comparison demonstrated the high efficiency of the methods under consideration.

**Keywords:** aerodynamic characteristics computing, aircraft lifting force coefficient, aircraft resistance coefficient, flaps impact of aerodynamic characteristics.

**For citation:** Vlasov A.V. Computing Aerodynamic Characteristics of Passenger Aircraft of Maximum Takeoff Weight from 6600 to 21000 kg at Cruising, Takeoff, and Landing Configuration. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 7-16. DOI: 10.34759/vst-2022-3-7-16

---

---

### **Введение**

Для расчёта аэродинамики летательных аппаратов обычно применяются CFD-методы, как в работах [1–3]. Однако эти методы очень ресурсоёмкие, требуют значительных временных и вычислительных затрат. Поэтому для расчёта пред-

варительных аэродинамических характеристик на этапе формирования облика летательного аппарата (ЛА) актуально использование «быстрых» полуэмпирических методик, например [4–10]. Такие методы менее точные, но позволяют по-

лучить результат моментально. При этом важно уметь оценивать аэродинамические характеристики не только в крейсерском режиме полёта, но и во взлётном и посадочном режимах, когда на подъёмную силу и сопротивление оказывают существенное воздействие предкрылки и закрылки.

**Математическая модель расчёта АДХ пассажирского самолёта в крейсерской конфигурации**

**Коэффициент подъёмной силы**

Для построения зависимости  $C_{y_a}(\alpha)$  самолёта с крейсерским положением закрылков можно использовать методику, представленную в работах [4, 5]. Данная методика хорошо описывает линейный участок коэффициента подъёмной силы. Более подробный разбор данной методики можно найти в работе [6], здесь же мы ограничимся основными моментами.

Угол наклона линейного участка поляры можно найти по известной формуле:

$$C_{y_a}^\alpha = 2\pi \frac{\lambda_e \cos \chi}{2 + \lambda_e}, \tag{1}$$

где  $\chi$  — угол стреловидности на четверти хорды;  $\lambda_e = \lambda \cdot e$  — эффективное удлинение крыла. Существуют различные варианты расчёта коэффициента Освальда  $e$ . В данной работе рассматриваются формула Бреге и формула из работы [6]

Коэффициент Освальда в соответствии с формулой Бреге:

$$e = \frac{1}{1 + 0,025\lambda}. \tag{2}$$

Коэффициент Освальда в соответствии с [6]:

$$e = (1 + 0,12M^6)^{-1} \times \left\{ 1 + \frac{0,005(1 + 1,5(\eta^{-1} - 0,6)^2)\lambda(10\bar{c})^{0,33}}{\cos^2 \chi} + \frac{0,7}{(4 + \lambda)^{0,8}} \right\}^{-1}, \tag{3}$$

где  $M$  — число Маха;

$\eta$  — сужение крыла;

$\bar{c}$  — относительная толщина профиля.

На практике разница в подсчёте коэффициента Освальда по этим формулам минимальна, поэтому возможно использование любой из предложенных формул.

**Коэффициент сопротивления**

Сопротивление летательного аппарата представляет собой сумму нулевого и индуктивного коэффициентов:

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + \frac{C_{y_a}^2}{\pi\lambda_e}. \tag{4}$$

Существуют различные способы для расчёта  $C_{x_{a0}}$ . Так, в работе [4] предложена следующая формула:

$$C_{x_{a0}} = k \cdot C_f \cdot p_0 (G_0)^\beta, \tag{5}$$

где  $p_0$  — удельная нагрузка на крыло;  $G_0$  — взлётный вес самолёта;  $k, \beta, C_f$  — эмпирические коэффициенты.

Значения коэффициентов  $k, \beta, C_f$ , предложенные в работе [4], позволяют рассчитывать характеристики только лёгких самолётов. Для расчёта характеристик самолётов со взлётной массой более 5 600 кг на основе имеющихся экспериментальных данных предлагается использовать коэффициенты, представленные в табл. 1.

Для более подробного расчёта коэффициента сопротивления летательного аппарата  $C_{d0}$  можно использовать методику Раймера [9]. В данной методике  $C_{d0}$  считается отдельно по каждому элементу самолёта (фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, гондолы), что позволяет учитывать особенности ЛА:

$$C_{x0} = \sum C_f \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wett} / S_{ref}, \tag{6}$$

где  $C_f$  — коэффициент сопротивления трения;  $FF_c$  — форм-фактор;  $Q_c$  — коэффициент, учитывающий интерференцию различных частей ЛА;  $S_{wett}$  — площадь омываемой поверхности;  $S_{ref}$  — площадь крыла с подфюзеляжной частью.

