

УДК 629.7.022 : 629.7.025.58

О. А. ХОМИНИЧ, К. О. ПРЕДАЧЕНКО*Национальный технический университет Украины «КПИ», Украина*

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ИЗУЧЕНИЮ ВЕСОВЫХ, ЖЕСТКОСТНЫХ, АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ЗАМКНУТОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

Дана оценка преимуществ и недостатков существующих аэродинамических схем летательных аппаратов (ЛА). Выявлена оптимальная аэродинамическая схема с точки зрения достижения высокой весовой и жесткостной эффективности, а также с точки зрения улучшения аэродинамических и летно-технических характеристик (ЛТХ). Дана оценка относительно применения замкнутой схемы при создании легких беспилотных летательных аппаратов (БпЛА). Проведен широчайший обзор и сравнительный анализ компоновочных решений ЛА замкнутой аэродинамической схемы. Определены перспективные направления исследований по изучению аэродинамических, весовых, жесткостных, а также летно-технических характеристик для ЛА замкнутой схемы. Предложены варианты оптимальных компоновочных решений ЛА замкнутой аэродинамической схемы, учитывая статистические данные существующих компоновочных схем.

Ключевые слова: аэродинамическая схема, летательный аппарат замкнутой схемы, компоновочное решение, аэродинамические характеристики, ЛТХ.

Вступление

При проектировании нового ЛА всегда возникает проблема выбора его аэродинамической схемы. Это по существу начальный этап синтеза проекта ЛА. Формализовать принятие решения по этой проблеме в полной мере не представляется возможным. Однако в рамках уже реализованных или предполагаемых решений может быть организован формальный поиск наилучшего решения с точки зрения оценочного критерия и удовлетворения поставленным требованиям [1].

Под *аэродинамической схемой* ЛА понимают некоторую систему его несущих поверхностей. Она характеризуется как взаимным расположением, так и их относительными размерами и формами. В системе несущих поверхностей имеются главные поверхности (крылья), создающие основную долю аэродинамической подъемной силы, и вспомогательные поверхности (горизонтальное (ГО) и вертикальное (ВО) оперение), предназначенные для стабилизации самолета и управления его полетом.

В зависимости от расположения вспомогательных поверхностей различают следующие виды аэродинамических схем (рис. 1) согласно [1]:

- *нормальная или классическая схема* (рис. 1, а), когда горизонтальное оперение (стабилизатор) располагается сзади крыла;

- *«бесхвостка» или «летающее крыло»* (рис. 1, б), когда аэродинамическая схема ЛА состоит только из одной несущей поверхности;

- *схема «триплан»* (рис. 1, в), когда ЛА имеет два основных крыла и вспомогательную поверхность, расположенную спереди или сзади системы основных крыльев;

- *схема «тандем»* (рис. 1, г), когда ЛА имеет два основных крыла, которые расположены одно за другим;

- *схема «утка»* (рис. 1, д), когда горизонтальное оперение (дестабилизатор) располагается впереди крыла;

- *замкнутая схема или схема ЛА с замкнутым крылом* (рис. 1, е), когда ЛА имеет одну несущую поверхность в виде четырех консолей, соединенных в одно крыло с помощью концевой аэродинамической поверхности (КАП). Однако замкнутую схему можно реализовать также в рамках классической схемы, утки и триплана, имея дополнительно одну или две балансировочных поверхности отдельно от крыльевой коробки, чем возможно компенсировать некоторые недостатки схемы.

Окончательный выбор общей схемы необходимо производить из ряда конкурирующих вариантов на основе оптимизации каждого из них и последующего всестороннего (формального и неформального) их анализа.

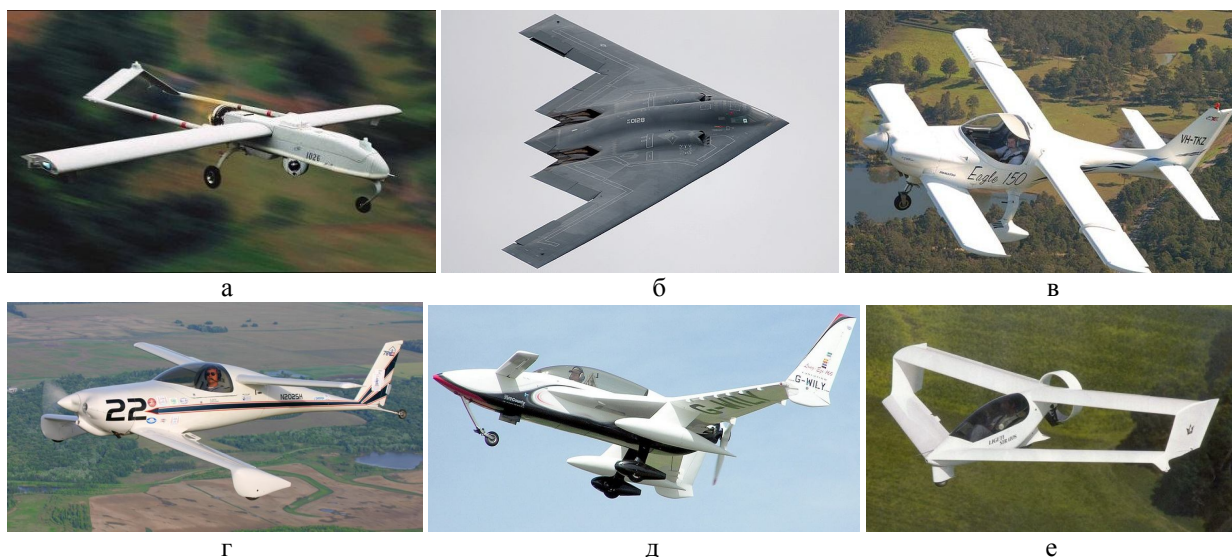


Рис. 1. Аэродинамические схемы ЛА:

