

УДК 629.734/.735(09)

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201567172>

О. Л. Лемко¹, профессор, А. Д. Молодчик², аспирант

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

En The extensive use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) aerodynamic schemes and arrangements, which often do not meet the requirements of aerodynamics, makes it relevant to the search for new solutions to improve the aerodynamic performance characteristics of prospective UAV. Using aerodynamic configuration "flying wing", which force greater than that of aircraft (LA) of the normal circuit losses balancing aerodynamic qualities are still not widely available in aviation. However, in addressing this major drawback scheme "flying wing" allows you to fully realize their positive properties to create a new generation of UAVs.

Ua Запропоновано аеродинамічне компонування БпЛА схеми «літаюче крило» малого подовження складної форми в плані, яке дозволяє збільшувати несучі властивості центропланової частини корпусу та розширити діапазон кутів атаки безвідривного обтікання особливо на взльотно-посадочних режимах. Розрахункові характеристики БпЛА, що проектується, при зльоті та посадці подібної до літака дозволяють експлуатувати його з невеликих площадок, які мають ґрунтове покриття. Збільшені час та дальність польотів.

¹ *Национальный технический университет Украины "КПИ", кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

² *Национальный технический университет Украины "КПИ", кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

Вступлення

Широкое использование для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) аэродинамических схем и компоновок, которые часто не отвечают требованиям аэродинамики, делает актуальным поиск новых аэродинамических решений для улучшения тактико-технических характеристик перспективных БПЛА. Использование аэродинамической схемы «летающее крыло», которая в силу больших, чем у летательных аппаратов (ЛА) нормальной схемы потерь балансирующего аэродинамического качества, до сих пор не была широко представлена в авиации. Однако при устранении этого главного недостатка схема «летающее крыло» позволяет в полной мере реализовать свои положительные свойства для создания БПЛА нового поколения [1].

Постановка задачи

Целью работы является определение аэродинамического облика перспективного БПЛА схемы «летающее крыло» малого удлинения сложной формы в плане.

Характеристика аэродинамической компоновки

Ниже приведены некоторые результаты численных исследований аэродинамических характеристик перспективного БПЛА.

БПЛА выполнен по схеме «интегральное летающее крыло» умеренной стреловидности с саблевидными концевыми аэродинамическими поверхностями. На рис. 1 показаны три проекции и внешний облик БПЛА.