Коэффициент сопротивления трения  $C_f$  складывается из двух составляющих — ламинарной и турбулентной, при этом на ламинарную составляющую приходится 20%, а на турбулентную — 80% [9]:

$$C_f = 0,2C_{f, \text{ ламинарный}} + 0,8C_{f, \text{ турбулентный}}. \tag{7}$$

Таблица 1

**Коэффициенты  $k, \beta, C_f$  для различных ЛА**

Максимальная взлётная масса, кг	$k$	$\beta$	$C_f$
Более 12 000	0.1	0.81	0.005
От 5 600 до 12 000	0.1584	0.81	0.005

Турбулентная и ламинарная составляющие коэффициента сопротивления трения вычисляются по следующим формулам:

$$C_{f, \text{лам}} = 1.328/Re^{0.5}; \tag{8}$$

$$C_{f, \text{турб}} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144M^2)^{0.65}}. \tag{9}$$

Для турбулентного потока при числе Маха менее 0.9 необходимо рассчитать отсечённое число Рейнольдса по формуле

$$Re_{\text{отсеч}} = 38.21 \left( \frac{l}{k} \right)^{1.053}, \tag{10}$$

где  $l$  – характерная длина.

Далее для расчёта следует использовать меньшее из чисел  $Re_{\text{отсеч}}$  и  $Re = \frac{V \cdot l}{\nu}$ .

Коэффициент  $k$  зависит от типа поверхности. Для гладких металлических поверхностей  $k = 0.00013$ .

Значения коэффициентов  $FF_c$  и  $Q_c$  выбираются в соответствии с табл. 2, где  $l_F, d_F, l_N, d_N$  – длина и диаметр фюзеляжа и мотогондолы соответственно;  $\bar{c}$  – относительная толщина профиля;  $x_t$  – положение максимальной толщины профиля;  $M$  – число Маха;  $\chi$  – угол стреловидности; индексами  $F, N, W$  обозначены коэффициенты, относящиеся к фюзеляжу, мотогондолам и крылу соответственно.

**Сравнение результатов расчётов аэродинамических характеристик ЛА в крейсерской конфигурации с экспериментальными данными**

Для верификации математических моделей были проведены расчёты аэродинамических характеристик трёх самолётов с максимальной взлётной массой от 6600 до 21000 кг по методи-

ке Арепьева [4] и Раймера [9]. Результаты расчётов представлены на рис. 1–3. Использовались характеристики ЛА, взятые из работ [12–20].

Из графиков, представленных на рис. 1–3, видно, что все предложенные математические модели показывают результат, близкий к экспериментальным данным. Рассматриваемые математические модели позволяют рассчитывать коэффициенты подъёмной силы и силы сопротивления ЛА вплоть до углов атаки  $12^\circ$ . Отклонение математических моделей при больших углах атаки связано с появлением отрывных течений и возрастанием их вклада в аэродинамические характеристики. Для расчёта подъёмной силы и силы сопротивления самолёта при углах атаки свыше  $12^\circ$  необходимо использование CFD-методов.

**Учёт влияния закрылков и предкрылков на аэродинамические характеристики ЛА**

Расчёт аэродинамических характеристик ЛА в крейсерской конфигурации является относительно простой задачей. Гораздо более сложной задачей является расчёт подъёмной силы и сопротивления во взлётной и посадочной конфигурациях. При этом важность задачи расчёта аэродинамических характеристик на взлётном и посадочном режимах трудно переоценить. Использование закрылков и предкрылков оказывает существенное влияние на взлётно-посадочные характеристики ЛА.

Существует достаточно большое количество методик для расчёта влияния предкрылков и закрылков на аэродинамические характеристики ЛА, однако многие из них дают слишком «грубый» результат. Так, методики [7, 9, 10] даже не учитывают конфигурации закрылков, а методика [11], хоть и учитывает конфигурацию, но даёт результат, значительно отличающийся от экспериментальных данных. Более близкие результа-

Таблица 2

**Коэффициенты  $FF_c$  и  $Q_c$  для различных частей самолёта [9–11]**

Часть ЛА	$Q_c$	$FF_c$
Фюзеляж	1	$FF_F = 1 + \frac{60}{(l_F / d_F)^3} + \frac{l_F / d_F}{400}$
Крыло	1	$FF_W = \left[ 1 + \frac{0.6}{x_t} \bar{c} + 100 \cdot \bar{c}^4 \right] \cdot \left[ 1.34 \cdot M^{0.18} \cdot \cos^{0.28} \chi \right]$
Вертикальное и горизонтальное оперение	1.04	
Мотогондола	1.5	$FF_N = 1 + \frac{0.35}{l_N / d_N}$

