

УДК 629.735-519

МЕТОДИКА ПРИБЛИЖЕННОГО РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ, ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС, ФОКУСА И ОЦЕНКА ЗАПАСА ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

В.Н. Биш, Р.Я. Синдаров, В.И. Сяхович

Опыт разработки и создания малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) класса «mini», накопленный в ГНУ «Физико-технический институт НАН Беларуси», позволяет сделать некоторые выводы, касающиеся разработки методики приближенных расчетов основных характеристик БЛА в условиях дефицита времени, ограниченного финансирования разработок и отсутствия возможности получения аэродинамических характеристик путем продувки мастер-модели БЛА в аэродинамической трубе.

Во-первых, практика показывает, что оценка аэродинамических характеристик, полученная расчетным путем по точности (в пределах инженерной погрешности $\pm 10\%$) не уступает результатам, полученным с помощью бессеточных (панельных) методов продувок в виртуальной аэродинамической трубе (Digital Datcom, Missile Datcom, Wingbody и др.). Применение же более математически обоснованных и высокоточных сеточных методов требует больших вычислительных затрат, а также предполагает достаточно трудоемкую процедуру создания сетки по всей расчетной области и высокий профессиональный уровень разработчиков.

Во-вторых, хорошо зарекомендовавшие себя методики приближенных расчетов при разработке сверхлегких пилотируемых [1] и беспилотных [2] летательных аппаратов до сих пор находят

широкое применение при создании пилотируемых самолетов авиации общего назначения и в авиамоделизме. Данные методики могут успешно использоваться при разработке и создании БЛА среднего класса, с дальностью применения до 300 км. Кроме того, при проектировании БЛА необходимо руководствоваться нормативными требованиями, изложенными в [3], что позволит успешно пройти процедуру последующей сертификации беспилотного авиационного комплекса (БАК), в состав которого входит БЛА.

В-третьих, процедура расчета аэродинамических, летно-технических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости БЛА в общей сложности составляет не более двух месяцев при использовании компьютерной программы Excel или MathCAD.

Данные выводы ни в коем случае не исключают возможность использования панельных и сеточных методов расчета аэродинамических характеристик БЛА, а скорее наоборот, предполагают их применение с целью разработки математической модели БЛА, рассматриваемого как объект управления.

Настоящая статья открывает серию публикаций, посвященных разработке методики оценки основных аэродинамических, летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости и управляемости БЛА.

Рассмотрим гипотетический БЛА класса «mini» нормальной аэродинамической схемы, с крылом сложной формы в плане и наиболее часто применяемым V-образным хвостовым оперением (рис. 1). БЛА оснащен двухдвигательной электрической силовой установкой и целевой нагрузкой (оптико-электронной системой).

Эффективность применения БЛА в значительной степени определяется его летно-техническими характеристиками (ЛТХ). В связи с этим общая оценка БЛА начинается с расчета его аэродинамических характеристик — коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе, коэффициента подъемной силы, коэффициента индуктивного сопротивления и построения графиков поляры и аэродинамического качества БЛА.

Исходными данными для расчета аэродинамических характеристик и последующего расчета ЛТХ являются первичные, геометрические, массовые и центровочные данные БЛА, представленные в табл. 1.

Расчет взлетной массы БЛА в первом приближении осуществляется на основании решения уравнения существования (баланса масс) самолета в относительных величинах [1]:

$$1 = \bar{m}_\phi + \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{очк} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_{пс} + \bar{m}_{ап} + \bar{m}_{пнк} + \bar{m}_{смэ} + \bar{m}_{смр} + \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{рм} + \bar{m}_{сэп},$$

где \bar{m}_i — относительные массы фюзеляжа, центроплана с силовой трубой, отъемных частей крыла, силовой установки, парашютной системы, аппаратуры приема-передачи данных, пило-

тажно-навигационного комплекса с антенной СРНС, сервомашинки элеронов и рулей оперения, целевой нагрузки, радиомаяка и системы электропитания соответственно.

