АВТОМАТИЗОВАНІ СИСТЕМИ ПРОЕКТУВАННЯ

УДК 004.942(045)

В. М. Синеглазов, д-р техн. наук, проф.,
А. В. Брыкалов, канд. техн. наук, доц.,
Р. К. Кадем

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДЕЛИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Институт аэрокосмических систем управления, НАУ, e-mail: svm@nau.edu.ua

Предложена методика аэродинамического расчета беспилотных летательных аппаратов в системе автоматизированного проектирования. Определены основные аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата и их связь с геометрическими параметрами.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, автоматизированное проектирование, модель аэродинамического расчета.

Введение. Эффективность применения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) включает несколько составляющих: летно-технические характеристики (ЛТХ), маневренность, средство передачи, накопления и хранения информации, стоимость и др. [1].

Одним из наиболее сложных и трудоемких этапов создания БПЛА является процесс его проектирования.

Под проектированием БПЛА обычно понимают процесс разработки технической документации, определяющей его ЛТХ, схему и конструкцию отдельных агрегатов.

Оптимальное решение задач проектирования и изготовления конструкции БПЛА включает:

– определение цели создания БПЛА;
– разработку технического задания;
– формулировку концепций и их анализ;
– разработку эскизного и рабочего (технического) проектов;
– изготовление частей и всего БПЛА в целом;
– подготовку к испытаниям и проведение испытаний.

В эскизное проектирование БПЛА входят:

– определение основных параметров и облика БПЛА;
– вычерчивание предварительного чертежа общего вида;
– расчет взлетной массы и центровки;
– аэродинамический расчет, анализ устойчивости и управляемости.

В рабочее проектирование БПЛА входят:

– разработка чертежей общего вида БПЛА и отдельных его частей;
– разработка сборочных и деталировочных чертежей;
– расчет прочности всех силовых элементов конструкции;
– уточнение массы конструкции и центровки БПЛА;
– отработка технологии изготовления отдельных элементов конструкции;
– проведение исследовательских и экспериментальных работ.

Блок-схема алгоритма проектирования и изготовления БПЛА показана на рис. 1.

Первичными исходными данными для расчета БПЛА являются данные о предполагаемом режиме полета. Минимальный перечень таких данных приведен в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные о предполагаемом режиме полета для расчета БПЛА

№ п/п	Исходные параметры полета	Обозначение
1	Высота применения, м	*H*
2	Расчетная скорость, км/ч	*V*
3	Расчетная масса, кг	*M*