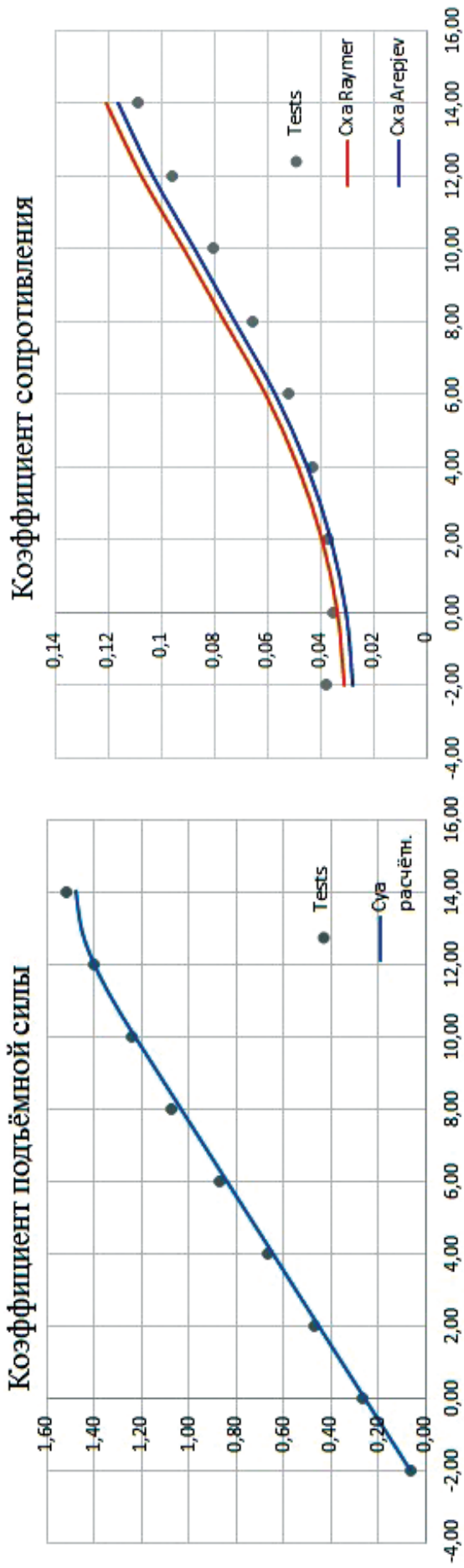


Рис. 1. Аэродинамические характеристики L-410 [13]

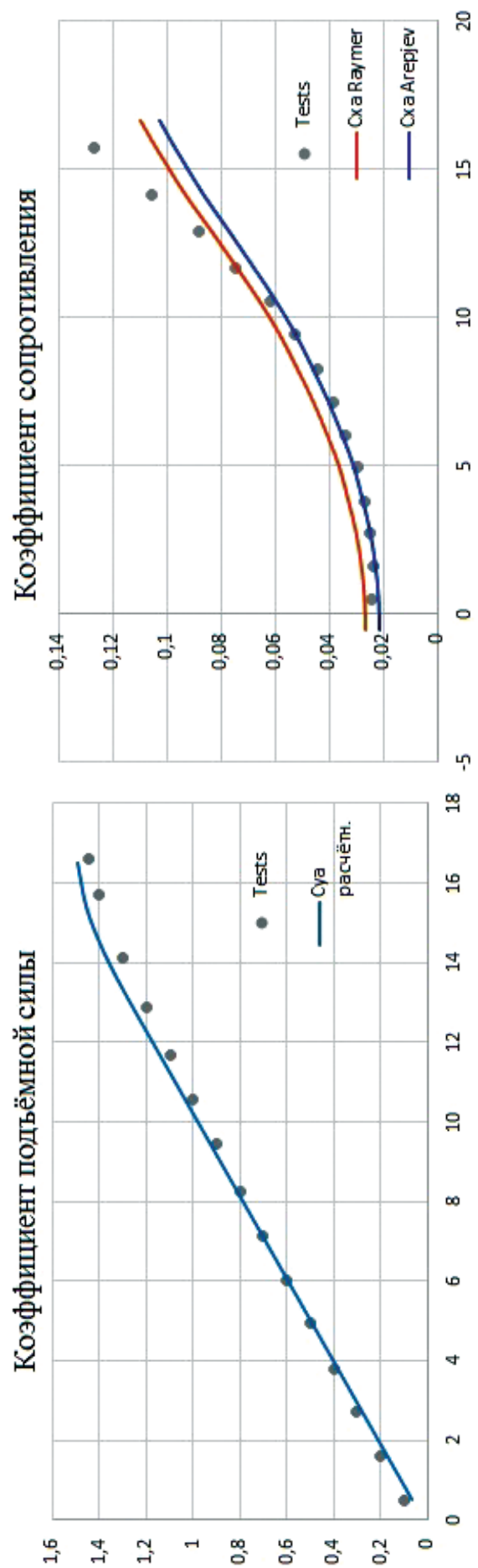


Рис. 2. Аэродинамические характеристики Як-40 [14]