Исходя из накопленного опыта и статистических данных для БЛА класса «mini», а также исходя из требований к БЛА по мониторингу местности, обеспечения заданного радиуса действия и продолжительности полета, принимаем следующие значения относительных масс частей БЛА:

$$\begin{aligned} \bar{m}_\phi &= 0,085; \bar{m}_{цн} = 0,141; \bar{m}_{очк} = 0,074; \\ \bar{m}_{сy} &= 0,085; \bar{m}_{пс} = 0,022; \bar{m}_{ап} = 0,038; \\ \bar{m}_{пнк} &= 0,032; \bar{m}_{смэ} = 0,01; \bar{m}_{смр} = 0,01; \\ \bar{m}_{цн} &= 0,160; \bar{m}_{рм} = 0,008; \bar{m}_{сэп} = 0,335, \end{aligned}$$

сумма которых равна единице. Следовательно, БЛА существует.

По предварительной оценке масса целевой нагрузки $m_{цн}$ составит не более 1,5 кг.

При известном значении массы целевой нагрузки можно в первом приближении определить взлетную массу БЛА по формуле

$$m_0 = m_{цн} / \bar{m}_{цн} = 1,5 / 0,16 \approx 9,4 \text{ кг.}$$

Абсолютные значения масс составных частей БЛА вычисляются путем умножения их относительных масс на взлетную массу $m_i = \bar{m}_i \times m_0$, которые будут использованы при расчете положения центра масс БЛА.

Объемно-массовые характеристики планера, силовой установки и оборудования БЛА представлены в табл. 2.

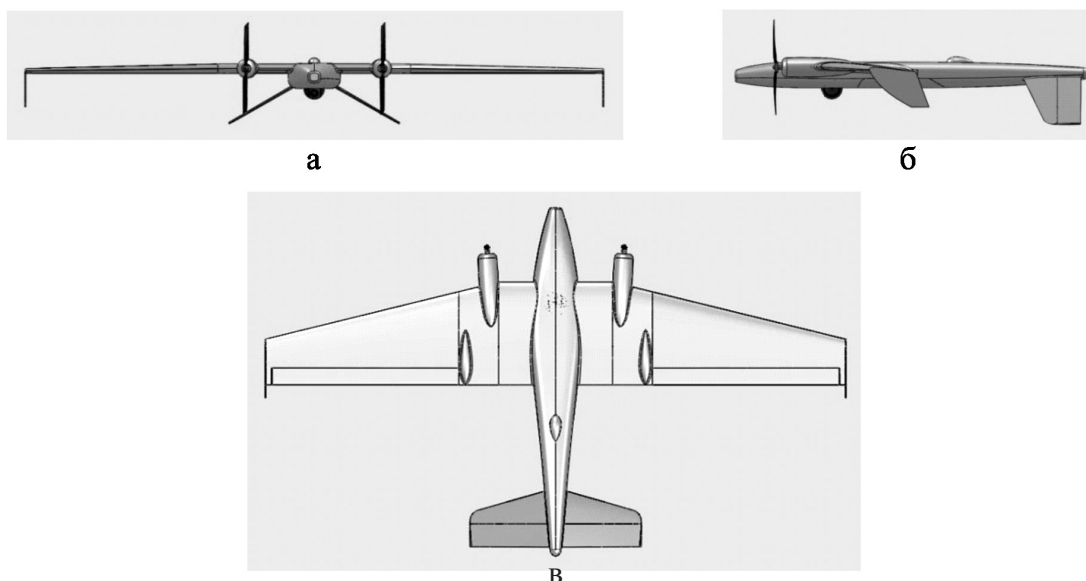


Рисунок 1 - Беспилотный летательный аппарат:
а - вид спереди; б - вид сбоку; в - вид в плане

