

DEVELOPMENT OF A FLYING LABORATORY BASED ON A LUNG UNMANNED AERIAL VEHICLE

Yu. V. Zinenkov ^{1a}, V. I. Kondratyuk ^{1a}, S. P. Aksenov ^{1b}, I. M. Golev ^{1c}, A. V. Kovalev ^{2d}

¹ Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin"

² Voronezh State University

^a yura2105@mail.ru, ^b aksenov18@yandex.ru, ^c imgolev@gmail.com, ^d kav-mail@mail.ru

Submitted 2022, March 31

Abstract. The article presents the stages of creating a flying laboratory for the study of power plants based on a light unmanned aerial vehicle from the development of a layout to the manufacture of a glider. At the same time, a description of three developed variants of unmanned aerial vehicles is given and the calculated aerodynamic characteristics of the airframe, traction and economic characteristics of the power plant and trajectory flight parameters are demonstrated. At the airframe design stage, technological operations and materials used for the manufacture of its main elements are disclosed, as well as images of some technological stages of assembly are presented.

Keywords: flying laboratory; unmanned aerial vehicle; power plant; aircraft engine; thrust; airframe; fuselage; wing.

РАЗРАБОТКА ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ НА БАЗЕ ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю. В. Зиненков ^{1a}, В. И. Кондратюк ^{1a}, С. П. Аксенов ^{1b}, И. М. Голев ^{1c}, А. В. Ковалев ^{2r}

¹ ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

² Воронежский государственный университет

^a yura2105@mail.ru, ^b aksenov18@yandex.ru, ^c imgolev@gmail.com, ^r kav-mail@mail.ru

Поступила в редакцию 31.03.2022

Аннотация. Представлены этапы создания летающей лаборатории для исследования силовых установок на базе легкого беспилотного летательного аппарата от разработки макета до изготовления планера. При этом приведено описание трех разработанных вариантов беспилотных летательных аппаратов и продемонстрированы расчетные аэродинамические характеристики планера, тягово-экономические характеристики силовой установки и траекторные параметры полета. На этапе конструирования планера раскрыты технологические операции и применяемые материалы для изготовления его основных элементов, а также представлены изображения некоторых технологических этапов сборки.

Ключевые слова: летающая лаборатория; беспилотный летательный аппарат; силовая установка; авиационный двигатель; тяга; планер; фюзеляж; крыло.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ развития авиационной техники в мире показывает, что беспилотные летательные аппараты (БПЛА) все больше находят применение в различных секторах экономики при решении широкого спектра задач. Не исключением является и наша страна, авиационная отрасль которой, на фоне некоторого отставания в данном направлении и возрастающей потребности в БПЛА различного назначения, ведет активные работы по их созданию.

В любом летательном аппарате (ЛА), одним из самых важных элементов является его силовая установка (СУ). Для разрабатываемых в нашей стране полноразмерных самолетов и вертолетов СУ, как правило, оснащаются двигателями отечественного производства, которые либо существуют, либо их создание запланировано. Этому способствует имеющийся богатый опыт разработки таких двигателей в конструкторских бюро и промышленности. Что касается БПЛА, то для их СУ требуются авиационные двигатели (АД) меньших размерностей и разных типов, которые ранее не применялись в отечественной авиации. Для доказательства сказанного, в табл. 1 представлены основные данные БПЛА, разрабатываемых в России, которые наглядно демонстрируют разнообразие типов АД, применяемых в их СУ, а именно: электрический двигатель (ЭД), гибридная СУ (поршневой двигатель (ПД) в совокупности с ЭД), ПД, турбовинтовой двигатель (ТВД), двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) [1]. Следует сказать, что это еще не все разнообразие типов гибридных СУ, которое применяется на БПЛА отечественного производства [2]. Также из представленных параметров можно увидеть многократное различие размерности применяемых АД, что в свою очередь, значительно расширяет их потребную линейку.

Отметим, что ранее отечественные производители не имели опыта создания таких СУ для авиации и других сложных технических изделий, поэтому компетенций в данной области не хватает, чтобы необходимые производства наладить в требуемые сроки. Итогом такого положения дел становится повсеместное использование на БПЛА СУ с двигателями иностранного производства, что в условиях недобросовестной кооперации со стороны партнеров, значительно повышает риски создания разрабатываемого проекта, приводя к затягиванию сроков выполнения и повышению итоговой стоимости.

