

**Бобков А. В., Миташова Т. А.**  
**A. V. Bobkov, T. A. Mitashova**

## **ОЦЕНКА НАПРАВЛЕНИЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА**

### **EVALUATION OF DIRECTIONS OF IMPROVEMENT OF SMALL-SIZE UNMANNED AIRCRAFT OF AIRPLANE TYPE**

**Бобков Александр Викторович** – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Авиационное» Комсомольского-на-Амуре государственного университета (Россия, Комсомольск-на-Амуре). E-mail: bobkov@knastu.ru.

**Alexander V. Bobkov** – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor, Aircraft Engineering Department, Komsomolsk-na-Amure State University (Russia, Komsomolsk-on-Amur). E-mail: bobkov@knastu.ru.

**Миташова Татьяна Александровна** – аспирант кафедры «Авиационное» Комсомольского-на-Амуре государственного университета (Россия, Комсомольск-на-Амуре). E-mail: tanjamitashova@yandex.ru.

**Tatyana A. Mitashova** – Graduate Student, Aircraft Engineering Department, Komsomolsk-na-Amure State University (Russia, Komsomolsk-on-Amur). E-mail: tanjamitashova@yandex.ru.

**Аннотация.** В статье анализируется потенциал роста аэродинамического качества малоразмерных беспилотных летательных аппаратов самолётно-типа, обусловленного падением несущей способности крыла. В качестве перспективного направления совершенствования конструкции данных аппаратов рассматривается использование нетрадиционных аэродинамических схем. Предшествующий период развития авиации в большей степени был связан с использованием нормальной схемы: моноплан плюс фюзеляж с хвостовым горизонтальным и вертикальным оперением. Принцип балансировки летательного аппарата самолётно-типа по такой схеме заключается в генерации горизонтальным оперением отрицательной подъёмной силы, что в условиях недостаточной несущей способности крыла можно рассматривать как нерациональные балансирующие потери энергии. Работа посвящена анализу нетрадиционных аэродинамических схем: «утка», «бесхвостка», тандем, Х-образное крыло, в которых горизонтальное оперение создаёт положительную подъёмную силу или отсутствует.

**Summary.** The article analyzes the potential for increasing the reduced aerodynamic quality of small-sized aircraft-type unmanned aerial vehicles caused by a drop in the wing's load-bearing capacity. The use of non-traditional aerodynamic designs is considered as a promising direction for improving the design of these devices. The previous period of aviation development was largely associated with the use of a normal design: monoplane + fuselage with horizontal and vertical tail surfaces. The principle of balancing an aircraft type aircraft according to this scheme is the generation of a negative lift force by the horizontal tail, which, in conditions of insufficient load-bearing capacity of the wing, can be considered as irrational balancing energy losses. The study is devoted to the analysis of non-traditional aerodynamic designs: «canard», «tailless», tandem, X-shaped wing, in which the horizontal tail creates a positive lift force or is absent.

**Ключевые слова:** аэродинамическая схема, малоразмерный беспилотный летательный аппарат самолётно-типа, число Рейнольдса.

**Key words:** aerodynamic design, small-sized aircraft-type unmanned aerial vehicle, Reynolds number.

*Работа выполнена при поддержке регионального гранта Хабаровского края, распоряжение Минобрнауки Хабаровского края № 1593 от 12 декабря 2023 г.*

УДК 629.7.016.82

Выявление перспективных направлений совершенствования конструкции летательного аппарата (ЛА) и оценка путей их реализации рассматриваются как важные задачи проектных решений. Это относится и к малоразмерным беспилотным летательным аппаратам самолётно-

типа (МБЛА СТ) с взлётной массой до нескольких десятков кг. Интерес к ним обусловлен малыми размерами, позволяющими снизить затраты на выполнение полётного задания в сравнении с использованием полноразмерной авиации.