а - классическая схема (RQ-7A Shadow 200 - США), б - схема «летающее крыло» (Northrop B-2 Spirit - США), в - схема «триплан» (Aircraft Eagle 150 - Австралия), г - схема «тандем» (Rutan-Quickie - США), д - схема «утка» (Rutan Model 61 Long-EZ - США), е - замкнутая схема (Ligeti Stratos - США)

Критерием выбора наилучшего варианта общей схемы самолета могут быть только комплексные оценки типа критериев «стоимость-эффективность» или «эффективность-стоимость», когда одна из сторон такого критерия выступает в виде целевой функции, а вторая - в виде ограничения.

В качестве оценочного критерия (целевой функции) большинства ЛА можно принимать, например, их взлетную массу, а в качестве ограничений - ЛТХ. При этом наилучшим вариантом общей схемы ЛА будет вариант с наименьшей взлетной массой при прочих равных условиях.

Постановка задачи

Рассмотренные аэродинамические схемы широко применяются для создания различных типов ЛА. Так «классическая» схема является наиболее распространенной и изученной с точки зрения аэродинамики. Она встречается на всех типах ЛА - вся гражданская и военно-транспортная авиация большого и малого назначения, БПЛА.

Все остальные аэродинамические схемы, по сути, считаются «не классическими» или «не традиционными». Область их применения в основном - это малая гражданская авиация общего назначения и военная сфера эксплуатации в качестве БПЛА. Схема «летающее крыло» нашла свое применение в основном в военной сфере и при создании легких моделей ЛА. Схема «утка» - военная сфера деятельности и малая гражданская авиация общего назначения. Схема «тандем» применяется для создания ЛА

для малой гражданской авиации и создания БПЛА. Схема «триплан» - малая гражданская авиация общего назначения.

При выборе схемы ЛА пытаются найти оптимальную аэродинамическую схему с точки зрения достижения высокой весовой и жесткосной эффективности, а также с точки зрения улучшения аэродинамических характеристик и ЛТХ.

Однако, существует ряд недостатков как общих для всех схем, так и индивидуальных для конкретной схемы. Необходим комплексный и качественный подход к изучению данного вопроса.

Цель работы заключается в проведении обзора и анализа существующих компоновок ЛА с целью нахождения оптимального компоновочного решения. Проведение широчайшего обзора ЛА замкнутой аэродинамической схемы и определение перспективных направлений исследований по изучению аэродинамических, весовых, жесткосных, а также летно-технических характеристик ЛА замкнутой схемы.

Преимущества и недостатки аэродинамических схем ЛА

В табл. 1 приведены некоторые особенности рассматриваемых схем. В общем случае, для сопоставления различных схем между собой необходимо задаться массово-геометрическими характеристиками конкретных аппаратов, что может варьироваться внутри одной конкретной схемы даже больше чем между ними.

Таблица 1

Преимущества и недостатки существующих аэродинамических схем ЛА [2-3]