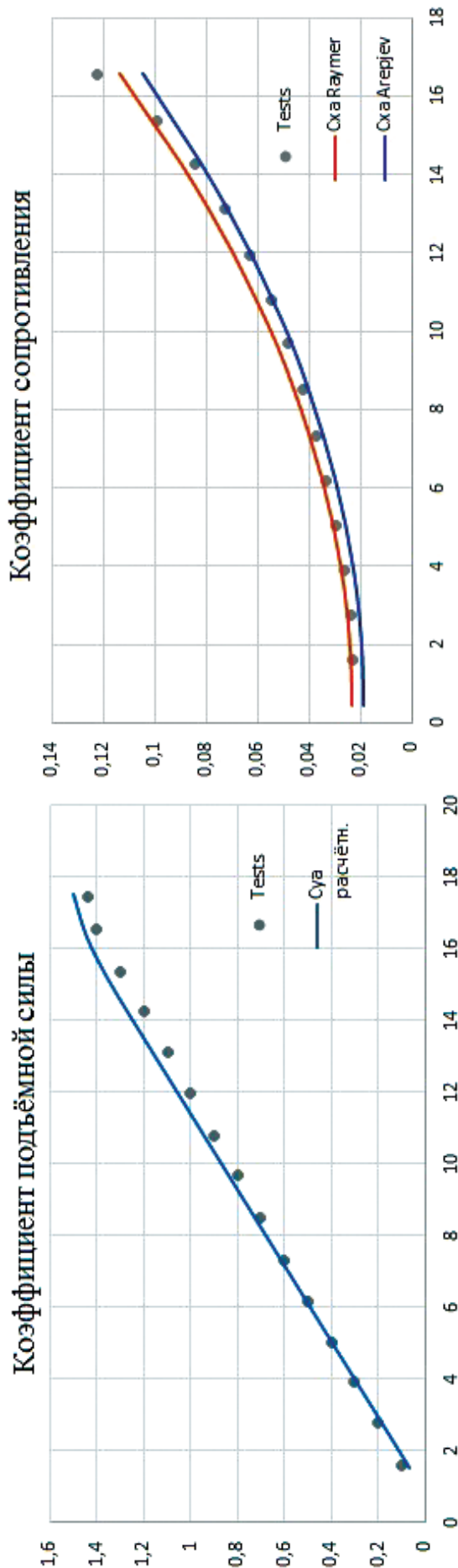


Рис. 3. Аэродинамические характеристики Ан-24 [16]

ты получены при использовании методик, описанных в [4, 21].

**Расчёт влияния закрылков на подъёмную силу ЛА**

Для расчёта влияния закрылков и предкрылков на подъёмную силу ЛА использовалась доработанная методика Арепьева [4]. В соответствии с ней увеличение максимального коэффициента подъёмной силы вычисляется по формуле

$$\Delta_f C_{y_a-\max} = k_\delta \bar{b}_f \bar{S}_f C_{y_a}^\alpha \cos \chi, \tag{11}$$

где  $\bar{b}_f$  – относительная хорда закрылка;  
 $\bar{S}_f$  – относительная площадь крыла, обслуживаемая закрылками;  
 $k_\delta$  – коэффициент, зависящий от типа закрылка (табл. 3).

Приращение коэффициента подъёмной силы при нулевом угле атаки вычисляется по формуле

$$\Delta C_{y_a}(0) = k_0 \Delta_f C_{y_a-\max}. \tag{12}$$

В [4] рекомендовано выбирать коэффициент  $k_0$  от 1.25 до 1.40, однако в дальнейших расчётах он берётся равным 1.1.

В случае применения предкрылков приращение максимального коэффициента подъёмной силы при использовании предкрылков вычисляется по формуле

$$\Delta_s C_{y_a-\max} = k_s \cos^2 \chi. \tag{13}$$

**Расчёт влияния закрылков на сопротивление ЛА**

В соответствии с [4] коэффициент лобового сопротивления при взлёте и посадке определяется выражением

$$C_{x_a} = 1.3C_{x_a0} + \Delta C_{x_a-flaps} + \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda_e k_i}, \tag{14}$$

Таблица 3

Значения коэффициента  $k_\delta$  для разных типов закрылка

Тип закрылка	Коэффициент $k_\delta$	
	Взлёт	Посадка
Простой	0.34	0.52
Однощелевой	0.45	0.65
Двухщелевой	0.63	1.01
Фаулер однощелевой	0.70	1.33
Фаулер двухщелевой	0.79	1.49



где  $k_i$  – коэффициент, учитывающий влияние выпуска механизации крыла на индуктивное сопротивление,  $k_i = 0.96$  – для взлётного положения закрылков и  $k_i = 0.88$  – для посадочного;  $\Delta C_{x_{a\_flaps}}$  – выбирается в соответствии с табл. 4.