Из публикаций по данной тематике [1–7] можно отметить следующие основные аэродинамические и конструктивные особенности МБЛА СТ:

- падение несущей способности крыла;
- повышение геометрической жёсткости конструкции (снижение удлинения фюзеляжа и крыла до значений менее 10);
- обеспечение транспортабельности аппаратов за счёт складывания крыла и оперения в транспортное положение;
- частое отсутствие шасси (запуск с руки или пускового устройства, приземление на парашюте, в сетку и т. д.).

В условиях отрицательных аэродинамических последствий, сопровождающих уменьшение размеров аппаратов, ухудшаются лётно-технические характеристики МБЛА СТ. Например, снижается удельный вес массы целевой нагрузки, уменьшается дальность и время полёта.

Сочетание 2 факторов (малоразмерности конструкции и малых скоростей полёта) в совокупности приводит к существенному снижению числа Рейнольдса  $Re$ , характеризующего режим обтекания несущей поверхности. Значения  $Re = V \cdot b_a / \nu$  для МБЛА СТ оказываются в области  $Re < 4 \cdot 10^6$ , где  $V$  – скорость обтекания несущей поверхности, м/с;  $b_a$  – средняя аэродинамическая хорда крыла, м;  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости рабочего тела, м<sup>2</sup>/с. Ухудшение несущей способности крыла, оцениваемой коэффициентом подъёмной силы  $C_y$ , объясняется отрывом ламинарного пограничного слоя от поверхности крыла, называемым «ламинарный отрывной пузырь», и формированием ламинарно-турбулентного перехода [8].

Степень падения коэффициента  $C_y$ , по данным работы [9], иллюстрируют графики (см. рис. 1 и 2). В зоне  $10^6 < Re < 5 \cdot 10^6$  максимальный уровень  $C_{y\max}$  снижается до 60 %, что позволяет говорить о проблемах генерации подъёмной силы и необходимости её более рационального использования при формировании силового поля, обеспечивающего продольную балансировку МБЛА СТ.

Повлиять на силовое поле можно следующими способами:

1. повышением коэффициента подъёмной силы  $C_y$  путём организации безотрывного обтекания крыла;
2. использованием аэродинамических схем (АС), в которых к минимуму сведены или отсутствуют балансировочные потери энергии, генерируемые горизонтальным оперением [10, 11].

Первый способ – улучшение несущей способности крыла – требует проведения аэродинамических исследований по управлению пограничным слоем, совершенствованию профиля обтекаемой поверхности, решению проблем создания «ламинарного» крыла и его морфингу.

Рассмотрим возможности рационализации аэродинамической схемы, часто именуемой балансировочной схемой, как основного проектного фактора, влияющего на баланс сил в ЛА самолётного типа. От схемы зависят балансировочное аэродинамическое качество, возможность рациональной компоновки бортового оборудования и целевой нагрузки. Она должна обеспечивать необходимый запас продольной, путевой и поперечной статической устойчивости в совокупности с хорошими характеристиками управляемости [12–16].

Известны основные аэродинамические схемы ЛА самолётного типа: нормальная, «утка» и «бесхвостка», а также частные вариации и сочетания указанных схем, такие как биплан, летающее крыло, тандем, кольцеплан, кресто- и Н-образное крыло [17].

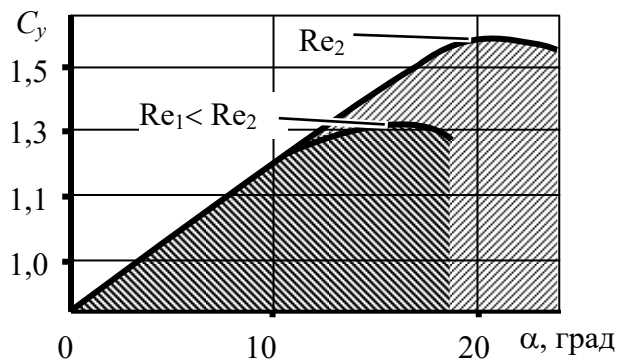


Рис. 1. Характер зависимости  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  при изменении числа Рейнольдса