Схема	Преимущество	Недостатки
Классическая	<ul style="list-style-type: none"> - высокая путевая, продольная и поперечная устойчивость; - возможность использования мощной механизации (реализация максимального коэффициента подъемной силы $C_{y\max}$ при взлете и на посадке). 	<ul style="list-style-type: none"> - крыло переразмерено, для компенсации потери подъемной силы на ГО; - возможность сваливания на крыло; - большой вес конструкции крыла; - хвостовое оперение создает отрицательную подъемную силу.
«Утка»	<ul style="list-style-type: none"> - крыло меньшей площади, чем у классической схемы, меньше сопротивление и вес конструкции; - отсутствие балансировочных потерь; - при выходе на большие углы атаки $\alpha_{кр}$ опускает нос, на крыло не сваливается. 	<ul style="list-style-type: none"> - снос потока от оперения вызывает большой изгибающий момент и вес крыла; - сложности компоновки топливных баков; - низкая путевая устойчивость из-за малого плеча ВО; - «клевок» при срыве поворотного ГО (ПГО); - $C_{y\max}$ крыла не реализуем, механизация малоэффективна; - относительно узкий диапазон центровок; - потеря управляемости при полете на закритических углах атаки.
«Триплан»	<ul style="list-style-type: none"> - хорошие характеристики сваливания, мягкое опускание носа вместо «клевка»; - сохранение управляемости при полете на закритических углах атаки; - крыло меньшей площади, чем у классической схемы и схемы «утка»; - вес конструкции меньше; - балансировочные потери минимальны; - широкий диапазон центровок. 	<ul style="list-style-type: none"> - хвостовое оперение в большинстве режимов полета не работает на $C_{y\max}$; - дополнительное сопротивление от балансировочных поверхностей; - дополнительная нагрузка на фюзеляж от двух балансировочных поверхностей.
«Летающее крыло» или «бесхвостка»	<ul style="list-style-type: none"> - отсутствие не создающих подъемную силу агрегатов, меньше сопротивление и вес конструкции; - большие внутренние объемы под полезную нагрузку и топливо. 	<ul style="list-style-type: none"> - невозможность использовать эффективную механизацию; - низкая степень устойчивости; - малый диапазон центровок; - малая нагрузка на крыло, большая площадь крыла.
«Тандем»	<ul style="list-style-type: none"> - широкий диапазон центровок; - меньшие изгибающие моменты из-за меньшего размаха крыла, меньший вес крыла; - возможность применять более тонкие профили, меньше сопротивление давления; - небольшой разнос масс по поперечной оси; - повышенная поперечная управляемость; - возможность непосредственного управления подъемной силой; - оба крыла создают положительную подъемную силу. 	<ul style="list-style-type: none"> - крыло работает на меньшем числе Рейнольдса (Re), больше трение; - снос потока от переднего крыла снижает несущие свойства заднего; - меньший объем крыла под топливо; - большой разнос масс по продольной оси; - необходимость усиления фюзеляжа при работе на кручение; - низкая путевая устойчивость из-за малого плеча ВО.
Замкнутая	<ul style="list-style-type: none"> - снижение индуктивного сопротивления; - широкий диапазон центровок; - меньшие изгибающие моменты благодаря сочленению крыльев, меньший вес крыльев; - большая жесткость, больше критическая скорость флаттера; - возможность применять более тонкие профили, меньше сопротивление давления; - возможность непосредственного управления подъемной и боковой силой; - меньшие габариты (размах, длина). 	<ul style="list-style-type: none"> - дополнительное трение вертикальных КАП; - сложности прочностного расчета статически неопределенной системы; - низкая путевая устойчивость из-за малого плеча ВО; - снос потока от переднего крыла снижает несущие свойства заднего (при условии расположения переднего крыла ниже заднего).

В зависимости от назначения и категории ЛА, силовой установки, способа взлета и посадки те или иные особенности, связанные со схемой, выходят на передний план или становятся несущественными. В свя-

зи с этим можно заметить, что для определенного типа ЛА некоторые недостатки являются не критическими и ими можно пренебречь при выборе аэродинамической и компоновочной схемы (табл. 2).

Таблица 2

Значимость влияния аэродинамических характеристик и ЛТХ на работу ЛА

Блок особенностей	БПЛА класса микро и мини	Тактический и стратегический БПЛА	Самолеты общего назначения	Самолеты короткого взлета и посадки (КВП)	Военно-транспортные самолеты (ВТС)	Магистральные пассажирские самолеты
Аэродинамическое качество, K	+	++	+	-	+	+
Реализация $c_{y\max}$	-	-	+	++	+	+
Хар-ки сваливания, $\alpha_{\text{св}}$, $V_{\text{св}}$	-	-	+	+	+	++
Диапазон центровок, (Δx_T)	-	-	+	++	++	++
Вес конструкции, $G_{\text{кон}}$	+	++	+	-	++	++
Располагаемый запас топлива, $G_{\text{топ}}$	-	++	+	-	++	++
Маневренность	+	-	+	++	+	-
Дальность полета, $L_{\text{пол}}$	-	+	-	-	+	++
Продолжительность полета, $t_{\text{пол}}$	+	++	-	-	+	-

Примечание: - - несущественно; + - существенно; ++ - очень существенно.

Обзор компоновочных решений ЛА замкнутой аэродинамической схемы

В разделе проведен обзор и широкий анализ компоновочных решений ЛА замкнутой схемы.

1. **Ligeti Stratos** (рис. 1, е) [4]. Сверхлегкий летательный аппарат (СЛА) любительской конструкции изготовлен Чарльзом Лигетти из композитных материалов, представляет собой схему box-wing с верхним размещением прямого заднего крыла и стреловидным передним крылом, расположенным внизу. На вертикальных законцовках размещены рули поворота, которые расщепляются на две поверхности, выполняя также функцию тормозных щитков. Оба крыла имеют элероны, переднее также рули высоты.

Винтомоторная группа представлена поршневым двухтактным четырехцилиндровым двигателем внутреннего сгорания König SD 570 мощностью 28 л.с. и трехлопастным винтом. Винт размещен в кольцевом канале.

2. **Sunny Boxwing** (рис. 2) [5]. Аэродинамическая компоновка этого СЛА - «тандем», с трапеци-

видным передним крылом и прямым задним. Переднее крыло вынесено вверх. Крылья объединены вертикальными поверхностями, на которых размещены треугольные рули направления. На заднем крыле размещены элероны. За кабиной, под передним крылом размещен двигатель с задним расположением винта. Силовая установка представлена поршневыми двигателями внутреннего сгорания мощностью от 65 до 80 л.с.