Таблица 1. Характеристики БПЛА, разрабатываемых в России

Название БПЛА	ZALA-421-08	ZALA-421-16E5G	Форпост	Орион	Гелиос	Альтиус	Охотник
Тип двигателя	ЭД	ПД + ЭД	ПД	ПД	ТВД	2 × ПД	ТРДД
Мощность, л.с (Тяга, кН)	–	–	85	115	–	2 × 800	125,5
Масса максимальная, кг	2,5	30	450	1200	4000	5000	20000
Размах крыла, м	0,81	4,64	8,6	16,0	30,0	28,5	19,1
Скорость полета макс., км/ч	130	140	200	200	500	330	1100
Потолок, км	4	4	6	7	11	12	11
Дальность полета, км	170	1200	400	800	6000	10000	7000
Продолжительность полета, ч	1,5	12	18	24	30	48	4

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод о необходимости создания в нашей стране комплексной научно-технической базы для разработки, создания и серийного производства различных типов СУ для БПЛА с отечественными АД широкой линейки мощности (тяги). Поэтому научные задачи, решаемые в этой области, следует считать актуальными.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Известно, что одним из наиболее важных этапов создания АД является этап испытаний. Испытания проводятся сначала на наземных стендах, затем в полете, на летающих лабораториях (ЛЛ). Для испытания полноразмерных АД в нашей стране разработан ряд ЛЛ [3–5], которые повсеместно используются по назначению. Вдобавок к существующим ЛЛ, Центральным институтом авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, в тесной кооперации с промышленностью, создана ЛЛ для демонстрации критических технологий гибридных СУ на базе самолета Як-40 [6].

Все описанные выше ЛЛ рассчитаны на испытание авиационных СУ больших размерностей (мощностью от 400 кВт), в то время как для легких и сверхлегких БПЛА, требуются СУ с мощностью от нескольких Вт. Использовать ЛЛ на базе полноразмерных самолетов для исследований характеристик СУ с малоразмерными АД в полете либо нецелесообразно, либо технически невозможно.

В связи с этим, перед коллективом авторов поставлена научно-практическая задача по разработке и созданию на базе легкого БПЛА ЛЛ для проведения исследований характеристик и демонстраций технологий авиационных СУ различных типов в полете.

ЭТАП РАЗРАБОТКИ 3D-МОДЕЛЕЙ БПЛА

Разработка БПЛА для ЛЛ началась с создания его макета, изображенного на рис. 1. Из данного рисунка видно, что планер БПЛА имеет нормальную аэродинамическую схему с V-образным хвостовым оперением (ХО). Особенностью данного БПЛА является то, что для обеспечения его устойчивости при разных вариантах крепления АД, предусмотрено съемное переднее горизонтальное оперение (ПГО).

Далее, для обеспечения проведения исследований при разных вариантах крепления АД и учета интерференции элементов СУ и планера БПЛА, разработаны 3 варианта его аэродинамической компоновки. На рис. 2 продемонстрированы 3D-модели полученных вариантов, которые в сравнении с макетом (см. рис. 1), имеют измененное расположение крыла и ПГО на фюзеляже, что обусловлено повышением требований к технологичности при сборке планера и использования внутренних объемов.



Рис. 1. Макет разрабатываемого БПЛА

Опишем возможности представленных вариантов БПЛА. Вариант, показанный на рис. 2, а («БПЛА 1»), обеспечивает использование двухдвигательной СУ БПЛА с крыльевым расположением одинаковых двигателей. При этом предусмотрено использование съемного ПГО для компенсации момента, возникающего при отсутствии двигателя в хвостовой части

фюзеляжа. В такой компоновке планируется выполнять полеты для демонстрации новых технологий авиационных СУ различных схем с разными типами и конструкциями двигателей, с учетом интерференции СУ и крыла.

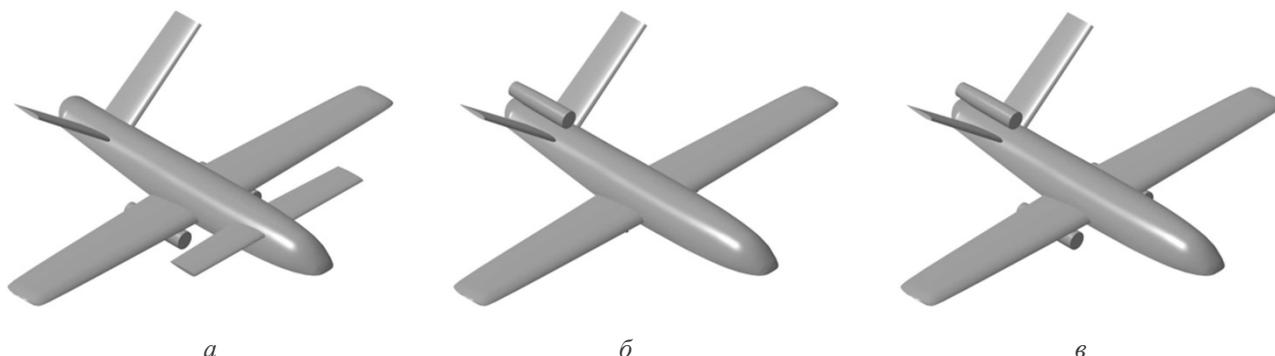


Рис. 2. 3D-модели разрабатываемого БПЛА

Вариант, показанный на рис. 2, б («БПЛА 2»), обеспечивает использование однодвигательной СУ БПЛА с фюзеляжным расположением двигателя. При этом для обеспечения балансировки самолета съемное ПГО можно демонтировать. В такой компоновке планируется выполнять полеты для демонстрации новых технологий авиационных СУ на базе малоразмерных ГТД прямой реакции, с учетом интерференции СУ, фюзеляжа и V-образного хвостового оперения.