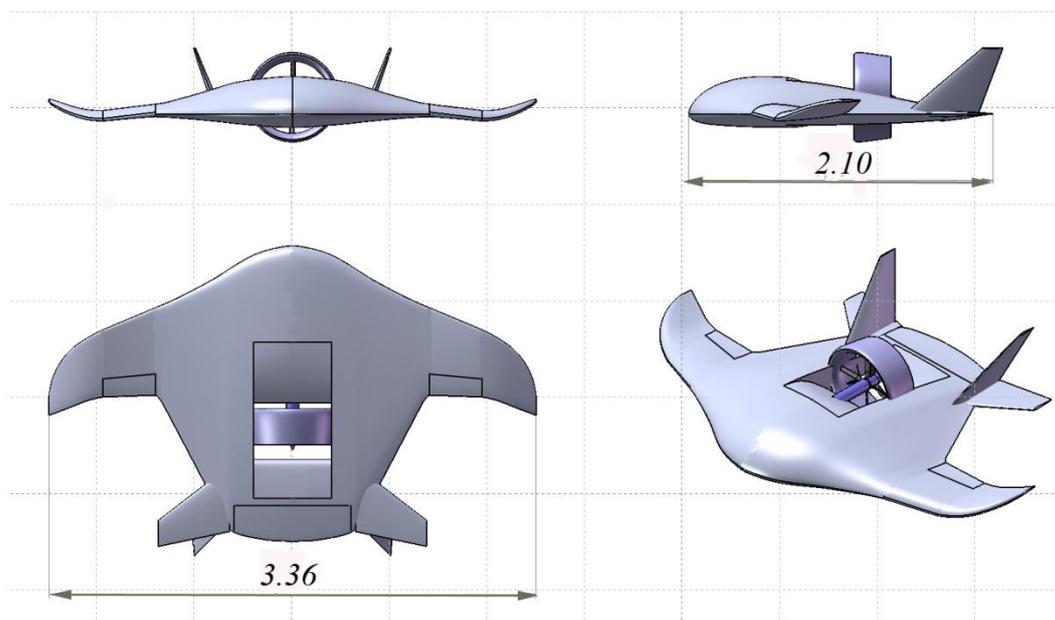


Рис. 1. Расчетная аэродинамическая схема БПЛА

Для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на крейсерских режимах отсек целевой нагрузки расположен внутри обводов центропланной части крыла. Силовая установка, состоящая из поршневого двигателя и винтокольцевого движителя (ВКД), находятся за отсеком целевой нагрузки. Двигатель приводит во вращение четырехлопастный толкающий винт диаметром 0.5 метра, расположенный в кольцевом канале (рис. 2).

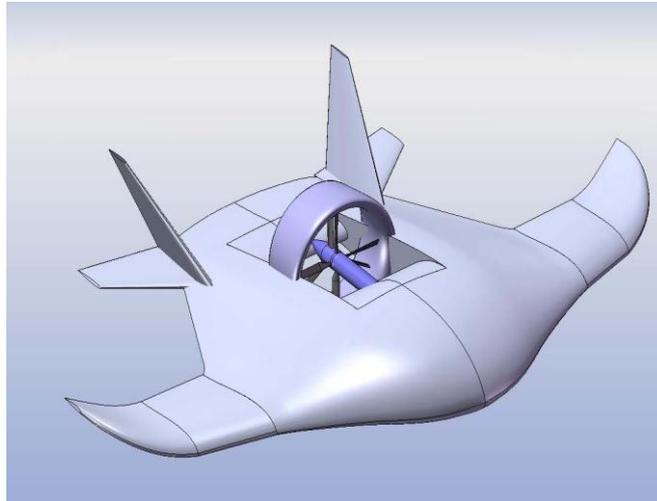


Рис. 2. Компоновка ВКД в центропланной части крыла БпЛА

Управление БпЛА

- по тангажу – с помощью руля высоты, расположенного в хвостовой части центроплана;
- по крену – с помощью элеронов, расположенных на крыле;
- по курсу – с помощью рулей направления, расположенных на двухкилевом вертикальном оперении малой площади.

Двухкилевое оперение имеет угол развала относительно плоскости симметрии 15° . Такая конфигурация вертикального оперения уменьшает пикирующий момент сечений крыла, находящихся между килеями из-за ослабления влияния эффекта концевых шайб на несущие свойства центропланной части крыла.

Шасси самолета трехстоечное (убирающееся либо неубирающееся), с передним рулевым колесом.

Предложенное расположение ВКД перед рулем высоты повышает эффективность продольного управления на взлетных и крейсерских режимах более чем в 1.5 раза вследствие положительного влияния струи от винта [2]. Этот эффект, в случае его рационального использования, в совокупности с профилем крыла, имеющим очень малое по абсолютной величине значение m_{z0} [3], устраняет один из главных недостатков ЛА, построенных по схеме «летающее крыло» – проблему продольной балансировки на всех режимах полета БпЛА.

Многоцелевой малый БПЛА «летающее крыло» предназначен для дистанционного обнаружения подвижных и неподвижных объектов. Основными объектами являются отдельные сооружения, транспортные средства, отдельные люди, группы людей, дороги, мосты, газо- и нефтепроводы и т.д.

БПЛА выполнен по аэродинамической схеме трапециевидное «летающее крыло» сложной формы в плане ($\lambda = 3.0$) с двухкилевым вертикальным оперением.

БПЛА имеет обычные аэродинамические органы управления (руль высоты, элероны и рули направления).

Аппарат может быть оснащен как убирающимся, так и неубирающимся шасси с передним управляемым колесом.

В качестве силовой установки на БПЛА используется поршневой авиационный двигатель с толкающим воздушным винтом, расположенным в кольцевом канале. Взлет и посадка БПЛА осуществляются «по-самолетному». Диапазон высот применения БПЛА составляет 0...3000 м.

При заданной удельной нагрузке на крыло и известной взлетной массе разработана аэродинамическая компоновка БПЛА «летающее крыло» с одним винтокольцевым движителем (ВКД) и поршневым двигателем (ПД) Д-150 мощностью 10.5 л.с. (рис. 3, табл. 1).