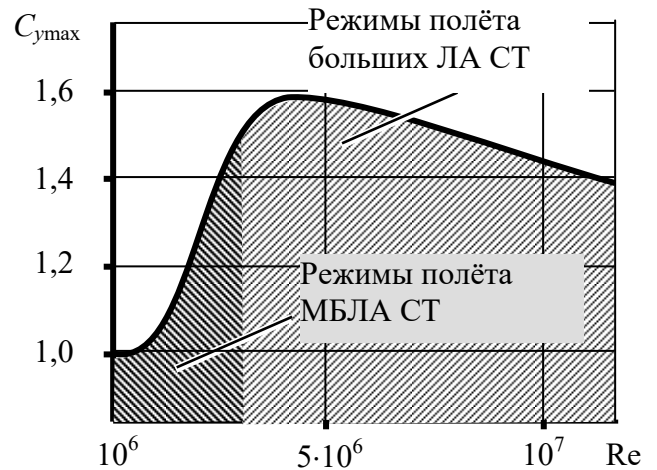


Рис. 2. Зависимость коэффициента  $C_{y_{max}}$  от числа Рейнольдса

В практике проектирования конструкций полноразмерной авиации выбор АС принято выполнять по упрощённой методике, с использованием статистических и аналитических зависимостей, которые близки к оптимальным [18–23]. При проектировании МБЛА СТ такой подход оказывается малоприменимым из-за отсутствия достоверных статистических данных [1–3; 24].

Предшествующий период развития авиации в большей степени был связан с использованием нормальной АС: моноплан + фюзеляж с хвостовым горизонтальным и вертикальным оперением. В ней продольную статическую устойчивость ЛА обеспечивает горизонтальное оперение (ГО), эффективность действия которого пропорциональна создаваемому статическому моменту  $M_{го}$ , равному  $M_{го} = \bar{S}_{го} \cdot \bar{L}_{го}$ , где  $\bar{S}_{го} = S_{го}/S_{кр}$  – относительная площадь горизонтального оперения, здесь  $S_{го}$ ,  $S_{кр}$  – площадь горизонтального оперения и крыла соответственно;  $\bar{L}_{го} = L_{го}/L_{кр}$  – относительное плечо горизонтального оперения, здесь  $L_{го}$ ,  $L_{кр}$  – плечо горизонтального оперения и крыла соответственно.

Недостаток нормальной АС заключается в балансировочных потерях энергии, затрачиваемой на приведение к нулю суммы моментов сил, действующих на аппарат относительно поперечной оси. Балансировочные потери включают в себя 3 энергетических составляющих, снижающих аэродинамическое качество:

1. энергию, затрачиваемую горизонтальным оперением на генерацию отрицательной подъёмной силы;
2. энергию на генерацию дополнительной подъёмной силы крылом, компенсирующей отрицательную подъёмную силу оперения;
3. энергию, затрачиваемую на аэродинамические потери при обтекании горизонтального оперения.

При проектировании малоразмерных аппаратов классическое горизонтальное оперение, его размеры, расположение, да и само включение в конструкцию аппарата требуют дополнительного анализа вариантов АС, учитывающих специфику отрицательных последствий миниатюризации аппарата и необходимость снижения уровня балансировочных потерь.

Потенциал снижения данных потерь можно реализовать с помощью альтернативных АС, обеспечивающих достижение следующих целей:

- в рамках нормальной АС уменьшить затраты энергии на создание отрицательной подъёмной силы путём уменьшения площади ГО и увеличения плеча  $L_{го}$ ;
- изменить направление подъёмной силы, создаваемой горизонтальным оперением, с отрицательного на положительное;
- исключить горизонтальное оперение из аэродинамической схемы с передачей его функций отклоняемым аэродинамическим поверхностям крыла.