Рис. 2. ЛА Sunny Boxwing (США)

3. Innocon Microfalcon (рис. 3) [6]. Малоразмерный БПЛА производства израильской фирмы «Innocon», предназначенный для решения задач военной и гражданской тематики на оперативно-тактическом уровне. Оригинальная компоновка позволила сделать безопасной посадку с помощью парашюта, причем аппарат приземляется на спину. Аппарат отличается компактностью, запуск производится с помощью резинового жгута.

Аэродинамическая компоновка представляет собой замкнутую схему с прямым задним и стреловидным передним крылом. Переднее крыло вынесено вверх относительно заднего крыла. Крылья объединены вертикальными поверхностями.



Рис. 3. БПЛА Innocon Microfalcon (Израиль)

4. Soar Dragon (рис. 4) [7]. Китайский БПЛА с большой высотой и продолжительностью полета (High-Altitude Long Endurance - HALE) разработки корпорации Chengdu. Аэродинамическая компоновка - «тандем» с крылом сочлененной схемы, при этом переднее крыло имеет большой размах, а заднее соединяется с ним на 2/3 размаха. Переднее крыло имеет стреловидность и V-образность и расположено ниже заднего крыла. Заднее крыло имеет обратную стреловидность. Вертикальное оперение однокилевое. Силовая установка - ТРД Guizhou WP-13 установлена в хвостовой части фюзеляжа с надфюзеляжным воздухозаборником.



Рис. 4. БПЛА Soar Dragon (Китай)

5. АОК Spacejet (рис. 5) [8]. Проект легкого одноместного самолета французской компании АОК и дизайнера Remi Cuvelier. Аэродинамическая схема

- «триплан», с двумя несущими поверхностями разного размаха, сочлененными по схеме box-wing и T-образным ГО. Переднее крыло расположено ниже заднего. Для крыла использованы суперкритические профили. Силовая установка представлена двумя малоразмерными турбореактивными двигателями (ТРД) TJ100 тягой 1120 кН.



Рис. 5. ЛА АОК Spacejet (Франция)

6. FlyNano (рис. 6) [9]. Проект легкого одноместного гидросамолета финской компании FlyNano OY разработан авиаконструктором Aki Suokas, сверхмалых габаритных размеров и веса. Аппарат полностью изготовлен из композитных материалов.

Аэродинамическая компоновка - «тандем» с жестким крылом. Нижнее крыло с положительным углом поперечного V, верхнее с взломом в горизонтальной плоскости - центроплан с нулевым углом поперечного V, а консольная часть с отрицательными значениями. В силу большого радиуса сочленения аппарат сложно классифицировать как типичного представителя схемы box-wing. Переднее крыло стреловидное, заднее обратной стреловидности с изломом по передней кромке, соединено с вершиной киля. Органы управления представлены элевонами на верхнем крыле и рулем направления. Силовая установка расположена на пилоне, который также играет роль обтекателя за сиденьем пилота, плавно переходит в киль.



Рис. 6. ЛА FlyNano (Финляндия)

7. **Idintos** (рис. 7) [10]. Проект двухместного сверхлегкого амфибийного гидросамолета, который строится в исследовательских целях, для подтверждения концепции Prandtl Plane, аэрокосмическим отделением «Civil and Industrial Engineering Department of Pisa University» при поддержке регионального правительства провинции Тоскана.

Аэродинамическая компоновка - «тандем» с сочленёнными крыльями, которые отличаются близкими к нулю углами стреловидности и развитой механизацией. Переднее крыло расположено ниже заднего. На обоих крыльях установлены закрылки Фаулера и элероны. На заднем крыле установлены рули высоты.

Силовая установка размещена в фюзеляже, с помощью многоклиновой ременной передачи приводятся два винтокольцевых двигателя, размещенных по бокам фюзеляжа. Кабина экипажа двухместная, с размещением членов экипажа рядом с единственной панелью управления.



Рис. 7. ЛА Idintos (Италия)

8. **RQ-6A Outrider** (рис. 8) [11]. БПЛА для разведки и целеуказания в реальном режиме времени производства фирмы Alliant Techsystems. Аэродинамическая компоновка - «триплан» (подобный АОК SpaceJet), при этом две передние поверхности разнесенные по вертикали и соединенные при помощи КАП, участвуют лишь в создании подъемной силы, а ГО, расположенное наверху киля, выполняет функцию балансировки. Переднее крыло расположено выше заднего.



Рис. 8. БПЛА RQ-6A Outrider (США)

Шасси трехопорное, с носовой опорой. Для аварийной посадки используется парашютная система.

Силовая установка - роторно-поршневой двигатель UEL AR-801R мощностью 31,3 кВт (42 л.с.), который приводит в движение двухлопастный толкающий винт, установленный в хвостовой части фюзеляжа.

9. **Synergy aircraft** (рис. 9) [12]. Проект пятиместного самолета общего назначения, который в инициативном порядке разрабатывает John William McGinnis. Аппарат отличается оригинальной аэродинамической компоновкой с крылом сложной пространственной конфигурации, названный автором «double box». Силовая установка - двухтактный дизельный двигатель водяного охлаждения DeltaHawk DH200 мощностью 200 л.с.