Вариант, показанный на рис. 2, в («БПЛА 3»), обеспечивает использование трехдвигательной СУ БПЛА с фюзеляжным расположением одного двигателя и крыльевым расположением двух одинаковых двигателей. При этом, для обеспечения балансировки планера, съемное ПГО также можно демонтировать. В такой компоновке планируется выполнять полеты для проведения исследований характеристик малоразмерных ГТД с фюзеляжным расположением по разным программам, с учетом интерференции СУ, фюзеляжа и V-образного хвостового оперения. Дополнительно данный вариант обеспечит проведение исследований характеристик и демонстрации новых технологий гибридных СУ различных схем, с учетом интерференции воздушного винта (ВВ), крыла и фюзеляжа. Для этого в хвостовой части фюзеляжа размещается двигатель с целью выработки механического крутящего момента для энергоустановки, питающей электроэнергией маршевые ЭД с ВВ, расположенные в пилонах под крылом БПЛА.

Таким образом, разработанный для ЛЛ БПЛА, имеет адаптивную конструкцию планера, позволяющую его конфигурировать под требуемые задачи исследований. Такая конструкция является универсальной платформой для размещения СУ различных типов, за счет узлов крепления АД на крыле и фюзеляже, съемного ПГО и использования источников энергии разных типов.

В итоге, ЛЛ на базе легкого БПЛА может обеспечить проведение летных исследований и демонстрации технологий СУ следующих:

- а) типов:
 - на базе малоразмерных турбореактивных двигателей (ТРД);
 - на базе ПД с воздушным винтом;
 - на базе ЭД с воздушным винтом;
 - гибридных.
- б) конструкционных схем:
 - однодвигательную;
 - двухдвигательную;

- трехдвигательную.
- в) источников энергии:
 - керосин;
 - бензин;
 - водород;
 - аккумулятор.

РАСЧЕТНЫЙ ЭТАП СОЗДАНИЯ БПЛА

На следующем этапе работы проведены расчетно-теоретические исследования для определения аэродинамических характеристик (АХ) разрабатываемого БПЛА, тягово-экономических характеристик его СУ и траекторных параметров движения при выполнении типового полетного задания. Расчеты проведены для варианта «БПЛА 2» с СУ на базе малоразмерного ТРД.

Продемонстрированные на рис. 3 АХ разрабатываемого БПЛА, рассчитаны с использованием инструментально-программного комплекса «Самолет–двигатель» (ИПК СД) [7] по реализованной в нем инженерной методике Н. А. Гриценко и Е. Д. Икрянникова [8].

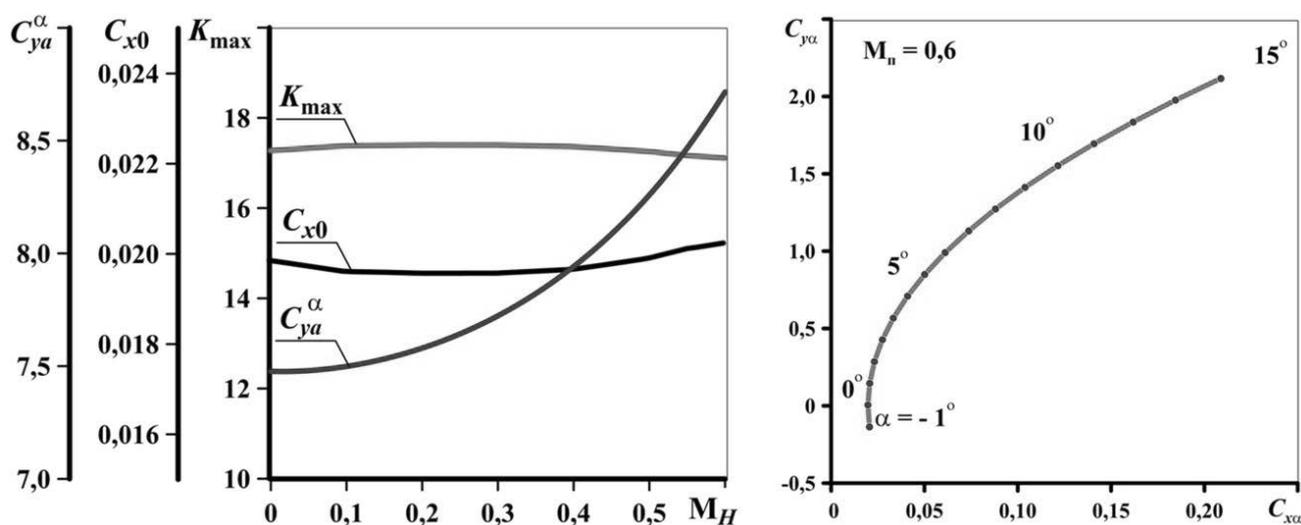


Рис. 3. Аэродинамические характеристики разрабатываемого БПЛА

Анализ полученных АХ показывает, что разрабатываемый БПЛА в эксплуатационном диапазоне скоростей полета ($M_H = 0,1 \div 0,4$) имеет высокие значения производной коэффициента подъемной силы по углу атаки C_{ya}^α и низкие значения коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x0} . Это, в свою очередь, обеспечивает высокое максимальное аэродинамическое качество K_{max} , что технически достигается применением прямоугольного крыла большого удлинения.