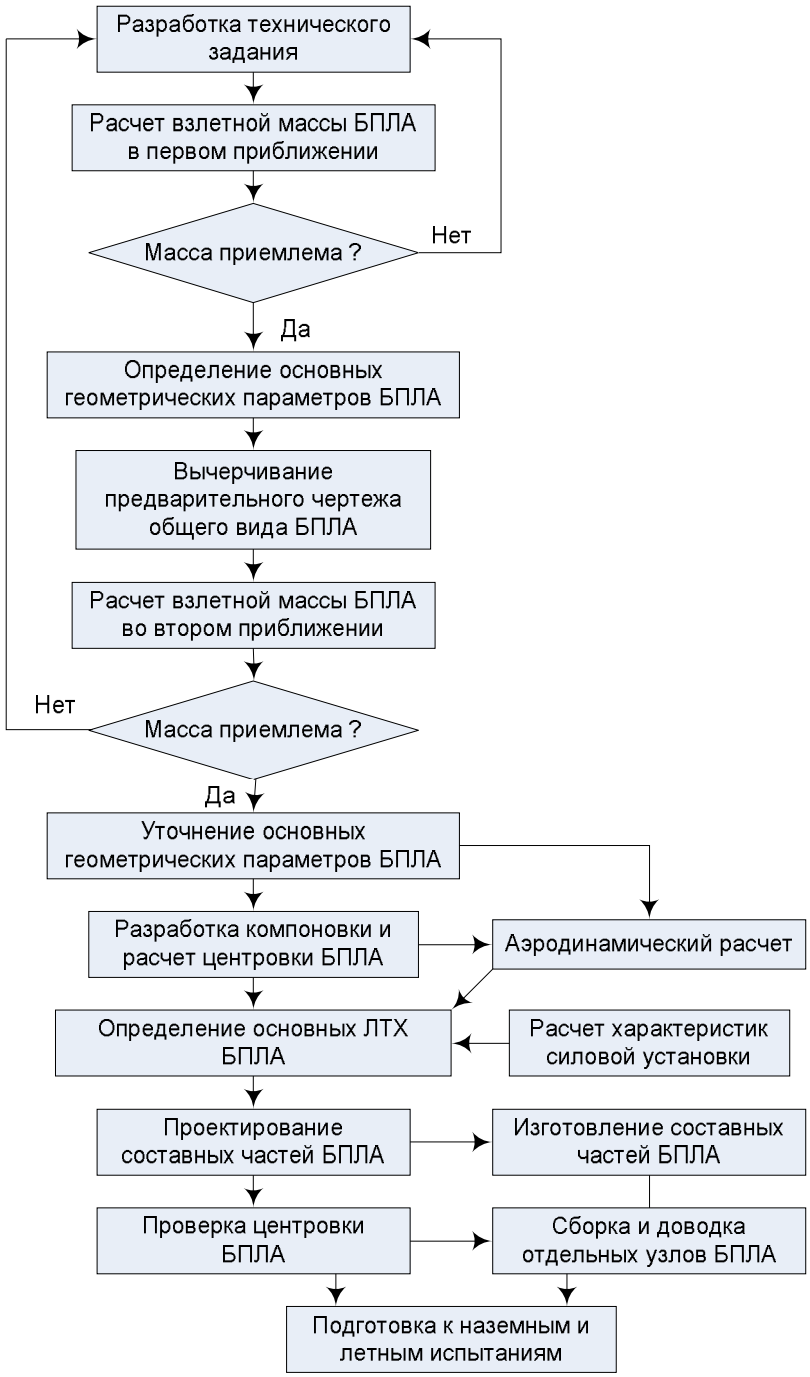


Рис. 1. Блок-схема алгоритма последовательности разработки, проектирования и изготовления БПЛА

Эффективность применения БПЛА в значительной степени определяется ЛТХ. Для расчета и оценки ЛТХ необходима база данных: массовых данные для вариантов применения; геометрических данных БПЛА и его отдельных частей; характеристик силовой установки (тяга или мощность).

Модель аэродинамического расчета БПЛА. Аэродинамические силы и моменты, выраженные через свои безразмерные коэффициенты, входят в правые части уравнений движения, поэтому они необходимы в процессе исследования траекторий полета, устойчивости и управляемости летательных аппаратов (ЛА).

Создание универсального метода аэродинамического расчета – очень сложная задача. Это объясняется тем, что внешние формы и размеры БПЛА весьма разнообразны и могут быть описаны десятками параметров, каждый из которых влияет на аэродинамические характеристики.

Существуют два подхода к решению этой задачи.

При первом подходе весь БПЛА рассматривается как совокупность его основных частей (фюзеляжа, крыла и оперения). Аэродинамические коэффициенты каждой части представлены в виде суммы нескольких слагаемых. Эти слагаемые определяются теоретическими методами, известными из курса аэродинамики.

В результате получают зависимости каждого слагаемого от геометрических параметров частей БПЛА, чисел Маха и Рейнольдса, углов атаки, углов отклонения рулей и т. п. Большинство зависимостей представлены в виде графиков.

Аэродинамические коэффициенты всего БПЛА получают суммированием соответствующих слагаемых с учетом соотношения размеров частей БПЛА и их взаимного влияния. Учет взаимного влияния производится полуэмпирическими методами.

Такой подход возможен при сравнительно простых формах БПЛА и ограниченных значениях углов атаки и отклонения рулей, когда теоретические методы дают достаточно достоверные результаты.

Второй подход основан на результатах продувочных испытаний модели БПЛА, которая может быть выполнена в уменьшенном масштабе, в аэродинамической трубе.

Физическое моделирование основано на рассмотрении физически подобных явлений. Одним из обязательных условий при испытаниях моделей в экспериментальных исследованиях является осуществление геометрического подобия.

Второй подход позволяет получить более точные результаты, так как в его основе заложен прямой эксперимент. Он пригоден для любых внешних форм БПЛА. Однако такой подход не позволяет проводить исследования в широком диапазоне изменения геометрических параметров БПЛА, а его реализация потребует больших материальных и временных затрат.

В отличие от экспериментальных методов стоимость получения аэродинамических характеристик теоретическими методами постоянно падает. Этот процесс связан с увеличением быстродействия и объема памяти ЭВМ, снижением стоимости машинного времени, а также с разработкой новых эффективных методов решения уравнений, описывающих поле течения около летательного аппарата (ЛА). Поэтому в последние годы теоретические методы в аэродинамическом проектировании ЛА играют все более значительную роль. Их применение особенно эффективно, когда из нескольких альтернативных вариантов надо выбрать один для более детальной проработки, проводимой в том числе и экспериментальными методами.