Таблица 4

**Приращение коэффициента сопротивления от механизации**

Тип закрылка	$\Delta C_{x_{a\_flaps}}$	
	Взлёт	Посадка
Простой	0.024	0.120
Однощелевой	0.021	0.054
Двухщелевой	0.020	0.059
Флаулер	0.010	0.034

Однако для расчёта влияния закрылков можно использовать упрощённую формулу:

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + \Delta C_{x_{a\_flaps}} + \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda_e} \quad (15)$$

При этом  $\Delta C_{x_{a\_flaps}}$  выражается в зависимости от угла отклонения закрылков  $\theta$  при помощи интерполяционного полинома:

$$\Delta C_{x_{a\_flaps}} = (0.241 \cdot \theta^2 + 0.0155 \cdot \theta) \bar{S}_f \quad (16)$$

**Сравнение результатов расчётов аэродинамических характеристик ЛА во взлётной и посадочной конфигурации**

Для верификации и сравнения представленных математических моделей были произведены расчёты аэродинамических характеристик трёх самолётов с максимальным взлётным весом от 6600 до 21000 кг. Расчёты коэффициента подъёмной силы производились с помощью методики Арепьева [4] и по методике, предложенной в [20] (Calc.), а сопротивления – по методике Арепьева [4] и с помощью интерполяционного полинома, предложенного в данной работе. Результаты расчётов представлены на рис. 4–6.

Как видно из рис. 4–6, обе математические модели для расчёта коэффициента сопротивления показывают достаточно хорошую сходимость с экспериментальными данными. А для расчёта коэффициента подъёмной силы целесообразно

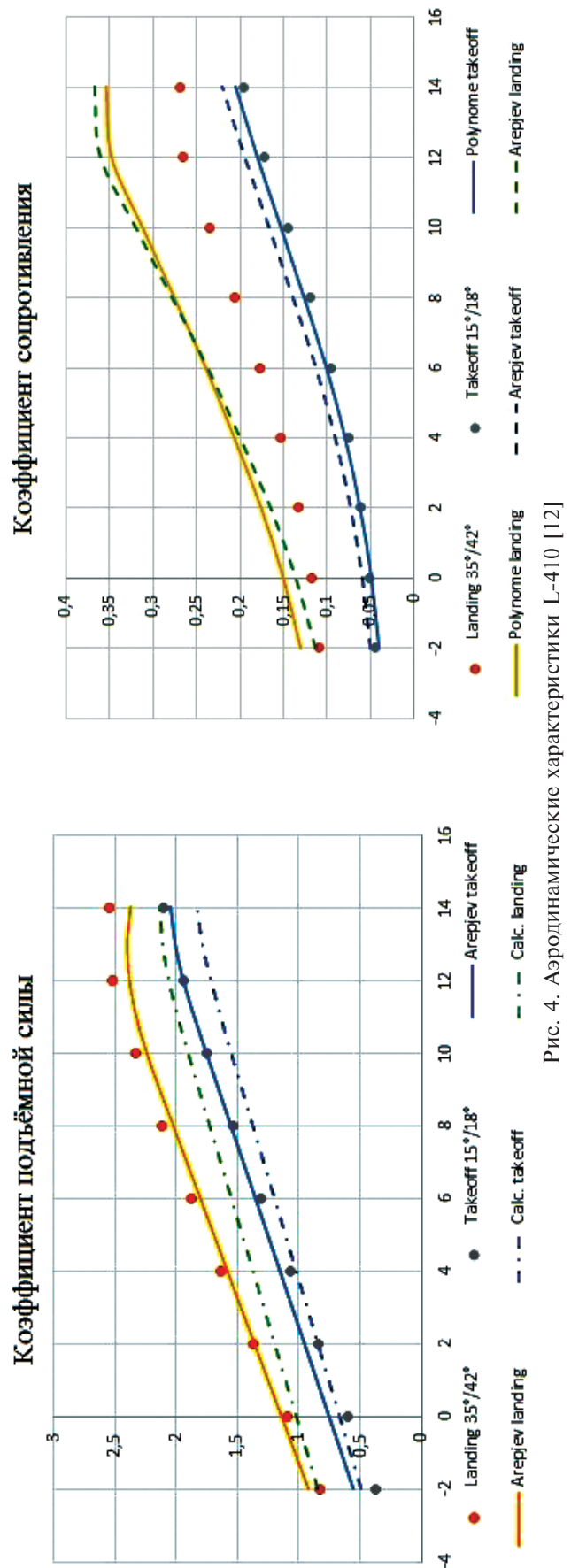


Рис. 4. Аэродинамические характеристики ЛА-410 [12]