На следующем этапе расчетно-теоретических исследований для получения характеристик СУ и параметров движения БПЛА в качестве инструмента использовался авторский программный продукт «Комплексная математическая модель летательного аппарата» (КММЛА) [9]. На рис. 4 продемонстрированы рассчитанные с его помощью высотно-скоростные характеристики (ВСХ) СУ на режиме работы (РРД) «Максимал» для высот полета H_n равных: 0, 2, 4 и 6 км. Из графиков видно, что качественное протекание ВСХ классически характерно для ТРД, как по тяге P , так и по удельному расходу топлива $C_{уд}$. При этом взлетная тяга $P = 0,25$ кН, а $C_{уд} = 0,115$ кг/(Н·ч).

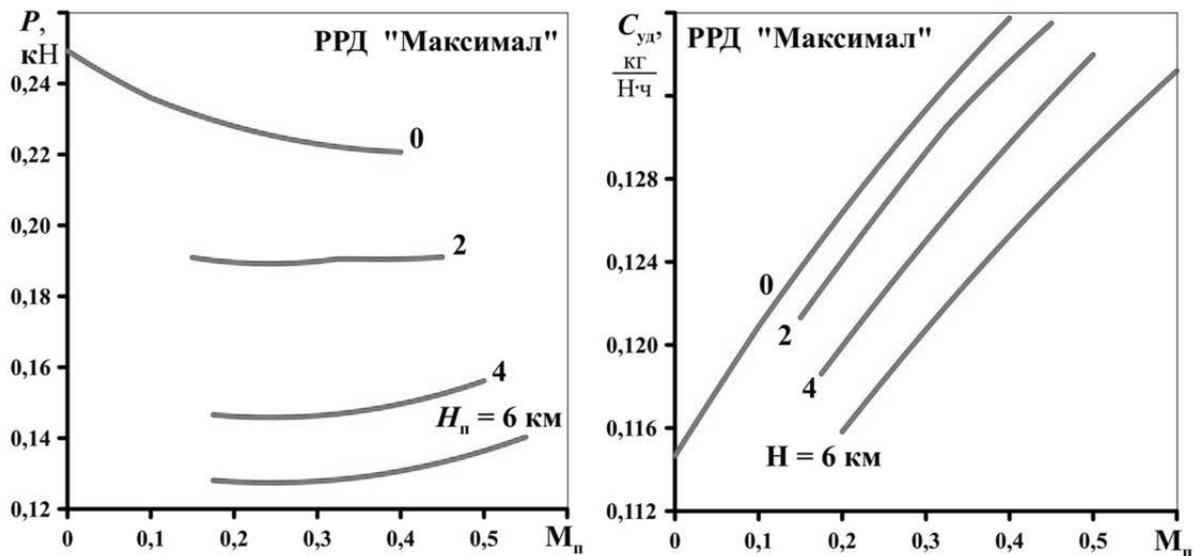


Рис. 4. Высота-скоростные характеристики силовой установки разрабатываемого БПЛА

На расчетных дроссельных характеристиках (ДХ) СУ разрабатываемого БПЛА (рис. 5), наблюдается ярко выраженная «ложка», что, в свою очередь, также качественно демонстрирует характерное протекание ДХ для ТРД, имеющего высокую скорость истечения газа из сопла, что вызывает снижение полетного КПД, в сравнении с ТРДД.