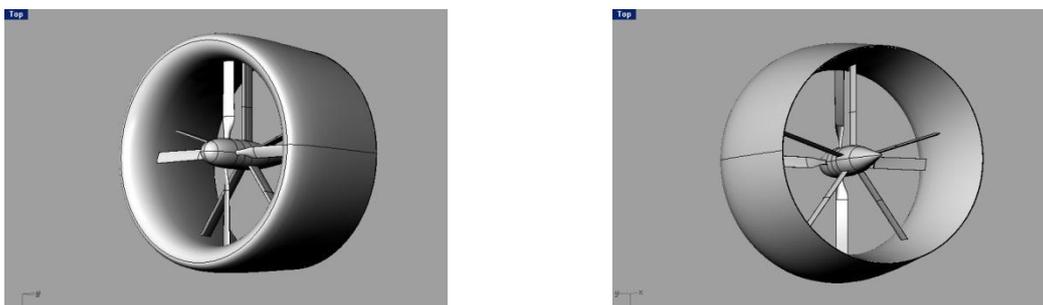


Рис. 3. Внешний вид элементов ВКД

Силовая установка БПЛА «летающее крыло»

На многих малых БПЛА массой до 100 кг используют, как правило, поршневые двигатели. Эти двигатели имеют сравнительно малую стоимость и, имея малый вес и габариты, обладают хорошими удельными параметрами и достаточно большим ресурсом и надежностью, необходимыми для использования в качестве основного элемента силовых установок БПЛА. Для спроектированного БПЛА используется поршневой двигатель Д-150, который серийно производится ГМП «СИИТ» при ХАИ. Схема примененного в качестве движительной установки ВКД представлена на рис. 3.

Использование расчетного метода конечных объемов позволило получить поля распределения давлений и скоростей за ВКД на двух основных режимах полета – при работе на земле на месте и в горизонтальном

полете со скоростью 50 м/с (180 км/ч). На рис. 4, рис. 5, рис. 6 показаны расчетная схема и поля скоростей, давлений, а также спектры течения на различных режимах работы ВКД.

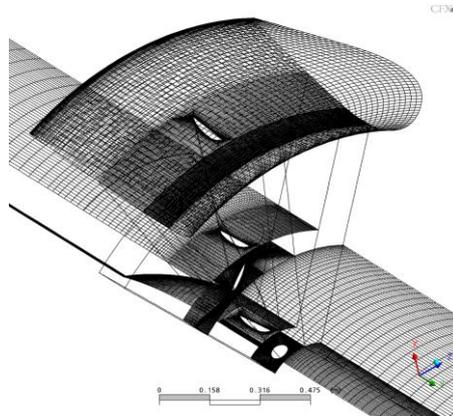


Рис. 4. Расчетная схема ВКД

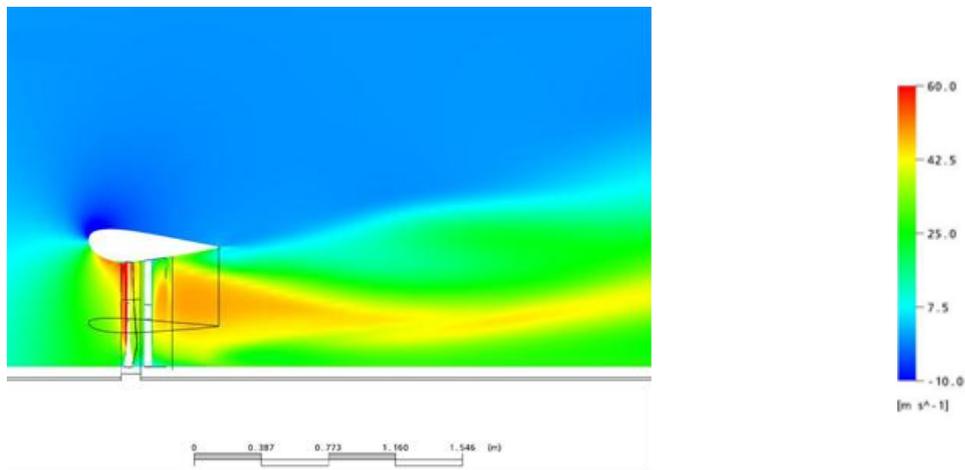


Рис. 5. Распределение скоростей при работе ВКД (осевая скорость $V_x = 0$ м/с, скорость полета $V = 0$ м/с)