Рис. 9. ЛА Synergy aircraft (США)

10. **Ikelos** (рис. 10) [13]. Проект самолета общего назначения разработан совместными усилиями двух университетов - Virginia Polytechnic Institute and State University (США) и Loughborough University (Великобритания) совместно с NASA.

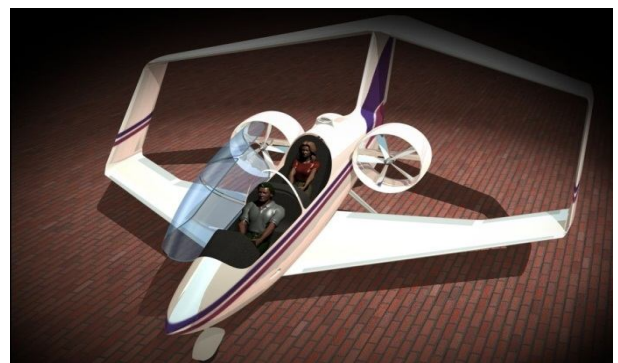


Рис. 10. ЛА Ikelos (США, Великобритания)

Аэродинамическая схема - «тандем», box-wing, с отрицательным выносом. Переднее крыло расположено ниже заднего. Механизация крыла располо-

жена вдоль всей задней кромки переднего крыла. Заднее крыло отведено под органы управления, где внешние секции отданы под элероны, а внутренние - рули высоты. Оперение однокилевое, одновременно служит пилоном для верхнего крыла.

Силовая установка оригинального типа - роторный дизельный двигатель Rand Cam, которая приводит два винтокольцевых двигателя. Мощность двигателя 150 л.с. при сухом весе 24 кг.

11. X-BW Devil Ray (рис. 11) [14]. Экспериментальный БПЛА, разработанный и построенный Colorado University, по заказу General Dynamics. Первый полет состоялся 15 апреля 2002 года. Два дня спустя БПЛА разбился, и летные испытания были прекращены.

Аэродинамическая компоновка - «утка», с ПГО, объединенным с основным крылом с помощью вертикальных шайб, которые одновременно играют роль килей. По этому признаку аппарат формально тоже можно отнести к аппаратам типа box-wing, хотя балансировочная схема здесь отличается от вышерассмотренных образцов. На крыле расположены элероны, а на ПГО, соответственно, рули высоты. Силовая установка представлена малоразмерным ТРД АМТ Olympus тягой 230 Н, расположенным в хвостовой части фюзеляжа.



Рис. 11. БПЛА X-BW Devil Ray (США)

12. Mission Technology Buster (рис. 12) [15]. Малоразмерный портативный БПЛА конструкции фирмы Mission Technology (MiTex) предназначен для решения задач на оперативно-тактическом уровне для нужд военных и гражданских пользователей. Аппарат оборудован электронно-оптическим и инфракрасным сенсором с возможностью передачи видеосигнала на наземную контрольную станцию в реальном режиме времени. Посадка с помощью парашютной системы.

Аэродинамическая компоновка - «триплан», с крылом сочлененной схемы, подобный АОК SpaceJet и RQ-6A Otrider (но палубным расположением горизонтального оперения). Оба крыла с нулевой стреловидностью, соединенные вертикальной КАП.

Переднее крыло размещено сверху относительно заднего крыла. Силовая установка с двигателем внутреннего сгорания и тянущим винтом размещена в носовой части фюзеляжа.



Рис. 12. БПЛА Mission Technology Buster (США)

13. PrandtlPlane (рис. 13) [16]. Данный тип БПЛА был создан аэрокосмическим отделением «Civil and Industrial Engineering Department of Pisa University» группой конструкторов под руководством А. Frediani.

Аэродинамическая компоновка представлена замкнутой схемой с соединенными передним и задним крылом с помощью вертикальных КАП. Переднее крыло имеет стреловидность и расположено ниже заднего, которое имеет обратную стреловидность. Рулевые поверхности расположены на переднем и на заднем крыле. Силовая установка представлена поршневым бензиновым двигателем, расположенным на киле БПЛА.



Рис. 13. БПЛА PrandtlPlane (Италия)

14. PLX-32 (рис. 14) [17]. Данный БПЛА был создан в рамках проекта MOSUPS (MOdel Samolotu w Układzie Połączonych Skrzydeł). Разработанный и построенный консорциумом во главе с Институтом авиации, членами которого являются Варшавский технологический университет, компания Марцин Szender МСП и институт ВВС технологии.



Рис. 14. БПЛА ILX-32 (Польша)

Аэродинамическая компоновка представлена сочлененной схемой с нижним прямым, задним и верхним стреловидным передним крылом. Крылья соединены с помощью КАП. Силовая установка расположена в задней части БПЛА.

Геометрические характеристики и основные ЛТХ, рассмотренных ЛА, обобщены и представлены в табл. 3.

Проанализировав существующие компоновочные решения ЛА замкнутой схемы можно заметить, что сфера применения данной схемы - БПЛА.

Исходя из особенностей необходимо проведение расчетных и экспериментальных исследований по изучению аэродинамики данной схемы, а также ее прочностных и жесткостных свойств.