На начальных этапах проектного поиска целесообразным является применение теоретических (инженерных) методов расчета аэродинамических характеристик БПЛА. При этом требуется оперативное выполнение приближенных расчетов летных характеристик, для которых необходимо знание следующих основных аэродинамических характеристик:

– коэффициента лобового сопротивления C_{x0};

– коэффициента подъемной силы C_y;

– коэффициента индуктивности A;

– относительной координаты аэродинамического фокуса $\bar{x}_F$;

– коэффициента продольного момента m_z;

– максимального балансировочного аэродинамического качества $K_{\max}$.

Структурная схема расчета показана на рис. 2.

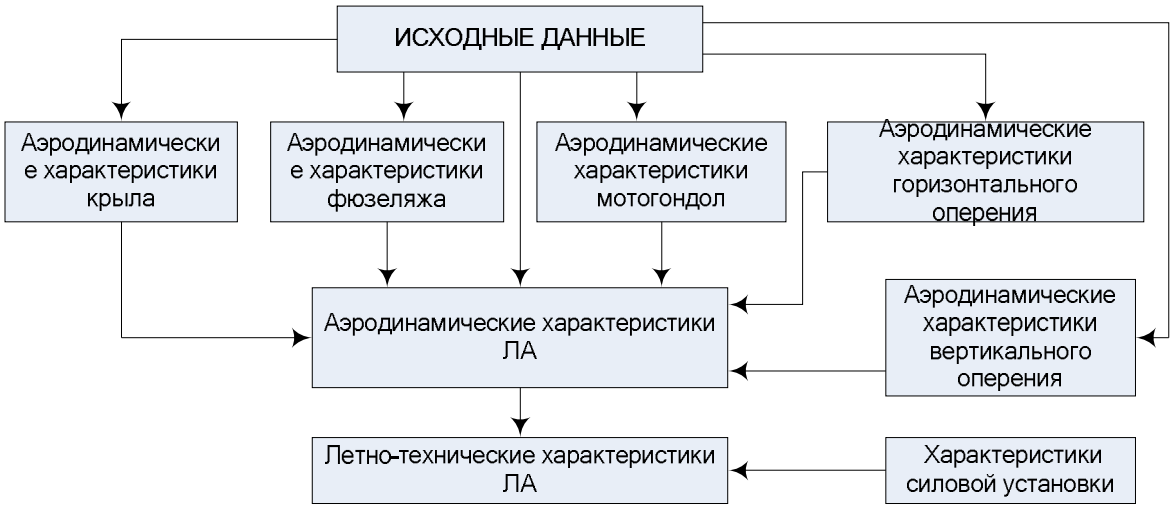


Рис. 2. Структурная схема расчета аэродинамических и ЛТХ БПЛА

Сила лобового сопротивления БПЛА выражается зависимостью

$$X = C_x q_\infty S,$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления; q_∞ – скоростной напор невозмущенного потока; S – характерная площадь.

Коэффициент лобового сопротивления является суммой двух слагаемых

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \qquad (1)$$

где C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при $\alpha = \delta = 0$; α – угол атаки; δ – угол отклонения рулей; C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления, возникающего при $\alpha \neq 0$ и $\delta \neq 0$.

Коэффициент лобового сопротивления БПЛА при $\alpha = \delta = 0$ относится к площади крыла и вычисляется по формуле

$$C_{x0} = 1{,}1(C_{x\text{кр}} + C_{x\text{го}}\overline{S}_{\text{г.оп}} + C_{x\text{во}}\overline{S}_{\text{в. оп}} + C_{x\text{ф}} S_{\text{м. ф}}/S + C_{x\text{мг}} S_{\text{м. мг}}/S + C_{x\text{ш}} S_{\text{м. ш.}}/S + \Sigma C_{x\text{д}} S_{\text{м. д.}}/S, \qquad (2)$$

где 1,1 – поправочный коэффициент на неучтенные детали (сварные швы, элементы крепежных деталей и др.); $C_{x\text{кр}}$, $C_{x\text{г}}$, $C_{x\text{в}}$, $C_{x\text{ф}}$, $C_{x\text{мг}}$, $C_{x\text{ш}}$ – коэффициенты сопротивления при $\alpha = \delta = 0$ изолированных крыла, горизонтального и вертикального оперений, фюзеляжа, мотогондол и шасси; $\overline{S}_{\text{г. оп}}$, $\overline{S}_{\text{в. оп}}$ – относительные площади горизонтального и вертикального оперений; $S_{\text{м. ф}}$, $S_{\text{м.мг}}$, $S_{\text{м. ш}}$ – мидели фюзеляжа, мотогондол и шасси соответственно.