Табл. 1

Первичные данные	Обозначение	Значение
1. Дальность применения БЛА, км	$R_{\text{БЛА}}$	50
2. Практический потолок, м	$H_{\text{пр}}$	3000
3. Максимальная скорость горизонтального полета, км/ч	V_{max}	150
4. Крейсерская скорость горизонтального полета, км/ч	$V_{\text{кр}}$	50...70
5. Продолжительность полета, мин	t	75
6. Способ взлета	—	катапульта
7. Способ посадки	—	парашют
Геометрические данные		
1. Размах крыла, м	l	2,55
2. Площадь крыла, м ²	S	0,89
3. Средняя аэродинамическая хорда, м	b_a	0,37
4. Удлинение крыла	λ	7,3
5. Осевая хорда, м	b_0	0,45
6. Корневая хорда, м	b_l	0,405
7. Концевая хорда, м	b_k	0,2
8. Сужение крыла	η	2,25
9. Угол установки крыла, град	φ	+3
10. Угол поперечного V крыла, град.	ψ	0
11. Тип профиля крыла		RG-15
12. Относительная толщина профиля крыла, %	\bar{c}	9,5
13. Угол стреловидности крыла по j длины хорд, град	$\chi_{1/4}$	10
14. Площадь элеронов, м ²	$S_{\text{эл}}$	0,124
15. Размах элеронов, м	$l_{\text{эл}}$	1,65
16. Плечо элеронов, м	$L_{\text{эл}}$	0,84
17. Угол отклонения элеронов вверх/вниз, град	$d_{\text{э}}$	25/20
18. Размах V-образного оперения, м	$l_{\text{оп}}$	0,867
19. Общая площадь V-образного оперения, м ²	$S_{\text{общ. оп}}$	0,17
20. Средняя аэродинамическая хорда V-образного оперения, м	$b_{\text{оп}}$	0,2
21. Удлинение V-образного оперения, м	$l_{\text{оп}}$	4,4
22. Угол установки V-образного оперения, град.	$j_{\text{оп}}$	0
23. Развал V-образного оперения, град.	$f_{\text{оп}}$	120
24. Относительная толщина симметричного профиля оперения, %	$\bar{c}_{\text{оп}}$	8
25. Размах оперения (проекция на горизонтальную плоскость), м	$l_{\text{го}}$	0,75
26. Площадь горизонтального оперения (проекция $S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{го}}$	0,15
27. Площадь вертикального оперения (проекция $S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{во}}$	0,085
28. Плечо V-образного оперения (гориз., вертикального), м	$L_{\text{го}}, L_{\text{во}}$	0,9
29. Общая площадь рулей V-образного оперения ($0,5S_{\text{общ. оп}}$), м ²	$S_{\text{общ. р}}$	0,085
30. Проекция площади рулей V-образного оперения: площадь руля высоты, м ²	$S_{\text{рв}}$	0,074
площадь руля направления, м ²	$S_{\text{рн}}$	0,043
31. Угол отклонения руля высоты вверх/вниз, град.	$d_{\text{рв}}$	25/20
32. Угол отклонения руля направления влево/вправо, град.	$d_{\text{рн}}$	25/25
33. Площадь вертикальных законцовок крыла (винглет), м ²	$S_{\text{вз}}$	0,045
34. Плечо вертикальных законцовок крыла, м	$L_{\text{вз}}$	0,225
35. Длина фюзеляжа, м	$l_{\text{ф}}$	1,5
Массовые и центровочные данные		
1. Максимальная взлетная масса, кг	m_0	9,4
2. Масса целевой нагрузки, кг	$m_{\text{цн}}$	1,5
3. Диапазон полетных центровок, % САХ	—	23...26

Табл. 2

Наименование	Габариты, $L \times S \times h$, мм	Масса одной ед., г	Кол-во	Масса комплекта, г
1. Фюзеляж	1525×230×110	800	1	800
2. Центроплан с силовой трубой	450×850×47	1330	1	1330
3. Отъемные части крыла	850×390×47	350	2	700
4. Силовая установка:				800
– электродвигатель ЕМАХ GT4020/07	50×53	280	2	560
– воздушный винт + планшайба	406×20×8	42	2	84
– регулятор оборотов	70×26×14	78	2	156
5. Парашютная система:				208
– парашют	330×160×50	200	1	200
– сервомашинка упр. парашютом	26×16×12	8	1	8
6. Аппаратура приема-передачи данных:				355
– радиомодем+БУР	140×70×15	300	1	300
– антенна радиоканала	80×24×3	55	1	55
7. Пилотажно-навигационный комплекс:				304
– ПНК + эл/провода	84×40×16	78+200	1	278
– антенна СРНС	35×29×10	26	1	26
8. Сервомашинки элеронов	55×20×17	45	2	...90
9. Сервомашинки рулей оперения	55×20×17	45	2	...90
10. Целевая нагрузка: ТВ, ИК, фотокамера	160×146×112	1500	1	1500
11. Радиомаяк с антенной	80×24×3	75	1	...75
12. Неучтенные массы	–	–	–	–
13. Система электропитания:				3148
– аккумулятор Li-Po 5S 10,0 Ah 30C	59×158×52	1020	3	3060
– электропровода	–	88	–	...88
Всего:				9400

Положение центра масс БЛА x_m обычно определяется относительно носка средней аэродинамической хорды b_a (далее — САХ), смещенной параллельным переносом на продольную ось планера (рис. 2).