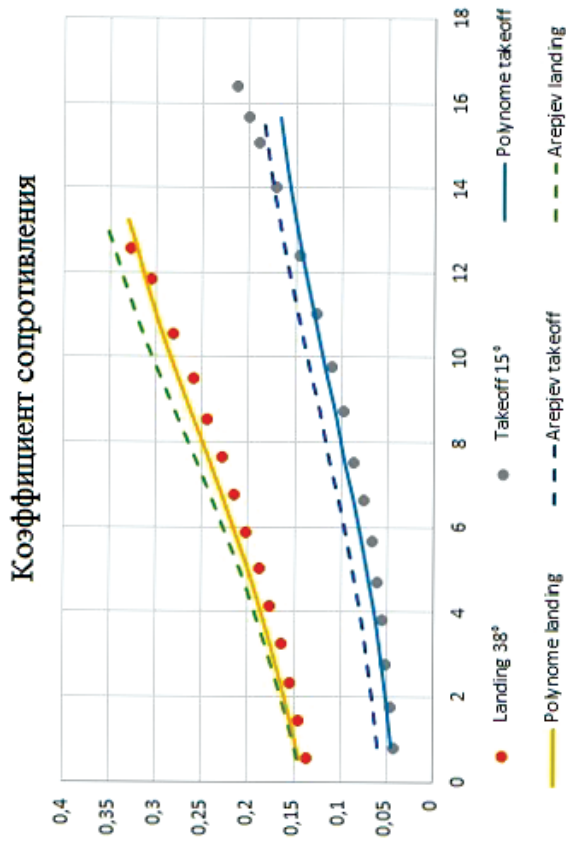


Рис. 5. Аэродинамические характеристики Як-40 [14]

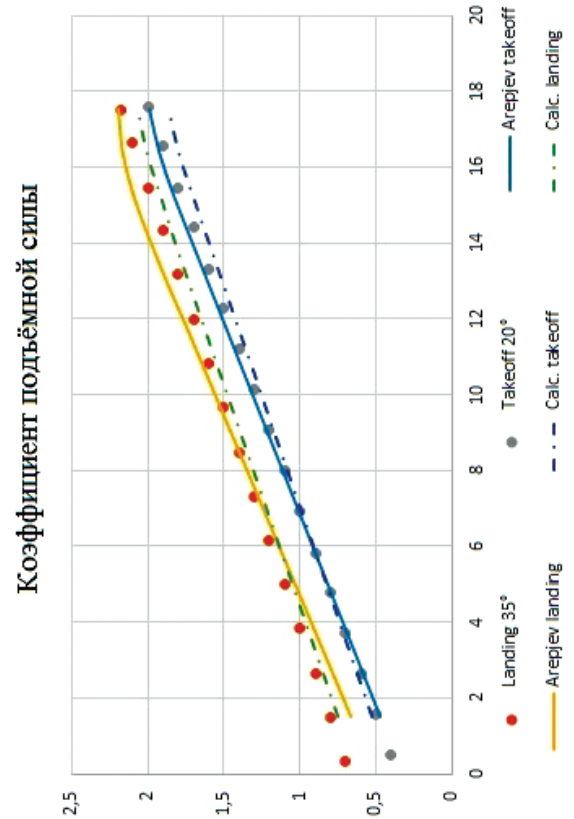
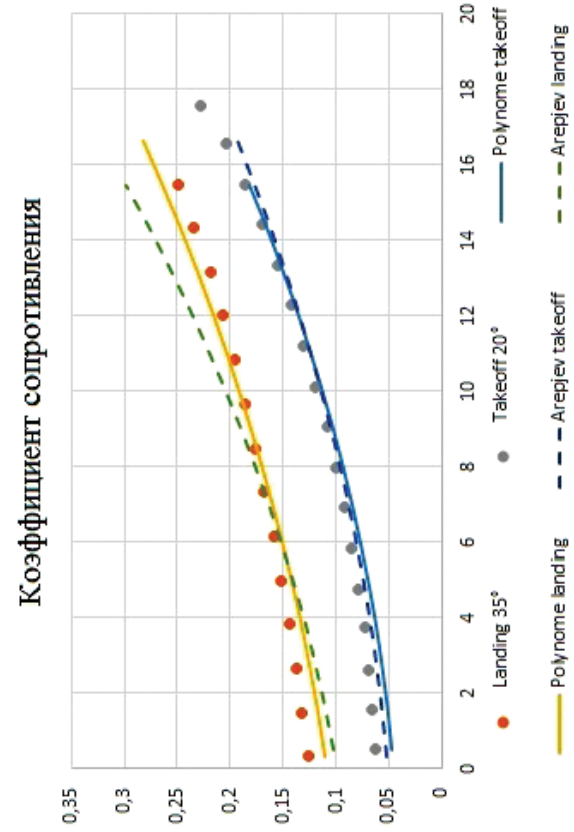
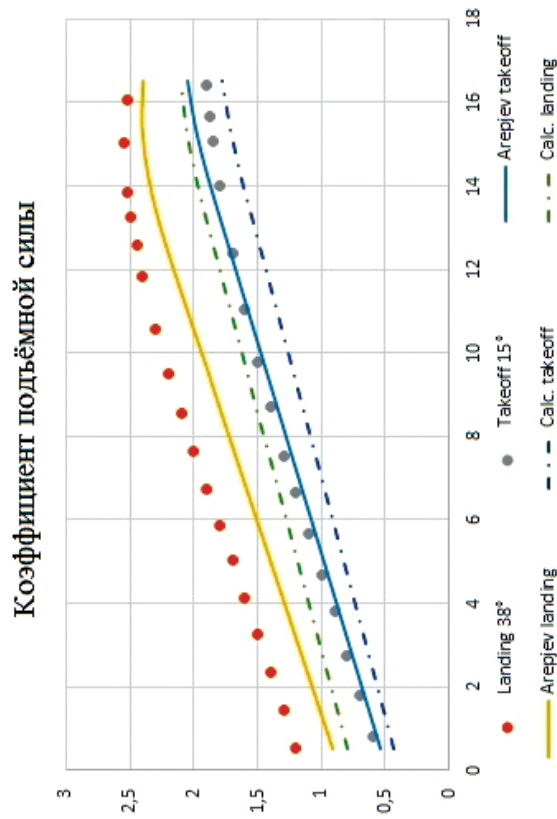