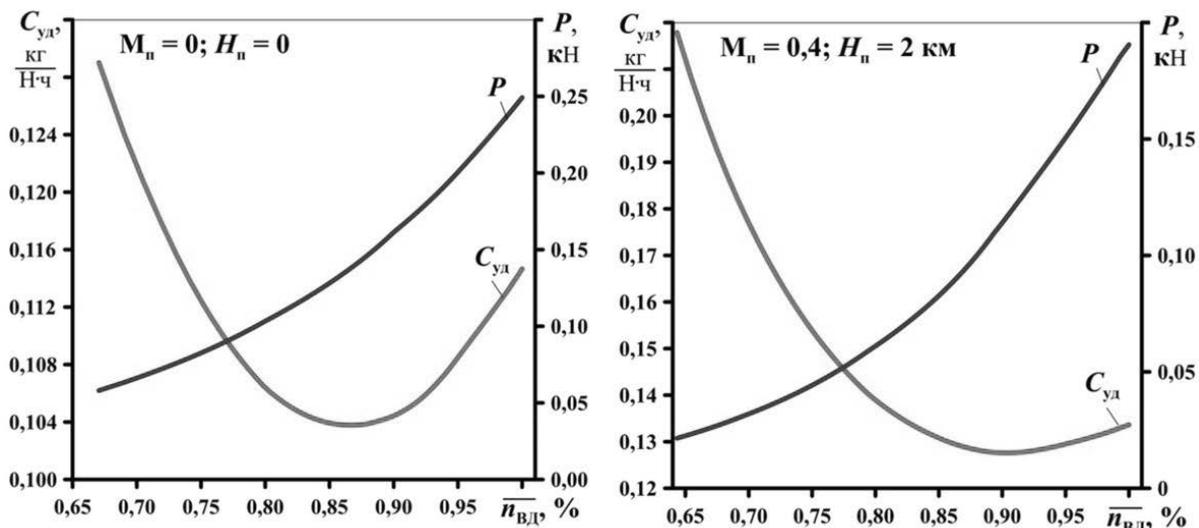


Рис. 5. Дроссельные характеристики силовой установки разрабатываемого БПЛА

После расчета СУ, по методике Г. Я. Матвиева и Н. А. Свиридова [10], реализованной в блоке динамики полета КММЛА, рассчитаны траекторные параметры (рис. 6) разрабатываемого БПЛА по типовой программе полета (для обеспечения расчетов блоком динамики полета КММЛА, в нее были импортированы рассчитанные ранее АХ в ИПК СД).

Отметим, что методических рекомендаций по формированию программ полета для таких БПЛА в настоящее время нет, поэтому авторами, на основе экспертного анализа, была сформирована типовая программа с необходимыми условиями выполнения и завершения этапов

полета. Данная программа полета, состоящая из пяти участков: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка, характерна БПЛА, предназначенным для выполнения задач разведки, наблюдения, мониторинга и т.п.

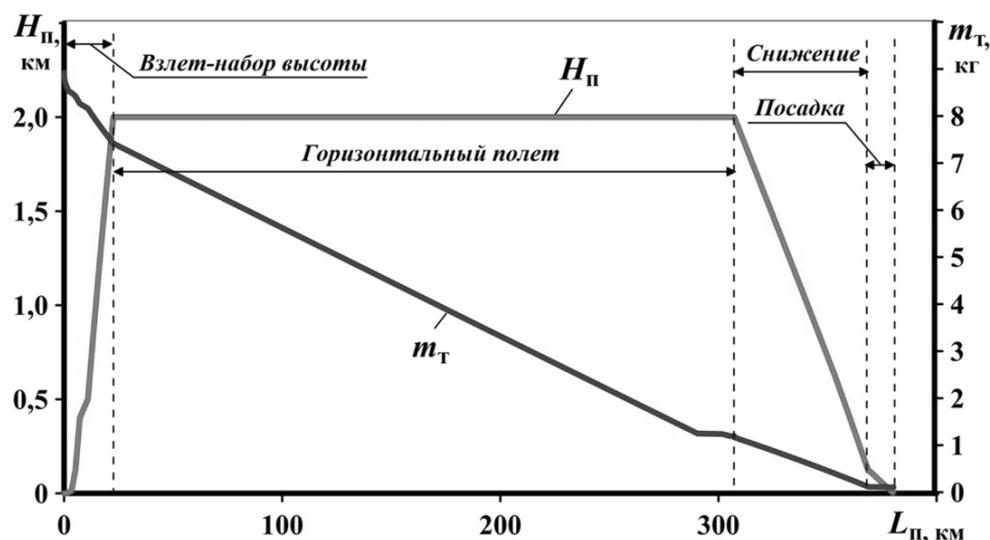


Рис. 6. Траекторные параметры разрабатываемого БПЛА

Анализ полученных траекторных параметров показывает, что расчет по всем участкам полета качественно дает физический результат, подтверждаемый характером изменения значений продемонстрированных зависимостей параметров $H_{п}$ и массы топлива на борту $m_{т}$ от дальности полета БПЛА $L_{п}$. При этом шаг интегрирования на участках взлета, набора высоты и снижения составлял 10 с, прямолинейного горизонтального полета – 30 с, а точность сведения результата по $H_{п}$ – 1 м, по M_H – 0,001 и по $m_{т}$ – 1 кг.

В итоге, разрабатываемый вариант «БПЛА 2» с СУ на базе малоразмерного ТРД по сформированной программе за 1,8 ч может преодолеть дистанцию 380 км, потратив на весь полет 8 кг топлива. Этот расчет принят за базовый вариант, который в дальнейшем планируется использовать для проведения оптимизационных исследований методом непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации по разработанной авторами методике [11].

Основные параметры разрабатываемого БПЛА в трех предлагаемых вариантах сведены в табл. 2. Здесь необходимо отметить, что для вариантов «БПЛА 1» и «БПЛА 3» значения траекторных параметров (скорость, дальность, продолжительность) оценочные, так как расчеты в настоящее время не выполнены.

