

УДК 621.452.322

ФОРМИРОВАНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ УДАРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЭКРАНОПЛАНА

Ю. В. Зиненков¹, И. И. Орлов²

¹yura2105@mail.ru, ²goga.orlive95@gmail.com

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

Поступила в редакцию 12.06.2020

Аннотация. Согласно разработанной авторами методике формирование облика силовой установки беспилотного летательного аппарата включает в себя поэтапное определение аэродинамических и габаритно-массовых характеристик планера, дроссельных, высотно-скоростных и удельно-массовых характеристик силовой установки, их интеграцию при моделировании полетного задания с определением траекторных параметров движения и летно-технических характеристик беспилотного летательного аппарата и их последующую оптимизацию. В статье приведены постановка задачи оптимизации, ее решение и анализ полученных результатов проведенного исследования для нескольких схем двигателей в составе силовой установки ударного беспилотного экраноплана при заданных требованиями параметрах.

Ключевые слова: беспилотный экраноплан; оптимизационные исследования; математическое моделирование; предварительный технический облик.

ВВЕДЕНИЕ

Экранопланы – летательные аппараты (ЛА), использующие в полете эффект увеличения аэродинамического качества за счет близости экрана (поверхности земли, воды и т. п.). Данное явление было открыто учеными еще в 20-х гг. XX в. на этапах взлета и посадки ЛА и получило название «экранный эффект». Оно обусловлено тем, что с приближением к экрану увеличивается подъемная сила крыла (при условии, что вдали от экрана коэффициент подъемной силы $C_y < 25$) за счет дополнительного повышения давления на его нижней поверхности, при одновременном снижении индуктивного сопротивления [1]. В XX в. передовыми индустриальными странами активно проводились исследования в данном направлении, в результате было доведено до летных испытаний несколько уникальных проектов, при исследовании которых

был установлен ряд преимуществ экранопланов:

- высокая живучесть;
- высокая скорость по сравнению с морскими судами;
- высокие грузоподъемность и топливная эффективность по сравнению с самолетом при равных объемно-массовых характеристиках;
- низкая радиолокационная заметность в силу наличия больших помех в околосредной среде;
- невосприимчивость к противокорабельным минам;
- повышенная проходимость;
- безаэродромное базирование;
- возможность безопасного приводнения при отказе двигателей.

Вышеперечисленные достоинства обеспечивают выполнение некоторых боевых задач экранопланами с большей эффективностью, чем морскими судами или самолетами.

Возможность применения экранопланов в военных целях исследовалась во многих странах. К примеру, в Англии в 1962 г. был разработан проект экраноплана-авианосца с максимальной скоростью передвижения 200–300 км/ч на 20–30 легких самолетов. Фирма «Грумман» в 1966 г. предложила концепцию 300-тонного ударного экраноплана, спроектированного по схеме «летающее крыло» с изменяемой стреловидностью крыла. В нашей стране также велись разработки экранопланов. Одна из них – ударный аппарат «Лунь» (рис. 1), созданный в 1986 г. и имевший высокие показатели боевой эффективности [2].

В современных условиях ведения боевых действий на морских акваториях важной задачей является подавление противозвоздушной и противоракетной обороны авианосных ударных группировок потенциального противника с целью уничтожения авианосца. В настоящий момент для решения данной задачи предусмотрены самолеты

корабельного базирования, самолеты-ракетоносители, ракетные пусковые установки наземного, корабельного и подводного базирования, при этом перспективным средством поражения может рассматриваться ударный беспилотный экраноплан (УБЭ).

При разработке любого ЛА задача создания авиационного двигателя для его силовой установки (СУ) актуальна, т. к. является комплексной и затратной по времени и ресурсам. Отметим, что для ее решения задействуются организации всей авиадвигательностроительной отрасли, включая научно-исследовательские, где проводится множество расчетно-теоретических и опытно-конструкторских работ, результат которых – пополнение научно-технического задела в создание авиационных СУ различных типов. Поэтому задача формирования предварительного технического облика СУ для перспективного УБЭ сложна и требует комплексного подхода для ее решения, который реализован в данной работе.