Классификация аэродинамических схем по признаку «наличие/отсутствие ГО» проиллюстрирована на рис. 3. Большинство схем относится к монопланам, т. к. такая схема обеспечивает достижение больших скоростей полёта.

Рассмотрим особенности нормальной и альтернативных ей аэродинамических схем.



Рис. 3. Классификация аэродинамических схем

**Нормальная схема.** Уменьшение площади горизонтального оперения  $S_{ГО}$  и, соответственно, величины отрицательной подъёмной силы с условием сохранения неизменным продольного момента  $M_{ГО}$  обеспечивается увеличением плеча  $L_{ГО}$ . ГО закрепляется на одной или двух балках, выдвигаемых из хвостовой части фюзеляжа или крыла (см. рис. 3, моноплан – нормальная схема – балочные варианты). Кроме того, балочное крепление ГО позволяет уменьшить осевые габариты и массу фюзеляжа, перестающего выполнять функцию несущего элемента конструкции.

**Схема «утка».** В этой схеме ГО располагается впереди крыла и центра тяжести самолёта. Горизонтальное оперение начинает выполнять функцию несущей поверхности, генерирующей дополнительную положительную подъёмную силу и, соответственно, уменьшающей балансировочные потери. Для обеспечения приемлемого диапазона центровок передняя несущая поверхность должна иметь максимальный коэффициент подъёмной силы, больший по величине, чем у крыла. При сохранении неизменной подъёмной силы площадь крыла уменьшается.

**Схема «бесхвостка».** В данной схеме ГО отсутствует. В качестве рулевых поверхностей используются элевоны или флапероны.

Главный недостаток «бесхвостки» заключается в малом плече органов продольного управления, расположенных на крыле. Вследствие этого для продольного управления необходимо прикладывать вертикальную силу в 1,5-2 раза большую, чем при нормальной схеме.

**Схема «тандем».** «Тандем» представляет собой сочетание двух крыльев, расположенных последовательно друг за другом. Общая несущая площадь разбивается на два приблизительно равных крыла, линейные размеры которых меньше аналогичного крыла самолёта нормальной схемы.

По способу балансировки тандем рассматривается как частный случай «утки». По расположению органов продольного управления схема аналогична либо «утке» (отклоняемые

аэродинамические поверхности на переднем крыле), либо нормальной схеме (отклоняемые аэродинамические поверхности на заднем крыле).

Данная аэродинамическая схема обеспечивает снижение аэродинамического сопротивления по сравнению с нормальной схемой.

**Двойные Х-образные несущие поверхности.** Благодаря Х-ориентации консоли поверхностей создают аэродинамическую силу, генерирующую вертикальную и горизонтальную составляющие. Такая АС традиционно используется при проектировании крылатых ракет, что позволило охарактеризовать БЛА подобной схемы как «ракетизированный» аппарат. Появление горизонтальной составляющей приводит к частичному снижению подъёмной силы несущих поверхностей; 2-кратное увеличение числа консолей компенсирует это снижение, одновременно повышая манёвренность и устойчивость аппарата в полёте.

Рулевые поверхности в данной аэродинамической схеме могут иметь 2 варианта исполнения:

1. Оба крыла неподвижны. На всех или только на консолях заднего крыла закреплены рулевые поверхности.