Рис. 6. Аэродинамические характеристики Ан-24 [16]



использовать методику Арепьева [4]. Однако при больших углах отклонения закрылков наблюдается отклонения расчётных данных от экспериментальных.

### Выводы

Представлен обзор существующих методов расчёта аэродинамических характеристик самолёта, в том числе и с учётом влияния закрылков. Показана высокая эффективность модифицированной методики Арепьева [4] для расчёта коэффициентов подъёмной силы и сопротивления самолёта вплоть до углов атаки  $12^\circ$ .

Предложена простая зависимость добавочного коэффициента сопротивления от угла отклонения закрылков. Показана высокая эффективность данного варианта расчёта дополнительного сопротивления.

### Список источников

1. Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А. Исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъёмной силы крыла // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
2. Правидло М.Н., Прокудин С.В. Оценка экономического эффекта при математическом моделировании аэродинамических характеристик // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 32-37.
3. Виноградов О.Н., Корнушенко А.В., Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А., Чинь Т.Н. Особенности интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения в неоднородном потоке // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
4. Арепьев А.Н. Проектирование лёгких пассажирских самолётов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2006. — 637 с.
5. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования лёгких самолётов. Выбор схемы и параметров. — М.: МГТУ ГА, 2001. — 136 с.
6. Vlasov A.V., Ovdienko M.A. Calculation of aerodynamic characteristics of light aircraft with distributed electric propulsion // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2020. Vol. 1560.

### References

1. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. Studies of flow-around of high-lift wing airfoil with combined energy system for the wing lifting force increasing. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20