Положение САХ на крыле $x_a = 0,08$ м, $z_a = 0,366$ м и ее значение $b_a = 0,37$ м получено общеизвестным расчетным методом определения САХ крыла переменной стреловидности [4].

Положение центра масс БЛА $x_m = \bar{x}_m b_a$ должно обеспечивать необходимую устойчивость и управляемость на всех режимах полета, относительное значение которого обычно находится в пределах [5]

$$\bar{x}_m = \frac{(0,23 \dots 0,26)}{\sqrt{\cos \chi_{1/4}}}$$

где $\chi_{1/4} = 10^\circ$ — угол стреловидности крыла по $1/4$ хорд.

С учетом аэродинамических и геометрических особенностей БЛА выбрана передняя центровка $\bar{x}_m = 0,23$, т.е. расчетное положение центра масс должно находиться от начала САХ на расстоянии $x_m = 0,23 b_a = 0,085$ м.

При расчете положения центра масс необходимо стремиться, чтобы

$$\Delta x_m = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} = 0, \quad (1)$$

где m_i — масса отдельной части БЛА, агрегата, двигателя и т. д.; x_i — расстояние по продольной оси от центра масс до проекции центра рассматриваемой массы на продольную ось. Причем, если эта масса находится впереди точки x_m , то расстояние x_i берется со знаком «минус», а если позади, то со знаком «плюс».

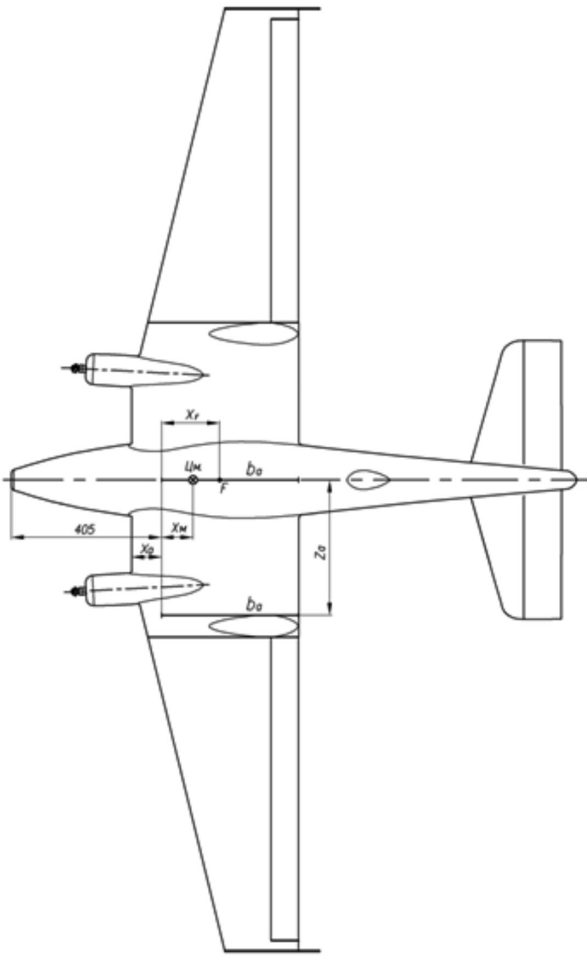


Рис. 2. Расположение центра масс и фокуса БЛА на САХ

В качестве примера в табл. 3 представлены исходные данные для расчета положения центра масс.

Если в процессе изготовления установлено новое оборудование или усовершенствована конструкция, что потребовало изменения массы, или если введены неточные массы отдельных элементов, необходимо произвести перерасчет данных, сведенных в вышеприведенную таблицу. Перерасчет данных так же необходим даже при незначительной величине массы m_{12} , если она находится на большом продольном расстоянии от центра масс БЛА.

Таким образом, $m_0 = m_1 + m_2 + \dots + m_{11} + m_{13} = 9,4 + m_{12}$, причем масса m_{12} может быть и со знаком «минус», если введены неточные массы отдельных элементов.