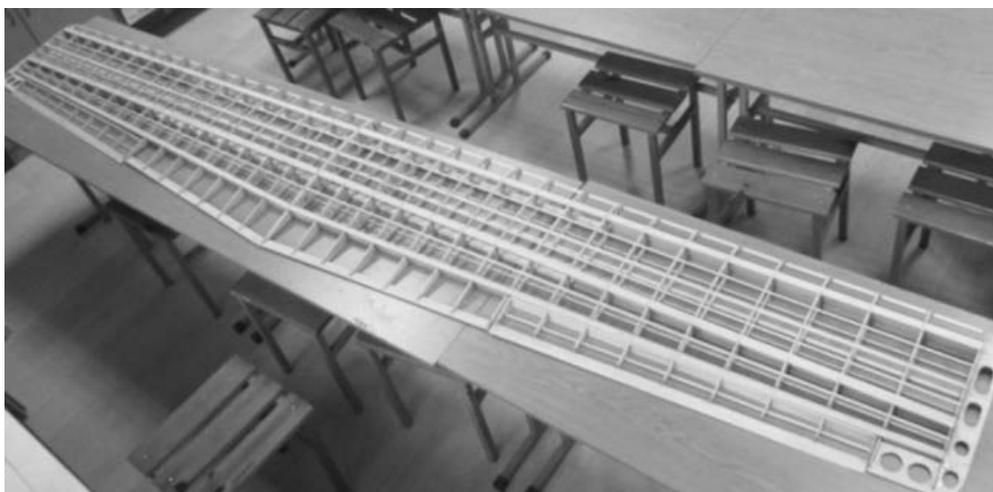
ЭТАП КОНСТРУИРОВАНИЯ ПЛАНЕРА БПЛА

На следующем этапе работы выполнено конструктивное проектирование и конструирование планера разрабатываемого БПЛА. Для теоретического понимания возникающих в ходе работы вопросов, проанализированы источники литературы по авиамоделированию и, из всего их многообразия, выбрана работа О. К. Гаевского, в которой наиболее полно описаны все процессы создания ЛА, включая применяемые материалы [12].

Таблица 2. Основные параметры разрабатываемого БПЛА в трех вариантах

Вариант БЛА	«БПЛА 1»	«БПЛА 2»	«БПЛА 3»
Первый полет	2022	2024	–
Тип двигателя	2 × ЭД	ТРД	ГСУ
Тяга, кг	2 × 9	25	–
Масса максимальная, кг	100	100	100
Масса планера, кг	26	26	26
Масса ПН, кг	10	10	10
Размах крыла, м	3,9	3,9	3,9
Длина фюзеляжа, м	2,9	2,9	2,9
Скорость полета максимальная, км/ч	200	300	200
Скорость полета крейсерская, км/ч	130	230	130
Потолок, км	5	5	5
Дальность полета, км	400	380	400
Продолжительность полета, ч	4	1,8	4

При проектировании БПЛА выполнены двухмерные чертежи всех конструктивных элементов планера ручным способом в масштабе 1:1. После проектирования планера, приступили к его изготовлению, начиная с крыла БПЛА, силовой каркас которого показан на рис. 7.

**Рис. 7.** Силовой каркас крыла разрабатываемого БПЛА

В состав крыла входит 35 нервюр, изготовленных из авиационной фанеры 4 мм, за исключением корневых и фюзеляжных, выполненных из двойной фанеры по 4 и 6 мм соответственно. Дополнительно фюзеляжные нервюры усилены дюралевым уголком, закрепленным к шпангоутам центроплана, это выполнено для повышения прочности при восприятии нагрузок от крыла и основных опор шасси. Стрингеры изготовлены из липы. Все элементы продольного и поперечного силового набора соединены между собой с помощью эпоксидного клея, а пространство, заключенное между ними, для максимального соотношения прочности и веса конструкции крыла, закрыто бальзой (рис. 8).



Рис. 8. Правое полукрыло разрабатываемого БПЛА

По такой же технологии изготовлен силовой каркас фюзеляжа БПЛА. Здесь следует отметить одну особенность этапа проектирования. Чертеж фюзеляжа выполнен следующим образом: вид сверху и вид сбоку, имеющие одну ось симметрии наложены друг на друга, что позволило нанести все необходимые размеры в одной проекции, как в трехмерном чертеже и, при масштабе 1:1, использовать его как трафарет при сборке. На рис. 9 продемонстрирован этот чертеж с разложенными шпангоутами перед сборкой силового каркаса.

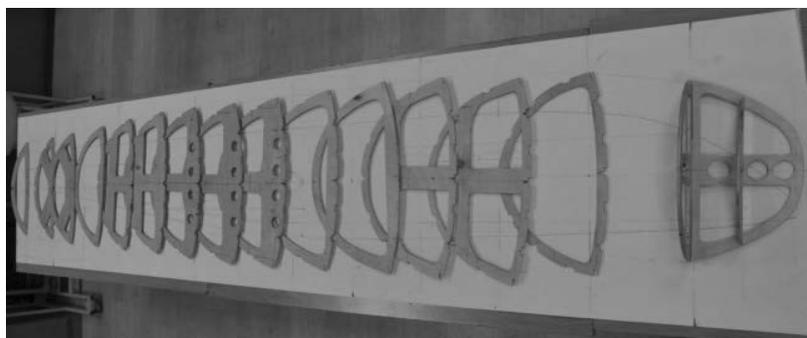


Рис. 9. Чертеж фюзеляжа разрабатываемого БПЛА с разложенными шпангоутами

На рис. 10 изображен собранный силовой каркас фюзеляжа разрабатываемого БПЛА, состоящий из 17 фанерных шпангоутов и 13 стрингеров из липы. При сборке силовых элементов фюзеляжа применена технология, позволяющая выполнять работы без стапеля, что в значительной мере повышает технологичность процесса. В процессе сборки использовались 2-метровые резьбовые шпильки, которые позволяют надежно фиксировать все сборочные элементы, обеспечивая выполнение всех операций одному сборщику.