- No. 1, pp. 012059. DOI: 10.1088/1742-6596/1560/1/012059
7. Howe D. *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. — London: Wiley, 2005. — 484 p.
8. Niță M.F. *Aircraft Design Studies Based on the ATR 72*. — Department Fahrzeugtechnik Und Flugzeugbau, 2008. — 28 p.
9. Raymer D.P. *Aircraft Design: a Conceptual Approach*. — 6<sup>th</sup> Edition. — Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. — 1062 p.
10. Баринов В.А. Расчёт коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов // Труды ЦАГИ. Выпуск 2205. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1983. — 48 с.
11. Finck R.D., Hoak D.E. *USAF Stability and Control Datcom*. — Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division. Ohio: NTIS, 1978. — 3070 p.
12. Scholz D. *Generic Engine Performance*. — Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2000. — 14 p.
13. Елисеев Е.Н. Аэродинамика самолёта Л-410-УВП-Е: Конспект лекций. — Сасово: Слуга, 2011. — 80 с.
14. *Airplane flight manual for the L 410 UVP-E20*. — Kunovice, Czech Republic, 1998. — 722 p.
15. Рогонов А.М., Бехтир В.П., Копысов В.Х., Коврижных Е.Н. Практическая аэродинамика самолета Як-40: Учеб. пособие. — Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. — 122 с.
16. Богославский Л.Е. Практическая аэродинамика самолета Як-40: Учеб. пособие. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Транспорт, 1975. — 153 с.
17. Богославский Л.Е. Практическая аэродинамика самолета Ан-24: Учеб. пособие. — М.: Транспорт, 1972. — 77 с.
18. Задорожный Я.Н., Мамошин П.Н. Конструкция и летная эксплуатация самолета Ан-24: Конспект лекций. — М.: Машиностроение, 1980. — 142 с.
19. Черненко Ж.С., Лагосюк Г.С., Горовой Б.И. Самолет Ан-24. Конструкция и эксплуатация: Учеб. пособие. — М.: Транспорт, 1978. — 315 с.
20. Телегин Д.В., Лукасов В.В. Сравнение лётно-технических характеристик самолетов местных воздушных линий // Решетневские чтения. 2015. Т. 1. С. 433-435.
21. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. Аэродинамика летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 1993. — 542 с.

2. Pravidlo M.N., Prokudin S.V. Assessment of economic effect at mathematical modeling of aerodynamic characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 32-37.

3. Vinogradov O.N., Kornushenko A.V., Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A., Trinh T.N. Specifics of propeller and super-high aspect ratio wing interference in non-uniform flow. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
4. Arep'ev A.N. *Proektirovanie legkikh passazhirskikh samoletov* (Design of light aircrafts), Moscow, MAI, 2006, 637 p.
5. Arep'ev A.N. *Voprosy proektirovaniya legkikh samoletov. Vybór skhemy i parametrov* (Issues of light aircraft designing. Scheme and parameters selecting), Moscow, MGTU TA, 2001, 136 p.
6. Vlasov A.V., Ovdienko M.A. Calculation of aerodynamic characteristics of light aircraft with distributed electric propulsion. *Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing*, 2020, vol. 1560, no. 1, pp. 012059. DOI: 10.1088/1742-6596/1560/1/012059
7. Howe D. *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. London, Wiley, 2005, 484 p.
8. Niřã M.F. *Aircraft Design Studies Based on the ATR 72*. Department Fahrzeugtechnik Und Flugzeugbau, 2008, 28 p.
9. Raymer D.P. *Aircraft Design: a Conceptual Approach*. 6<sup>th</sup> Edition. Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018, 1062 p.
10. Barinov V.A. *Trudy TsAGI*. Issue 2205. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1983, 48 p.
11. Finck R.D., Hoak D.E. *USAF Stability and Control Datcom*. Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division. Ohio, NTIS, 1978, 3070 p.
12. Scholz D. *Generic Engine Performance*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2000, 14 p.
13. Eliseev E.N. *Aerodinamika samoleta L-410-UVP-E. Konspekt lektsii* (Aerodynamic of L-410-UVP-E aircraft. Lecture notes), Sasovo, Sluga, 2011, 80 p.
14. *Airplane flight manual for the L 410 UVP-E20*. Kunovice, Czech Republic, 1998, 722 p.
15. Rogonov A.M., Bekhtir V.P., Kopysov V.Kh., Kovrizhnykh E.N. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta Yak-40* (Practical aerodynamics of the Yak-40 aircraft), Ulyanovsk, UVAU GA, 2005, 122 p.
16. Bogoslavskii L.E. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta Yak-40* (Practical aerodynamics of the Yak-40 aircraft). 2nd ed. Moscow, Transport, 1975, 153 p.
17. Bogoslavskii L.E. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta An-24* (Practical aerodynamics of the AN-24 aircraft), Moscow, Transport, 1972, 77 p.
18. Zadorozhnyi Ya.N., Mamoshin P.N. *Konstruktsiya i letnaya ekspluatatsiya samoleta An-24. Konspekt lektsii* (Design and flight operation of the AN-24 aircraft. Lecture notes), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 142 p.
19. Chernenko Zh.S., Lagosyuk G.S., Gorovoi B.I. *Samolet An-24. Konstruktsiya i ekspluatatsiya* (An-24 aircraft. Design and operation), Moscow, Transport, 1978, 315 p.
20. Telegin D.V., Lukasov V.V. *Reshetnevskie chteniya*, 2015, vol. 1, pp. 433-435.
21. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailyuk A.A. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 542 p.

Статья поступила в редакцию 01.03.2022; одобрена после рецензирования 16.03.2022; принята к публикации 20.05.2022.

The article was submitted on 01.03.2022; approved after reviewing on 16.03.2022; accepted for publication on 20.05.2022.