Также необходим детальный анализ и изучение недостатков с целью их устранения, что даст возможность сделать данную схему оптимальной с точки зрения аэродинамических, весовых, жесткостных, а также летно-технических характеристик по сравнению с другими аэродинамическими схемами.

Таблица 3

Основные геометрические и летно-технические характеристики ЛА замкнутой схемы

Характеристики ЛА замкнутой схемы	Ligeti Stratos	Sunny Boxwing	Innocon Microfalcon	Soar Dragon	AOK Spacejet	FlyNano	RQ-6A Outrider	Synergy aircraft	Ikelos	X-BW Devil Ray	Mission Technology Buster	ILX-32
Размах крыла $l_{кр}$, м	5,36	7	1,8	24,86	3-4*	4,8	3,96	9,8	6	2,13	1,219	3,11
Длина l , м	2,49	4,02	1,3	14,33	3,87	3,5	3,2	6,4	7,14	2,2	1,016	2,31
Высота h , м	0,99	1,5	0,3	5,41	1,4	1,3	1,55	1,05	2,86	-	0,56	0,82
Площадь крыла $S_{кр}$, м ²	7,53	17	-	-	-	-	-	13,43	14,4	-	-	-
Взлетный вес $G_{пуст}$, кг	188	450	10	7500	430	200	230	1406	600	40,82	5,9... 6,36	180
Вес полезной нагрузки $G_{п.н}$, кг	80... 90	240	2	650	250	80	13	320	178	15,87	1,32... 1,4	7
Максимальная скорость V_{max} , км/ч	200	145	90	800	900	160	203	200	280	80,46	102	190
Крейсерская скорость $V_{кр}$, км/ч	180	100	70	750	800	140	167	180	260	-	55,44	170
Рабочая высота полета $H_{пол}$, км	2	-	0,25	10-12	-	2	1,5	-	-	-	1-2	0,5
Практический потолок $H_{практ}$, км	4,5	-	4	18	-	3	4,57	-	-	-	4,191	-
Дальность полета $L_{пол}$, км	720	-	40	7000	-	40	200	2778	926- 1200	-	10	30
Продолжительность полета $t_{пол}$, ч	-	-	4	10	-	0,5	7	-	-	-	4	-

* - приведен размах переднего крыла, а затем заднего.

Перспективные направления исследований по изучению характеристик ЛА замкнутой схемы

Перспективные направления исследований по изучению аэродинамических, весовых, жесткосных, а также летно-технических характеристик для ЛА замкнутой схемы представлены ниже.

1. Аэродинамика.

- установление параметров оптимального расположения передних и задних консолей замкнутого крыла с учетом влияния сопрягающей поверхности КАП;

- определение формы сопряжения консолей замкнутого крыла ЛА, позволяющей реализовать существенное уменьшение индуктивного сопротивления ЛА замкнутой схемы;

- исследование характера обтекания сопряжения консолей переднего и заднего консолей ЛА замкнутой схемы при различных формах сопрягающей поверхности КАП;

- определение возможности положительного влияния индуктивных вихрей передних и задних консолей замкнутой схемы на аэродинамические характеристики ЛА;

- определение динамических характеристик ЛА замкнутой схемы при различных режимах полета (набор высоты, крейсерский полет, снижение), при полете на критических и закритических углах атаки, а также в процессе сваливания, в зависимости от формы сопрягающей поверхности КАП;

- определение характера процесса сваливания и штопора ЛА замкнутой схемы и возможность выведения ЛА из штопора.

2. Аэроупругость.

- определение критической скорости флаттера.

3. Конструкция.

- определение конструкции стыка крыло-фюзеляж и КАП;

- поиск компоновочных решений для воплощения в реальных конструкциях рассмотренной схемы;

- оценка взлетно-посадочных хар-к (ВПХ) и ЛТХ с учетом принятых компоновочных решений по размещению шасси и силовой установки.

4. Прочность.

- определение влияния параметров сочлененного крыла на массу конструкции.

- вывод обобщенных критериев оценки совершенства конструкции за массовыми и аэродинамическими характеристиками (в зависимости от задач) и поиск оптимальных по этим критериям компоновок.

Компоновочные решения ЛА замкнутой схемы

Для решения вопросов аэродинамического совершенства замкнутой схемы путем определения характеристик расчетными и экспериментальными методами, предложены компоновочные решения ЛА данной схемы. На рис. 15 представлен проект одноместного ЛА замкнутой схемы.

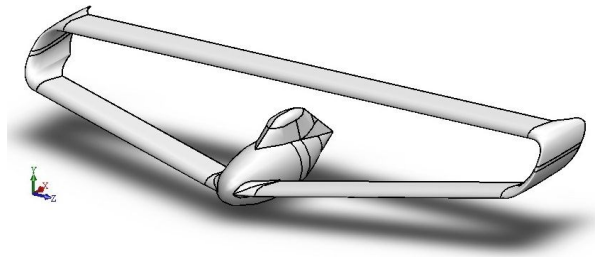


Рис. 15. Модель ЛА в SolidWorks (Украина)

Основные геометрические характеристики и ЛТХ ЛА Аватар: размах крыла $l_{кр} = 7,93$ м, длина $l = 2,91$ м, высота $h = 1,6$ м, площадь крыла $S_{кр} = 10,31$ м², вес полезной нагрузки $G_{п.н} = 80 \div 90$ кг, крейсерская скорость полета $V_{кр} = 180$ км/ч ИС (50 м/с ИС).