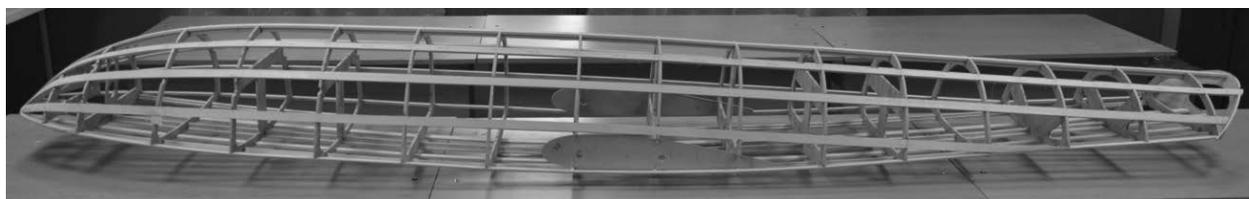


Рис. 10. Силовой каркас фюзеляжа разрабатываемого БПЛА

В отличие от крыла, пространство, заключенное между продольным и поперечным набором силовых элементов фюзеляжа, заполнено пенопластом, что обусловлено лучшей ремонтно-пригодностью при достаточной прочности и минимальном весе конструкции (рис. 11). Таким же образом изготовлено съемное переднее горизонтальное и ХО.



Рис. 11. Обшивка силового каркаса фюзеляжа разрабатываемого БПЛА

В крыле, ПГО и ХО в качестве продольного силового набора дополнительно установлены трубчатые лонжероны диаметром 16 мм, которые также используются для крепления к фюзеляжу. На рис. 11 видны технологические места крепления этих элементов. Само крепление осуществляется с помощью винтовых соединений, что обеспечивает высокую технологичность при сборке планера в разных конфигурациях под требуемые задачи в процессе эксплуатации БПЛА.

После сборки элементов и заполнения пространства между силовыми наборами, их поверхности покрыты стеклотканью, пропитанной эпоксидной смолой, затем на них нанесены слой грунтовки и 2 слоя краски.

Разрабатываемый БПЛА имеет неубирающееся шасси трехопорной схемы с передней опорой. При этом основные опоры выполнены из пластины от рессоры автомобиля УАЗ, а передняя опора сконструирована самостоятельно из подручных материалов и элементов.

Для использования источников энергии разного типа на борту разработанного БПЛА в конструкции фюзеляжа предусмотрен специальный технический отсек для размещения съемного топливного бака с жидкими типами топлива и аккумуляторов, продемонстрированный на рис. 12.



Рис. 12. Планер разрабатываемого БПЛА с техническим отсеком

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В завершении данного этапа работы можно сделать следующие выводы:

1. На базе легкого БПЛА разработана ЛЛ, предназначенная для проведения исследований характеристик и демонстрации технологий авиационных СУ различных схем, с различными типами и конструкциями АД, в полете, с учетом типа источника энергии и интерференции элементов СУ и планера в различных аэродинамических компоновках.