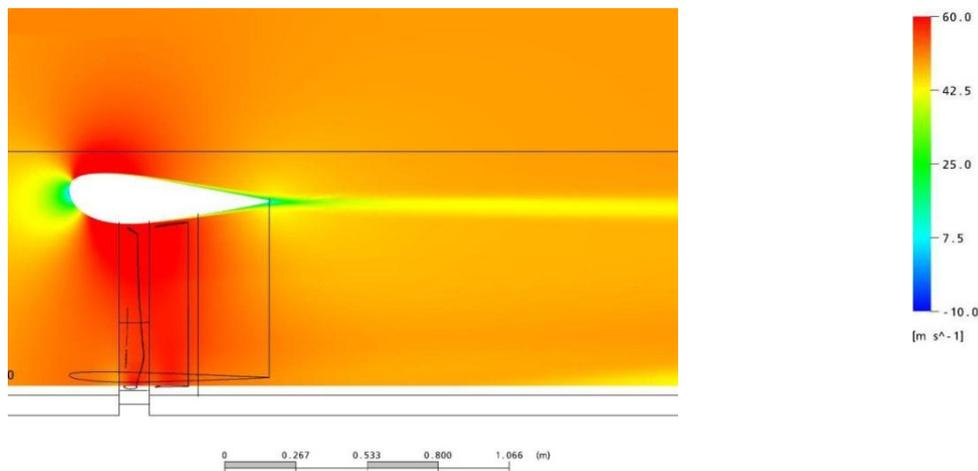


Рис. 6. Распределение скоростей при работе ВКД (осевая скорость $V_x = 50$ м/с, скорость полета $V = 50$ м/с)

Аэродинамические характеристики БПЛА

Аэродинамические характеристики БПЛА «летающее крыло» определены в пакете «ANSYS» и приведены в табл. 1 – табл. 2.

Таблица 1.

Д-150 – легкий авиационный двигатель для БПЛА

Тип двигателя	ДВС, двухтактный, воздушного охлаждения
Рабочий объем	150 см ³
Мощность	10.5 л.с. при 7800 об/мин
Диапазон частот вращения	2000 ... 8500 об/мин
Удельный расход топлива	0.45 кг/л.с. · ч
Масса двигателя	4.400 кг

Таблица 2.

Аэродинамические характеристики БПЛА

Параметры, размерность	Величина
Угол атаки при нулевой подъемной силе $\alpha_0, ^\circ$	1.56
Используется S-образный профиль	
Угол атаки критический $\alpha_{кр}, ^\circ$	23.28
Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки $c_y^\alpha, 1/^\circ$	0.0580
Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе c_{x0}	0.0125
Коэффициент индуктивности A	0.1105
Максимальное аэродинамическое качество K_{max}	13.48
Скорость максимальная $V_{max}, \text{км/ч}$	215.0
Относительная координата аэродинамического фокуса по углу атаки \bar{x}_F	0.278
Коэффициент продольного момента при нулевой подъемной силе m_{z0}	0.0048
Скорость максимальная $V_{max}, \text{км/ч}$ (шасси убрано/выпущено)	215.0/146

Взлетная масса БПЛА

Расчет масс конструкции, топлива, взлетной массы БПЛА проводился при заданной массе полезной нагрузки $m_0 = 60$ кг.

Для обеспечения приемлемых взлетно-посадочных характеристик удельная нагрузка на крыло не превышала 160 Н/м^2 . Массовый расчет проводился по опубликованным методикам [1].

$$m_0 = \frac{m_{cy} + m_{пн}}{1 - \bar{m}_{кон} - \bar{m}_{об,упр} - \bar{m}_T},$$

где: m_{cy} – масса силовой установки; $m_{пн}$ – масса полезной нагрузки; $m_{кон}$ – относительная масса конструкции; $\bar{m}_{об,упр}$ – относительная масса оборудования и управления; \bar{m}_T – относительная масса топлива.

Летно-технические характеристики БПЛА

Характеристики взлета и посадки приведены для центровки БПЛА $\bar{x}_T = 0.268$, взлетная масса $m_0 = 60 \text{ кг}$, посадочная масса $m_{пос} = 45 \text{ кг}$, угол атаки при взлете и посадке $\alpha = 14^\circ$, коэффициент подъемной силы с учетом «экранного» эффекта $c_{ya} = 0.865$, коэффициент лобового сопротивления $c_{xa} = 0.089$. Определенные для этих условий массовые и геометрические характеристики приведены в табл. 3.