2. Переднее крыло неподвижно. Заднее крыло цельноповоротное с симметричным профилем, выполняющим функции несущей и рулевой поверхности. Синхронное или асинхронное отклонение рулевых поверхностей позволяет компенсировать горизонтальную или вертикальную составляющие аэродинамической силы, обеспечивая момент управления.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Булат, П. В. О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолётно-го типа с коротким взлётом и посадкой / П. В. Булат, О. П. Минин // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2017. – Том 17. – № 6. – С. 961-996.
2. Лукьянов, О. Е. Методологическое обеспечение подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов / О. Е. Лукьянов, Д. В. Золотов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2021. – Т. 20. – № 1. – С. 14-28.
3. Крянев, А. В. Методический подход к определению показателей приоритета разведывательно-ударных и ударных беспилотных летательных аппаратов / А. В. Крянев, С. С. Семенов, А. Э. Калдаева // Надёжность. – 2020. – Т. 20. – № 4. – С. 50-60.
4. Биш, В. Н. Методика приближённого расчёта аэродинамических и лётных характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Расчёт взлётной массы, положения центра масс, фокуса и оценка запаса продольной статической устойчивости по перегрузке / В. Н. Биш, Р. Я. Синдаров, В. И. Сяхович // Инженер-механик. – 2012. – № 4. – С. 27-32.
5. Беспилотные летательные аппараты: методики приближённых расчётов основных параметров и характеристик / В. М. Ильющко, М. М. Митрахович, А. В. Самков и др.; под общ. ред. В. И. Силкова. – Киев: Центральный научно-исследовательский институт вооружения и военной техники Вооружённых Сил Украины, 2009. – 302 с.
6. Масько, О. М. Методика формування об'ємної компоновки БПЛА контейнерного старту класу «міні» / О. М. Масько // Механіка гіроскопічних систем. – 2016. – № 32. – С. 75-83.
7. Брусов, В. С. Аэродинамика и динамика полёта малоразмерных беспилотных летательных аппаратов / В. С. Брусов, В. П. Петручик, Н. И. Морозов. – М.: МАИ-Принт, 2010. – 338 с.
8. Пархаев, Е. С. Разработка методики аэродинамической оптимизации крыльев беспилотных летательных аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01 / Пархаев Егор Сергеевич. – М., 2020. – 158 с.
9. Павловский, К. М. Практическая аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов: учеб. пособие / К. М. Павловский. – М.: ВПА, 1969. – 308 с.
10. Рохин, В. В. Условные максимумы балансировочного аэродинамического качества неманевренного самолёта / В. В. Рохин, В. К. Святодух, В. Б. Слуцкий // Учёные записки ЦАГИ. – 1987. – Том XVIII. – № 3. – С. 79-90.
11. Баринов, В. А. Определение балансировочного аэродинамического сопротивления самолёта / В. А. Баринов, А. Г. Обрубов // Учёные записки ЦАГИ. – 1981. – Том XII. – № 1. – С. 78-84.
12. Вислов, И. П. Эскизное проектирование лёгких самолётов: учеб. пособие / И. П. Вислов. – Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2006. – 82 с.
13. Бадягин, А. А. Проектирование самолётов / А. А. Бадягин. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

14. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолётов / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 656 с.
15. Полищук, М. А. Динамика и управление беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата крестообразной схемы / М. А. Полищук, М. В. Полищук // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». – 2018. – № 3. – С. 55-60.
16. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолётов / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
17. Лебедев, А. А. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов / А. А. Лебедев, Л. С. Черновкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
18. Егер, С. М. Проектирование самолётов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
19. Житомирский, Г. И. Конструкция самолётов: учебник для студентов авиационных специальностей вузов / Г. И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.
20. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / В. А. Комаров и др. – Самара: Изд-во СГАУ, 2013. – 120 с.
21. Бураго, С. Г. Выбор аэродинамической компоновки дозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов: учеб. пособие / С. Г. Бураго. – М.: Изд-во МАИ, 1989. – 72 с.
22. Вислов, И. П. Проектирование самолёта и агрегатов: учеб. пособие / И. П. Вислов. – Самара: СГАУ, 1996. – 76 с.
23. Припадчев, А. Д. Концептуальные основы проектирования облика летательного аппарата / А. Д. Припадчев, Л. В. Межуева, Н. З. Султанов // Фундаментальные исследования. – 2013. – № 6. – С. 561-564.
24. Вертебный, В. В. Методика выбора рациональной аэродинамической компоновки и основных характеристик беспилотного летательного аппарата одноразового применения / В. В. Вертебный // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2020. – № 4. – С. 161-174.