На рис. 16 представлен проект разведывательного БпЛА замкнутой схемы.

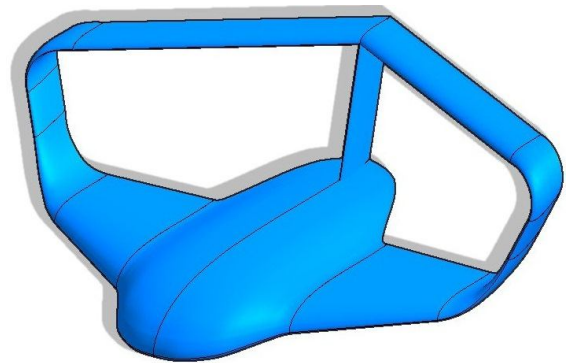


Рис. 16. Модель ЛА в КОМПАС (Украина)

Основные геометрические характеристики БпЛА: размах крыла $l_{кр} = 2$ м, длина $l = 1,38$ м, высота $h = 0,446$ м, площадь крыла $S_{кр} = 1,342$ м². ЛТХ зависят от мощности выбранной силовой установки и могут варьироваться.

Выводы

В работе рассмотрены аэродинамические схемы ЛА, проведена количественная и качественная оценка их преимуществ и недостатков. Показано, что для определенного типа ЛА некоторые недостатки являются не критическими и ими можно пренебречь при выборе аэродинамической схемы.

В ходе сравнительного анализа выявлена оптимальная аэродинамическая схема с точки зрения достижения высокой весовой и жесткосной эффективности, а также с точки зрения улучшения аэродинамических и ЛТХ.

Выполнен широчайший обзор и сравнительный анализ компоновочных решений ЛА замкнутой аэродинамической схемы за последнее 30 лет. Определены перспективные направления исследований по изучению аэродинамических, весовых, жесткосных, а также летно-технических характеристик для летательных аппаратов замкнутой схемы.

Предложены варианты оптимального компоновочного решения летательного аппарата замкнутой аэродинамической схемы, учитывая статистические данные существующих компоновочных решений.

Литература

1. Егер, С. М. Проектирование самолетов [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисенцев [и др.] ; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] : пер. с англ. / П. Бауэрс. – М. : Мир, 1991. – 320 с.
3. Кривохатко, І. С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.07.01 / Кривохатко Ілля Станіславович. – К. : НАУ, 2015. – 251 с.
4. Ligeti Stratos [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://thexhs.livejournal.com/10740.html>. – 30.05.2014.
5. Aircraft Sunny [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_Sunny. – 30.05.2014.
6. Innocon Microfalcon [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.innoconltd.com/?CategoryID=179&ArticleID=104>. – 30.05.2014.
7. Guizhou Soar Dragon [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/Guizhou_Soar_Dragon. – 30.05.2014.
8. AOK SpaceJet [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://thexhs.livejournal.com/16058.html>. – 30.05.2014.
9. Flynano - man was born to fly [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://flynano.com/>. – 30.05.2014.

10. Idintos [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.idintos.eu/>. – 30.05.2014.

11. RQ-6 Outrider [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/RQ-6_Outrider. – 30.05.2014.

12. Synergy Aircraft Synergy [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/Synergy_Aircraft_Synergy. – 30.05.2014.

13. Ikelos - complete report [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.dept.aoe.vt.edu/design/ikelos/CompleteReport.pdf>. – 30.05.2014.

14. Final Presentation on TUAV project and flight testing [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.colorado.edu/ASEN/UCAV/>. – 30.05.2014.

15. Mission Technologies Buster [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/buster.html>. – 30.05.2014.

16. Inverted joined wing scaled demonstrator programme [Text] / C. Galinski, J. Hajduk, M. Kalinowski, M. Wichulski, L. Stefanek // 29-th congress of international council of the aeronautical sciences, 7-12 Sept. 2014. – St. Peterburg, Russia, 2014. – P. 244-253.

17. Development of ULM prandtlplane aircraft and flight tests on scaled models [Text] / A. Frediani, E. Rizzo, V. Cipolla, I. Chiavacci, C. Bottoni, J. Scani, G. Jazzi // XIX CONGRESSO NAZIONALE AIDAA, 17-21 Sept. 2007. – Forli, Italy, 2007. – P. 252-261.