Коэффициент аэродинамического сопротивления крыла при $\alpha = \delta = 0$ вычисляется по формуле

$$C_{x\text{кр}} = C_{x\text{п. кр}}(1 - k\, S_{\text{п. ф}}/S) + \Sigma\Delta C_x,$$

где $C_{x\text{п. кр}}$ – коэффициент профильного сопротивления; k – коэффициент интерференции крыла и фюзеляжа; $S_{\text{п. ф}}$ – площадь крыла, занятая фюзеляжем; $\Sigma\Delta C_x$ – сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений для учета чистоты поверхности крыла, щелей в нем и надстроек.

Коэффициент профильного сопротивления может быть определен из выражения

$$C_{x\text{п. кр}} = 1{,}85 C_f \eta_c,$$

где C_f – коэффициент трения плоской пластины; η_c – коэффициент, учитывающий переход от плоской пластины к выбранному профилю крыла.

Коэффициент C_f в зависимости от числа Рейнольдса приведен на рис. 3.

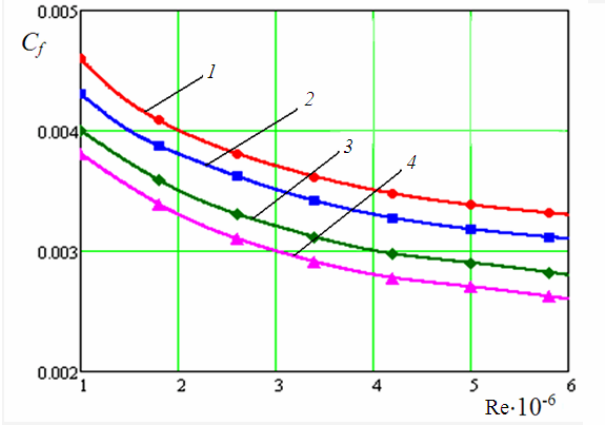


Рис. 3. Зависимость коэффициента плоской пластины от числа Рейнольда:
$1 - \bar{x}_т = 0$; $2 - \bar{x}_т = 0{,}1$; $3 - \bar{x}_т = 0{,}2$; $4 - \bar{x}_т = 0{,}3$

Число Рейнольдса определяется по формуле

$$\mathrm{Re} = Vb_{\text{ср. аэр. х}} / \nu,$$

где V – скорость полета; $b_{\text{ср. аэр. х}}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла; ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Коэффициент кинематической вязкости воздуха определяется из графика (рис. 4).

Коэффициент C_f зависит также от положения точки перехода $\bar{x}_т$ ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Ее положение, в свою очередь, определяется рядом факторов, основными из которых являются форма профиля и чистота его поверхности, равномерность набегающего потока. Даже при достаточно гладкой поверхности крыла координата точки $\bar{x}_т$ не превышает доли хорды профиля, расположенной впереди его максимальной относительной толщины. Для большинства профилей (исключение составляют ламинаризированные) $\bar{x}_т < 0{,}15$. В местах обдува крыла винтом $\bar{x}_т = 0$. Для большинства БПЛА и крыльев, обдуваемых винтами, можно принимать $\bar{x}_т = 0$.

Коэффициент η_c в зависимости от среднего значения относительной толщины профиля крыла $\bar{c}$ и положения точки перехода $\bar{x}_т$ приведен на графике рис. 5.