Итак, в соответствии с (1)

$$\Delta x_m = \frac{\sum_{i=1}^{13} m_i x_i}{\sum_{i=1}^{13} m_i} = 0 = \frac{0,279 + 3,148x_{13}}{m_0},$$

откуда $x_{13} = -0,279/3,148 = -0,089$ м. Следовательно, блок аккумуляторных батарей необходимо разместить перед центром масс на расстоянии 89 мм.

Проведенными расчетами оценено положение САХ и желаемая центровка. При этом начало САХ находится от носа БЛА на расстоянии 0,405 м, а центр масс БЛА располагается на продольной оси центроплана на расстоянии 0,490 м от носа БЛА, т.е. обеспечивается заданное положение центра масс $x_m = 0,085$ м относительно носка САХ (рис. 2).

Табл. 3

Наименование	m_i , кг	x_i , м	$m_i x_i$, кгм
1. Фюзеляж	0,8	0,1	0,08
2. Центроплан с силовой трубой	1,330	0,07	0,093
3. Отъемные части крыла	0,7	0,09	0,063
4. Силовая установка	0,8	-0,2	-0,16
5. Парашютная система	0,208	0,3	0,062
6. Аппаратура приема-передачи данных	0,355	-0,25	-0,089
7. Пилотажно-навигационный комплекс	0,304	-0,15	-0,046
8. Сервомашинки элеронов	0,09	0,2	0,018
9. Сервомашинки рулей хвостового оперения	0,09	0,88	0,079
10. Целевая нагрузка	1,50	0,08	0,120
11. Радиомаяк с антенной	0,075	0,79	0,059
12. Неучтенные массы	m_{12}	0	0
13. Система электропитания	3,148	x_{13}	$3,148x_{13}$
Всего:	$9,4 + m_{12}$		$0,279 + 3,148x_{13}$

Примечание: индексы i при m и x указывают на порядковый номер наименования

Положение фокуса БЛА определялось с использованием метода дискретных вихрей в линейной постановке, т.е. о применимости результатов можно говорить в диапазоне углов атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$. В результате расчетов фокус БЛА располагается на расстоянии 0,072 м относительно центра масс БЛА, или на расстоянии $x_F = 0,157$ м от носка САХ.

Запас продольной статической устойчивости по перегрузке

$$m_z^{C_y} = -\frac{x_F - x_M}{b_a} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_M) = -0,194, \quad (2)$$

что является достаточным для обеспечения безопасности полета [2].

Литература

1. Чумак, П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / П.И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко. — М.: Патриот, 1991. — 238 с., ил.
2. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / под общ. ред. В.И. Силкова. — Киев: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. — 302 с., ил.
3. Единые нормы летной годности. JAR-VLA. Очень легкие самолеты.
4. Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник / В.Г. Микеладзе, В.М. Титов. — М.: Машиностроение, 1982. — 147 с., ил.
5. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. — М.: Машиностроение, 1978. — 208 с., ил.

СБЛИЖЕНИЕ ПОДХОДОВ ПО ВОПРОСАМ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ КОМПЕТЕНЦИИ ЭКСПЕРТНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ

Прохнич Ю.П.

Начальник управления экспертизы Госпромнадзора

В соответствии с Планом работы Межгосударственного совета по промышленной безопасности Исполнительного комитета Содружества Независимых Государств в июне 2012 года в Москве был проведен семинар по теме: «Сближение общих подходов по вопросам подтверждения компетенции экспертных организаций в области промышленной безопасности и создания саморегулируемых организаций в этой области».

При поддержке Ростехнадзора Российской Федерации семинар был организован ОАО НТЦ «Промышленная безопасность». В работе семинара приняла участие и делегация Госпромнадзора МЧС Республики Беларусь.

Особый интерес у делегаций-участниц семинара вызвал доклад д.т.н., профессора, члена-корреспондента РАЕН Котельникова В.С. «Создание института саморегулирования в области промышленной безопасности». В докладе в частности было отмечено, что сейчас в России насчитывается почти 3700 организаций, занимающихся экспертизой промышленной безопасности опасных производственных объектов. Каждый год Ростехнадзором утверждается порядка 350 тыс. экспертных заключений подготовленных экспертами этих организаций.

Вместе с тем деятельность экспертных организаций была бы намного эффективнее, если бы не решаемые годами проблемы на рынке экспер-