References

1. Eger, S. M., Mishin, V. F., Lisentsev, N. K. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Science Publ., 1983. 616 p.
2. Bauers, P. *Letatelnye apparaty netraditsionnykh skhem* [Aircrafts of non-traditional schemes]. Moscow, Mir Publ., 1991. 320 p.
3. Kryvokhatko, I. S. *Metod vyznachennya aerodynamichnykh kharakterystyk litalnogo aparata skhemy «tandem»*. Dys. ... kand. tekhn. nauk. [Determination Method of Tandem-scheme Aircraft Aerodynamic Characteristics. Diss. ... cand. tech. sci.]. Kyiv, National Aviation University Publ., 2015. 251 p.
4. Ligeti Stratos. Available at: <http://thexhs.livejournal.com/10740.html> (accessed 30.05.2014).
5. Aircraft Sunny. Available at: https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_Sunny (accessed 30.05.2014).
6. Innocon Microfalcon. Available at: <http://www.innoconltd.com/?CategoryID=179&ArticleID=104> (accessed 30.05.2014).
7. Guizhou Soar Dragon. Available at: https://en.wikipedia.org/wiki/Guizhou_Soar_Dragon (accessed 30.05.2014).
8. AOK SpaceJet. Available at: <http://thexhs.livejournal.com/16058.html> (accessed 30.05.2014).
9. Flynano - man was born to fly. Available at: <http://flynano.com/> (accessed 30.05.2014).
10. Idintos. Available at: <http://www.idintos.eu/>

(accessed 30.05.2014).

11. *RQ-6 Outrider*. Available at: https://ru.wikipedia.org/wiki/RQ-6_Outrider (accessed 30.05.2014).

12. *Synergy Aircraft Synergy*. Available at: https://en.wikipedia.org/wiki/Synergy_Aircraft_Synergy (accessed 30.05.2014).

13. *Ikelos - complete report*. Available at: <http://www.dept.aoe.vt.edu/design/ikelos/CompleteReport.pdf> (accessed 30.05.2014).

14. *Final Presentation on TUAV project and flight testing*. Available at: <http://www.colorado.edu/ASEN/UCAV/> (accessed 30.05.2014).

15. *Mission Technologies Buster*. Available at: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/buster.html> (accessed 30.05.2014).

16. Galinski, C., Hajduk, J., Kalinowski, M., Wichulski, M., Stefanek, L. Inverted joined wing scaled demonstrator programme. *29-th congress of international council of the aeronautical sciences*, St. Petersburg, Russia, 7-12 Sept. 2014, pp. 244-253.

17. Frediani, A., Rizzo, E., Cipolla, V., Chiavacci, I., Bottoni, C., Scanu, J., Iezzi, G. Development of ULM prandtlplane aircraft and flight tests on scaled models. *XIX congresso nazionale AIDAA*, Forli, Italy, 17-21 Sept. 2007, pp. 252-261.

Поступила в редакцію 30.05.2016, рассмотрена на редколлегии 14.06.2016

ПЕРСПЕКТИВНІ НАПРЯМКИ ДОСЛІДЖЕНЬ З ВИВЧЕННЯ ВАГОВИХ, ЖОРСТКІСНИХ, АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЗАМКНЕНОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ

О. О. Хоминич, К. О. Предаченко

Дана оцінка переваг і недоліків існуючих аеродинамічних схем літальних апаратів (ЛА). Виявлена оптимальна аеродинамічна схема з точки зору досягнення високої вагової і жорсткісної ефективності, а також з точки зору поліпшення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик (ЛТХ). Дана оцінка щодо застосування замкнутої схеми при створенні легких безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Проведено найширший огляд і порівняльний аналіз компоувальних рішень ЛА замкнутої схеми. Визначено перспективні напрямки досліджень по вивченню аеродинамічних, вагових, жорсткісних, а також льотно-технічних характеристик для ЛА замкнутої схеми. Запропоновано варіанти оптимальних компоувальних рішень ЛА замкнутої аеродинамічної схеми, з огляду на статистичні дані існуючих компоувальних схем.

Ключові слова: аеродинамічна схема, літальний апарат замкнутої схеми, компоувальне рішення, аеродинамічні характеристики, ЛТХ.

FUTURE DIRECTIONS STUDIES ON WEIGHTS, RIGIDITY, AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND AIRCRAFT PERFORMANCE OF THE CLOSED WING AIRCRAFTS

O. O. Khominych, K. O. Predachenko

Assessed the evaluated advantages and disadvantages of existing aircraft aerodynamic schemes. It has detected optimal aerodynamic schemes from the point of view achievements hate weight and rigidity of the effectiveness, as well as from the point of view of aircraft performance. Assessed the evaluated about of application closed wing aircraft with the establishment of light drone aircraft. Was held a wide overview and comparative analysis of the layout decisions closed wing aircraft. Were identified perspective areas of research for the study of aerodynamics, weight, rigidity and performance characteristics for the closed wing aircraft. The variants were optimal layout decisions closed wing aircraft, given existing statistical data layout schemes.

Keywords: aerodynamic scheme, closed wing aircraft, layout decision, aircraft performance.

Хоминич Олег Александрович – аспирант кафедры приборов и систем управления летательными аппаратами, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: oleg.khominich@gmail.com.

Предаченко Константин Олегович – аспирант кафедры приборов и систем управления летательными аппаратами, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: thexhs@gmail.com.

Khominych Oleh Aleksandrovich – PhD student of Dept. of Aircraft Control Devices and System, National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnic Institute”, Kiev, Ukraine. e-mail: oleg.khominich@gmail.com.

Predachenko Konstantin Olegovich – PhD student of Dept. of Aircraft Control Devices and System, National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnic Institute”, Kiev, Ukraine. e-mail: thexhs@gmail.com.