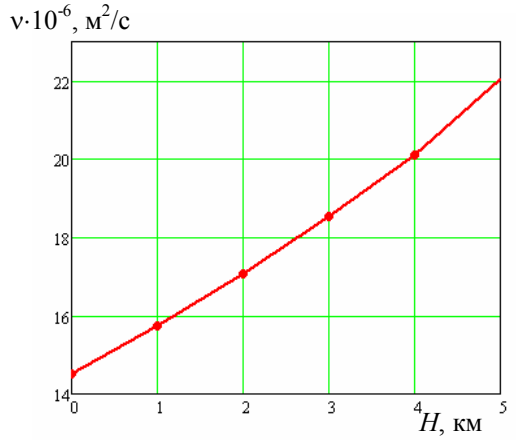


Рис. 4. Зависимость коэффициента кинематической вязкости воздуха от высоты

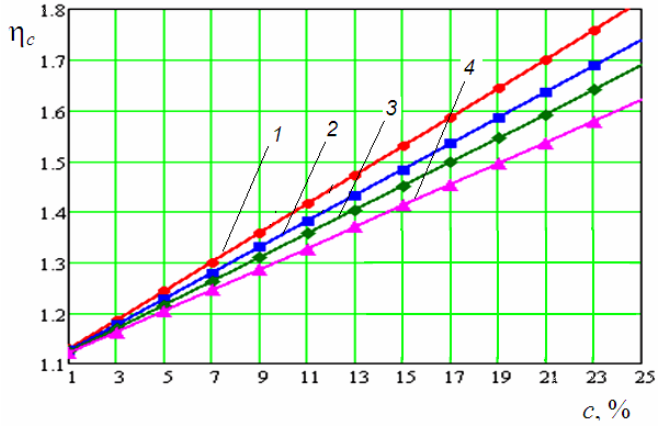


Рис. 5. Зависимость коэффициента перехода от плоской пластины к профилю крыла от относительной толщины профиля крыла при:
$1 - \bar{x}_т = 0$; $2 - \bar{x}_т = 0{,}1$; $3 - \bar{x}_т = 0{,}2$; $4 - \bar{x}_т = 0{,}3$

Значения коэффициента интерференции k в зависимости от принятой схемы БПЛА и формы поперечного сечения фюзеляжа, как показано в работе [2], могут быть определены из табл. 3.

Таблица 3

Значения коэффициента интерференции *k* от схемы БПЛА и формы поперечного сечения фюзеляжа

Схема расположение крыла в поперечном сечении	*k*
Высокоплан	0,95
Среднеплан	0,85
Низкоплан с формой сечения фюзеляжа: круглой	0,25
овальной	0,50
прямоугольной	0,60

Поскольку дополнительное сопротивление крыла ΔC_x зависит от шероховатости поверхности, особенно от его передней части, то оно может быть определено следующим образом.

Если 20 % профиля крыла, отсчитываемых от носка, свободно от выступающих головок заклепок, то ΔC_x принимается равным 0,0013. Если все крыло имеет выступающие заклепки, то величина дополнительного сопротивления возрастает примерно в 1,5 раза и составляет 0,0020.

Сопротивление щелей между крылом и элероном или механизацией можно учесть, используя следующую приближенную формулу [2]

$$\Delta C_{x\text{ш}} = 0{,}0017 l_{\text{щ}} / l,$$

где $l_{\text{щ}}$ – суммарная длина щели от элеронов и механизации; l – размах консолей крыла.

Коэффициенты сопротивления горизонтального и вертикального оперений определяются аналогично коэффициентам крыла. Разница состоит в том, что за хорду горизонтального и вертикального оперений принимаются их средние хорды, которые вычисляются по формулам

$$b_{\text{г.оп}} = S_{\text{г. оп}}/l_{\text{г. оп}},\ b_{\text{в. оп}} = S_{\text{в. оп}}/l_{\text{в. оп}},$$

где $S_{\text{г. оп}}$, $S_{\text{в. оп}}$ – площади горизонтального и вертикального оперений; $l_{\text{г. оп}}$, $l_{\text{в. оп}}$ – размахи консолей горизонтального и вертикального оперений.

Коэффициент сопротивления фюзеляжа можно найти по следующей формуле

$$C_{x\text{ф}} = C_{x\text{п.ф}} + \Delta C_{x\text{ф}},$$

где $C_{x\text{п. ф}}$ – коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа; $\Delta C_{x\text{ф}}$ – коэффициент дополнительного сопротивления, учитывающий форму и неровности фюзеляжа.

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа без надстроек определяется по формуле

$$C_{x\text{п. ф}} = C_f \eta_\lambda S_{\text{ом}}/S_{\text{м. ф}},$$

где η_λ – коэффициент, учитывающий удлинение фюзеляжа; $S_{\text{ом}}$ – омываемая потоком поверхность фюзеляжа.

Коэффициенты C_f и η_λ определяются по графикам, показанным на рис. 6 и 7.

Выражение для числа Рейнольдса имеет вид

$$\text{Re} = V l_{\text{ф}} / \nu,$$

где $l_{\text{ф}}$ – длина фюзеляжа.