Таблица 3

Массовые и геометрические характеристики БПЛА

Параметры, размерность	Величина
Коэффициент лобового сопротивления (шасси убрано/ выпущено) c_{x0}	0.012/0.0368
Мощность двигателя взлетная $N_{взл}$, кВт	7,728
Масса полезной нагрузки $m_{пн}$, кг	18.0
Относительная масса полезной нагрузки $\bar{m}_{пн}$	0.3
Относительная масса конструкции $\bar{m}_{кон}$	0.252
Масса силовой установки m_{cy} , кг	4.40
Относ. масса силовой установки \bar{m}_{cy}	0.073
Относит. масса оборудования, управления $\bar{m}_{об,упр}$	0.075
Относит. масса топлива \bar{m}_T	0.30
Масса топлива m_T , кг	18.0
Взлетная масса m_0 , кг	60.0
Удельная нагрузка на крыло p_0 , Н/м ²	156
Площадь крыла S , м ²	3.77
Размах крыла l , м	3.36

Характеристики дальности и продолжительности полета БПЛА

В соответствии с возможностями планируемой полезной нагрузки максимальная высота полета соответствует $H = 3$ км, масса взлетная $m_0 = 60$ кг, масса топлива на горизонтальный полет $m_{\Gamma pac} = 15$ кг.

Дальность и продолжительность полета определялись по известной методике, опубликованной в работе [5]. Результаты определения дальности и продолжительности полета приведены в табл. 4, а в табл. 5 представлены характеристики взлета и посадки БПЛА.

Таблица 4

Максимально возможные дальность и продолжительность полета

H , км	0	2	3	3
L_{max} , км (шасси убрано)	266	280	294	308
t_{max} , час (шасси убрано)	3,33	3,63	3.68	3,86

Таблица 5

Характеристики взлета и посадки БПЛА

$V_{отр}$, км/ч	$J_{отр\ ср}$, м/с ²	$L_{разб}$, м	$V_{пос}$, км/ч	$J_{пос\ ср}$, м/с ²	$L_{пр}$, м
61.65	2.10	37.0	59.0	-2.2	115.0 (б/т)

Диапазон высот применения БПЛА «летающее крыло» составляет 0 м...3000 м. Однако при необходимости увеличения высоты применения эта задача решается установкой на двигатель системы турбонадува.

Выводы

Размещение в крыле целевой нагрузки и силовой установки позволило получить значение коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе $c_{x0} = 0.0123$.

Коэффициент момента тангажа при угле атаки нулевого момента соответствует $m_{z0} = 0.0048$.

Предложенная аэродинамическая компоновка БПЛА имеет расчетное максимальное аэродинамическое качество ≈ 14 единиц. Некоторое уменьшение максимального аэродинамического качества наблюдается при установке на БПЛА неубирающегося шасси.

Благодаря рациональной аэродинамической компоновке расчетная максимальная скорость проектируемого БПЛА составляет 235 км/ч.

Расчетные взлетно-посадочные характеристики проектируемого БПЛА при взлете и посадке по-самолетному позволят эксплуатировать его с небольших площадок, имеющих грунтовое покрытие.

Расчетная максимально возможная продолжительность полета достигает 3 часов, а расчетная максимально возможная дальность полета со-

ставляет 308 км. При наличии турбонаддува увеличивается рабочий потолок, дальность и продолжительность полета БпЛА [1].

Список использованных источников

1. *Лемко О. Л.* Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «летающее крыло» / О. Л. Лемко. – Киев, 2011. – НТУУ «КПИ» ISSN 9789666224142 – 321 с.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Академика РАН Г. С. Бюшгенса – М.: Наука. Физмалит, 1998. – 816 с.
3. *Іщенко С. О.* Спеціалізовані профілі для літальних апаратів схеми «літаюче крило» / С. О. Іщенко, О. Л. Лемко// Вісник НАУ №3. –2004. – С. 53-55.
4. *Чумак П. И.* Расчет, проектирование и постройка легких самолетов / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко – М.: Патриот, 1991. – 237 с.
5. *Бадягин А. А.* Проектирование легких самолетов / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов М.: Машиностроение, 1978. – 206 с.