2. Сформированы три варианта аэродинамических конфигураций планера разрабатываемого БПЛА для расширения функционала исследований.
3. Проведен ряд расчетных исследований с получением АХ планера, ВСХ и ДХ СУ, формированием программы полета и вычислением траекторных параметров движения БПЛА.
4. Произведено конструирование планера разрабатываемого БПЛА, масса которого составила 26 кг, из которых 7 кг – грунтовка и краска.
5. В дальнейшем планируется оснащение планера варианта «БПЛА 1» двумя ЭД и необходимым оборудованием для выполнения первого полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Википедия.** Свободная энциклопедия. [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org> (дата обращения 23.02.2022). [*Wikipedia. Free Encyclopedia* (2022, Feb. 23), [Online]. Available: <https://ru.wikipedia.org>]
2. **Финкельберг Л. А.** Беспилотная перспектива: какими будут отечественные двигатели для БПЛА. [Электронный ресурс]. URL: <https://ciam.ru/press-center/interview/bespilotnaya-perspektiva-kakimi-budut-otechestvennye-dvigateli-dlya-bpla/> (дата обращения 24.02.2022). [L. A. Finkel'berg (2022, Feb. 24), "Unmanned perspective: what will be the domestic engines for the UAV" [Online], (in Russian). Available: <https://ciam.ru/press-center/interview/bespilotnaya-perspektiva-kakimi-budut-otechestvennye-dvigateli-dlya-bpla/>]
3. **Летающая лаборатория для испытания газотурбинных двигателей / Б. Б. Коровин [и др.] // Патент СССР, Авт. серт. № 1387627.** Опубл. 15.12.1991. Бюл. № 46. [В. В. Korovin, et al., "Flying laboratory for testing gas turbine engines", Patent USSR, Certificate of authorship 1387627, 1991.]
4. **Доброскоков А. Л., Степанов Г. В., Козлов И. В.** Летающая лаборатория // Патент РФ № 2233771. Опубл. 10.08.2004. [A. L. Dobroskokov, G. V. Stepanov, I. V. Kozlov, "Flying laboratory", Patent RF 2233771, 2004.]
5. **Тихонов В. Н., Островорова Ю. Г.** Многофункциональная летающая лаборатория на базе транспортного самолета // Патент РФ № 2734170. Опубл. 13.10.2020. Бюл. № 29. [V. N. Tikhonov, Yu. G. Ostrovzorova, "Multifunctional testbed aircraft (MFTA) based on transport aircraft", Patent RF 2734170, 2020.]
6. **Заквасин А., Комарова Е.** Достигнуты серьезные результаты: как в России разрабатывается гибридный авиационный двигатель. [Электронный ресурс]. URL: <https://russian.rt.com/russia/article/829063-gibridnyi-dvigatel-elektromotor> (дата обращения 24.02.2022). [A. Zakvasin, E. Komarova (2022, Feb. 24), "Serious results have been achieved: how a hybrid aircraft engine is being developed in Russia" [Online], (in Russian). Available: <https://russian.rt.com/russia/article/829063-gibridnyi-dvigatel-elektromotor>]
7. **Луковников А. В.** Формирование технического облика силовых установок ЛА // Полёт. 2007. № 7. С. 28–38. [A. V. Lukovnikov, "The formation of the technical appearance of the power plants of aircraft", (in Russian), in *Polet*, no. 7, pp. 28-38, 2007.]
8. **Гриценко Н. А., Икрянников Е. Д.** Расчет аэродинамических характеристик ЛА. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994. 259 с. [N. A. Gricenko, E. D. Ikryannikov, Calculation of the aerodynamic characteristics of the aircraft, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 1994.]
9. **Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Черкасов А. Н.** Оптимизация параметров рабочего процесса ТРДД высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19, № 1 (67). С. 13–21. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, A. N. Cherkasov, "Optimization of the working process parameters of the turbojet engine of a high-altitude unmanned aerial vehicle", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 19, no. 1 (67), pp.13-21, 2015.]
10. **Матвиев Г. Я., Свиридов Н. А.** Динамика полета. Расчет летных характеристик самолета. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2004. 40 с. [G. Ya. Matviev, N. A. Sviridov, *Flight dynamics. Calculation of aircraft flight characteristics*, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2004.]
11. **Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Слинко М. Б.** Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полет. 2016. № 2–3. С. 66–80. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, M. B. Slinko, "Methodology for the formation of the technical appearance and evaluation of the effectiveness of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle", (in Russian), in *Polet*, no. 2-3, pp. 66-80, 2016.]
12. **Гаевский О. К.** Авиамоделирование. М.: Патриот, 1990. 408 с. [O. K. Gaevskij, *Aeromodelling*, (in Russian). Moscow: Patriot, 1990.]

ОБ АВТОРАХ

- ЗИНЕНКОВ Юрий Владимирович**, докторант каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2011). Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2016). Иssl. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.
- КОНДРАТЮК Валерий Иванович**, нач. отд. лаб. каф. авиац. двигателей. Дипл. техник по эксплуатации самолетов и двигателей (Васильковское ВАТУ, 1988). Проектирование и конструирование БПЛА.
- АКСЕНОВ Станислав Петрович**, проф. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (МАИ, 1962). Д-р. техн. наук по ракетным. двиг. (ВГТУ, 1992). Иssl. в обл. прочности авиац. и ракетных двигателей.

ГОЛЕВ Игорь Михайлович, ст. науч. сотр. НИЦ. Дипл. инж. (ВПТИ, 1980). Д-р физ.-мат. наук по физике конденсированного состояния (ВГУ, 2002). Иссл. в обл. физических процессов, протекающих в сверхпроводниках.

КОВАЛЕВ Алексей Викторович, зав. каф. механики и компьютерного моделирования. Дипл. инж. (ВГУ, 1993). Д-р физ.-мат. наук по мех. деф. тв. тела (ВГУ, 2006). Иссл. в обл. неоднородных упруговязкопластических задач механики деформируемого твердого тела.

ZINENKOV, Yuriy Vladimirovich, doctoral student, Dept. of Aircraft engines. Dipl. Eng. (VUNC VVS "VVA", 2011). Cand. of Tech. Sci. (VUNC VVS «VVA», 2016)

KONDRATYUK, Valeryii Ivanovich, head of laboratory department, Dept. of Aircraft engines. Dipl. aircraft and engine maintenance technician (Vasilkovkoe VATU, 1991).

AKSENOV, Stanislav Petrovich, Prof., Dept. of Aircraft engines. Dipl. Eng. (MAI, 1962). Dr. of Tech. Sci. (VGTU, 1992).

GOLEV, Igor Mihajlovich, Senior Researcher Scientific research center. Dipl. Eng. (VPТИ, 1980). Dr. of Tech. Sci. (VГУ, 2002).

KOVALEV, Aleksej Viktorovich, Head of the Dept. of Mechanics and Computer Modeling. Dipl. Eng. (VГУ, 1993). Dr. of Phis.-Math. Sci. (VГУ, 2006).

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 2 (96), pp. 41-52, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).