Удлинение фюзеляжа определяется по формуле

$$\lambda_{\text{ф}} = 0{,}88\, l_{\text{ф}} / \sqrt{S_{\text{м. ф}}}\ .$$

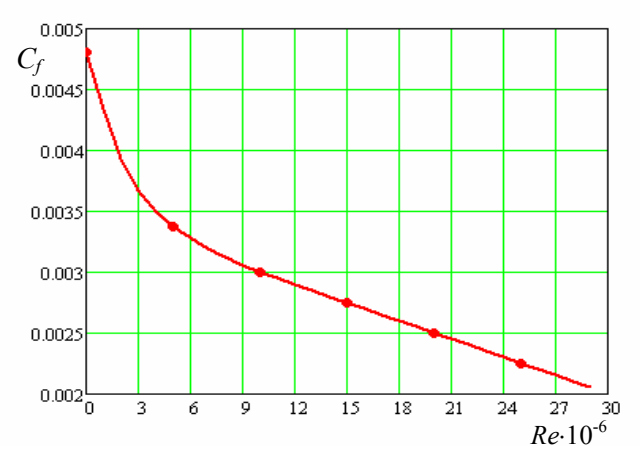


Рис. 6. Зависимость коэффициента C_f от числа Рейнольда для определения коэффициента профильного сопротивления фюзеляжа

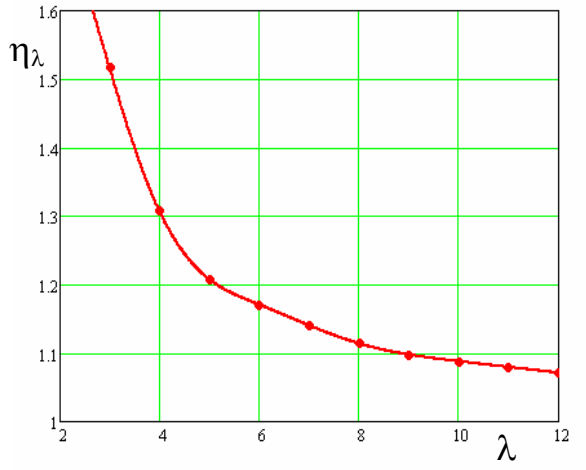


Рис. 7. Зависимость коэффициента η_λ от удлинения фюзеляжа

Омываемая поверхность фюзеляжа $S_{ом}$ вычисляется по чертежу общего вида БПЛА.

Точное значение коэффициента $\Delta C_{xф}$ можно получить только методом продувок. При проектировании БПЛА можно пользоваться его приближенными значениями, которые приведены в табл. 4.

Таблица 4

Приближенные значения коэффициента $\Delta C_{xф}$

Форма фюзеляжа	$\Delta C_{xф}$ размещения двигателей			
	переднего		заднего	
	под капотом	без капота	под капотом	без капота
Каплевидная	0,010–0,015	0,025–0,035	0,020–0,030	0,030–0,070
Прямоугольная	0,025–0,030	0,040–0,050	0,030–0,040	0,040–0,080

Для определения коэффициентов $\Delta C_{xф}$ плохо обтекаемых фюзеляжей необходимы продувки в аэродинамических трубах.

Для определения сопротивления ламинаризированных необдуваемых фюзеляжей БПЛА с высоким аэродинамическим качеством можно воспользоваться методикой, приведенной в работе [3].

Коэффициент сопротивления мотогондолы $C_{xм.г}$ аналогично коэффициенту лобового сопротивления фюзеляжа.

Коэффициент сопротивления шасси можно определить по формуле

$$C_{xш} = 2C_{xос.\,к}\, S_{м.ок} + C_{xп.\,к} S_{м.п.\,к} + C_{xос} S_{м.ос} + C_{xпс} S_{м.пс},$$

где $C_{xос.\,к}$ и $C_{xп.\,к}$ – коэффициенты сопротивлений основного и переднего (заднего) колес; $C_{xос}$ и $C_{xп}$ – коэффициенты сопротивлений основной (задней) стойки шасси; $S_{м.ос.\,к}$, $S_{м.п.\,к}$, $S_{м.ос}$ и $S_{м.пс}$ – площади сечений миделей основного колеса, переднего (заднего) колеса, основной и передней (задней) стоек.

Значения коэффициентов сопротивления колес шасси в зависимости от формы их диаметрального сечения приведены в табл. 5.

Таблица 5

Значения коэффициентов сопротивления колес шасси

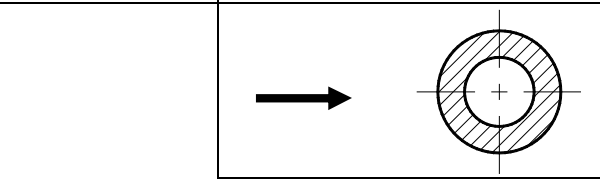
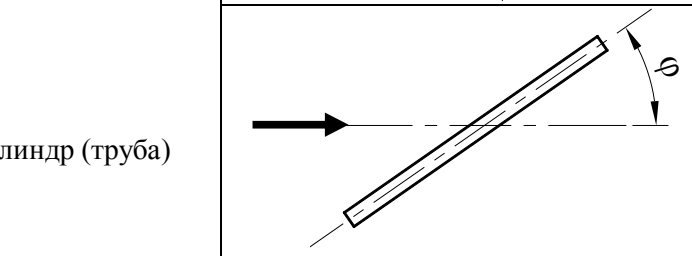
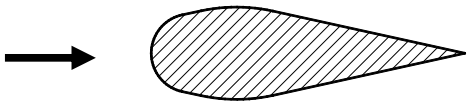
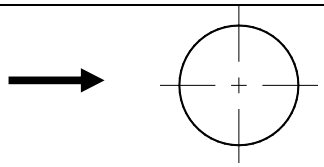
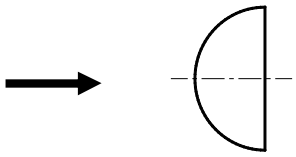
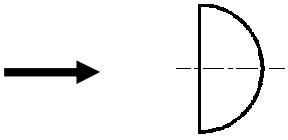
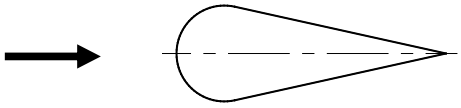
Форма диаметрального сечения колес шасси	$C_{xос.\,к}$, $C_{xп.\,к}$
Эллиптическое	0,25
Прямоугольное со скругленными уголками	0,35
Прямоугольное (типа картинга)	0,50

За счет использования обтекателей лобовое сопротивление колес можно снизить в 2–3 раза.

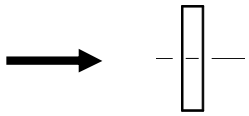
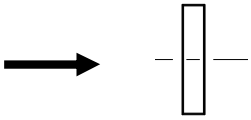
Значения коэффициентов сопротивлений стоек, рессор и других элементов конструкции, находящихся в набегающем потоке, можно определить по данным, указанным в табл. 6.

Таблица 6

Коэффициенты сопротивлений стоек, рессор и других элементов конструкции

Форма тела	Схема	Направление вектора скорости потока	C_x
1	2	3	4
Цилиндр (труба)		Перпендикулярно продольной оси	1,04
		Под углом к продольной оси φ = 80° φ = 70° φ = 60° φ = 50° φ = 40° φ = 30°	 0,95 0,87 0,78 0,69 0,58 0,44
Удобообтекаемый профиль (подкос)		Параллельно хорде	0,05
Шар		–	0,3
Полусфера		Вдоль оси симметрии	0,35
		Вдоль оси симметрии	1,4
Каплевидное тело (полусфера+конус)		Вдоль оси симметрии	0,09

Продолжение табл. 4

1	2	3	4
Диск		Перпендикулярно плоскости	1,16
Квадрат		Перпендикулярно плоскости	1,20

Коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле, как показано в работе [3]

$$C_{xi}=\frac{1+\delta}{\pi\lambda_{эф}}C_y^2, \qquad (3)$$

где δ – коэффициент, учитывающий удлинение и сужение крыла; $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение крыла.

Значение коэффициента δ можно определить из графика, показанного на рис. 8.

Эффективное удлинение крыла БПЛА может быть приближенно определено по формуле

$$\lambda_{эф} = 0{,}9\lambda/(1+S_{зан}/S),$$

где λ – удлинение крыла ($\lambda=l^2/S$); $S_{зан}$ – площадь крыла, занятая фюзеляжем и мотогондолами (если двигатели расположены на крыле).

При расчетах коэффициента индуктивного сопротивления формула (3) может быть представлена в следующем виде

$$C_{xi}= AC_y^2;\ A=(1+\delta)/\pi\lambda_{эф},$$

где A – коэффициент отвала поляры.

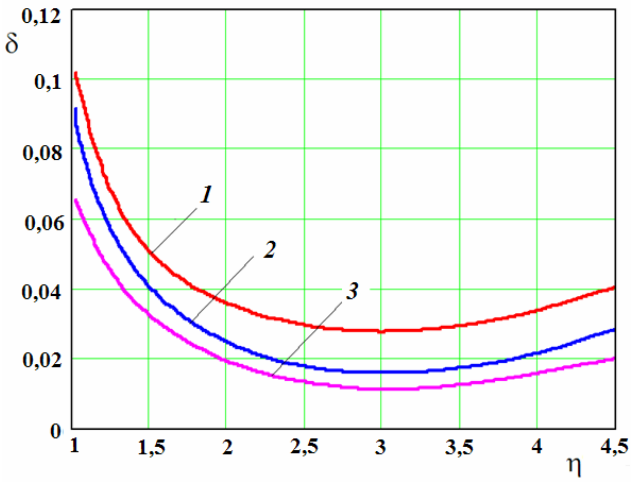


Рис. 8. Зависимость коэффициента удлинения и сужения крыла от сужения крыла:
1 – $\lambda=15$; *2* – $\lambda=10$; *3* – $\lambda=7$

Подъемная сила БПЛА выражается зависимостью

$$Y = C_y q_\infty S, \qquad (4)$$

где q_∞ – скоростной напор невозмущенного потока; S – характерная площадь.

В соответствии с принципом независимого действия аэродинамических сил выражение (4) для каждой составной части БПЛА имеет вид:

$$Y_ф = C_{уф} q_\infty S_м;\quad Y_{кр} = C_{укр} q_\infty S_к;\quad Y_{оп} = C_{уоп} q_\infty S_{оп}. \qquad (5)$$

В соответствии с выражениями для подъемных сил изолированных частей БПЛА (5) формулу (4) можно представить в следующем виде:

$$C_y q_\infty S = C_{уф} q_\infty S_м + C_{укр} q_\infty S_к + C_{уоп} q_\infty S_{оп}. \qquad (6)$$

После преобразования выражение (6) примет окончательный вид

$$C_y = C_{уф}\overline{S}_м + C_{укр}\overline{S}_к + C_{уоп}\overline{S}_{оп},$$

где $S_м$, $S_к$, $S_{оп}$ – соответственно площадь миделя фюзеляжа, площадь двух консолей крыла и площадь двух консолей оперения; $\overline{S}_м = \frac{S_м}{S}$, $\overline{S}_к = \frac{S_к}{S}$, $\overline{S}_{оп} = \frac{S_{оп}}{S}$ – относительные площади соответственно миделя фюзеляжа, двух консолей крыла и двух консолей оперения.

Для БПЛА, выполненных по нормальной схеме, можно предположить, что подъемная сила создается только крылом. Если характеристики исходного профиля крыла известны, то расчет коэффициента подъемной силы БПЛА сводится к построению графика зависимости $C_y = f(\alpha)$.

Для БПЛА, имеющих крыло с удлинением более пяти, значения $C_y = f(\alpha)$ до углов атаки, равных 14° – 16°, возрастают пропорционально α и соответствуют значениям исходного профиля.

Максимальное значение коэффициента подъемной силы определяется по формуле

$$C_{y\max} = 0{,}92 C_{y\max кр}(1+\cos\chi)/2,$$

где $C_{y\max кр}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы крыла; χ – угол стреловидности крыла по 1/4 хорды.

Максимальное значение коэффициента подъемной силы нестреловидного крыла может равняться максимальному значению исходного профиля.

Выводы. Рассмотрена методология использования модели аэродинамического расчета БПЛА в системе автоматизированного проектирования. Приведено алгоритмическое обеспечение расчета аэродинамических характеристик по геометрическим параметрам конструкции БПЛА.

Список литературы

1. *Беспилотные* летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильюшко, М. М. Митрахович, А. В. Самков и др.; под общ. ред. В. И. Силкова – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, – 2009 – 302 с.
2. *Чумак П. И.* Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко – М.: Изд-во «Патриот», 1991. – 237 с.
3. *Бадягин А. А.* Проектирование легких самолетов / А. А Бадягин, Ф. А. Мухамедов М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

В. М. Синєглазов, А. В. Брикалов, Р. К. Кадем

Використання моделі аеродинамічного розрахунку безпілотних літальних апаратів у системі автоматизованого проектування

Запропоновано методику аеродинамічного розрахунку безпілотних літальних апаратів у системі автоматизованого проектування. Визначено основні аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарата і їх зв'язок з геометричними параметрами.

V. M. Sineglazov, A. V. Brikalov, R. K. Kadhim

The use of aerodynamic calculation model of unmanned air vehicles in computer-aided design system

The methodic of UAV aerodynamic calculation is proposed. The main aerodynamic characteristics of UAV and their dependence with geometrical parameters are determined.