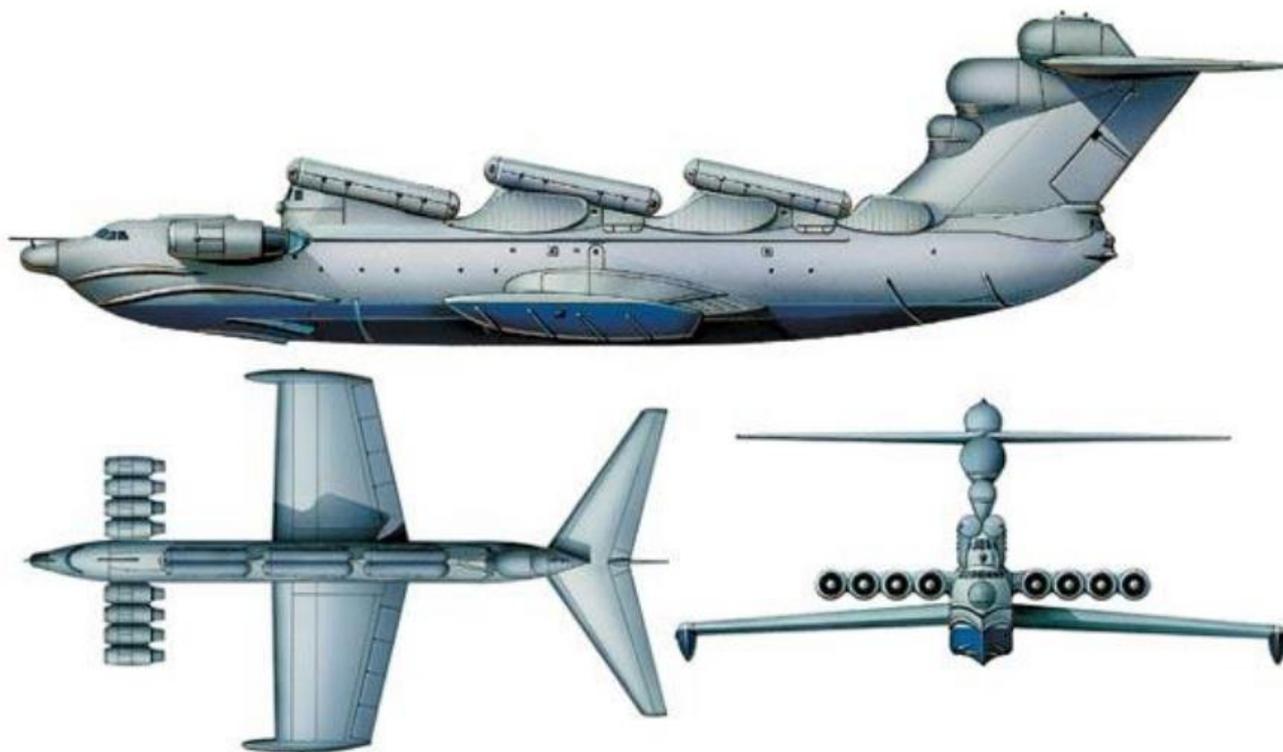


Рис. 1. Ударный экраноплан «Лунь»

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Методически решение подобной задачи содержит несколько этапов, которые будут раскрыты ниже. Данная методика была разработана на кафедре авиационных двигателей Военно-воздушной академии имени проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина [3], которая базируется на методологии проектирования авиационных СУ для ЛА различных типов, разработанной на кафедре теории авиационных двигателей Военно-воздушной инженерной академии имени проф. Н. Е. Жуковского [4].

На первом этапе исследования необходимо иметь представление о предварительных границах значений конструктивных параметров планера и СУ и летно-технических характеристик (ЛТХ). Для этого требуется провести анализ исходных данных и характеристик по ряду проектируемых и существующих экранопланов. В рамках исследования такой анализ был проведен: проанализированы основные параметры четырех известных проектов экранопланов (табл. 1). Все представленные проекты экранопланов имеют большую взлетную массу, которая в настоящий момент для разрабатываемого УБЭ не актуальна. Поэтому значения основных параметров, требуемых для исследования, были приняты с учетом поправочных коэффициентов и в итоге получили следующие значения:

- взлетная масса $m_{взл}$ – 20 150 кг;
- масса полезной нагрузки $m_{пн}$ – 6000 кг;
- масса топлива $m_{т}$ – 7000 кг;
- диапазон потребной тяги $P_{потр}$ – 45 ÷ 55 кН;
- крейсерские числа маха M_H – 0,5 ÷ 0,7.

После определения основных параметров УБЭ необходимо получить предварительные значения основных параметров завязки его СУ. Для этого был выполнен анализ параметров рабочего процесса серийных авиационных одноконтурных (ТРД) и двухконтурных (ТРДД) турбореактивных двигателей, подходящих по тяговооруженности μ_0 в диапазоне 0,2 ÷ 0,3, основные данные которого сведены в табл. 2. Следует отметить, что в требуемом диапазоне тяг двигателей отечественного производства нет, поэтому за базовый вариант был взят гипотетический ТРДД с раздельным истечением потоков газа из сопла.

После определения необходимых первоначальных данных требуется формирование базового варианта проекта при помощи математического моделирования в последовательности: аэродинамическая компоновка – силовая установка – программа полета. По результатам данного моделирования необходимо получить совокупность аэродинамических характеристик планера, высотно-скоростных характеристик СУ, ЛТХ и траекторных параметров движения исследуемого УБЭ.

Таблица 1

Основные характеристики экранопланов

| ЛА | Лунь | Орленок | КМ | Спаситель |
|---------------------------|----------|----------------------------|------------------|-----------|
| $m_{взл}$, кг | 380 000 | 140 000 | 540 000 | 390 000 |
| $L_{пол}$, км | 2000 | 1500 | 1500 | 3000 |
| $m_{пн}$, кг | 137 000 | 20 000 | 300 000 | 43 000 |
| $V_{макс}$, км/ч | 500 | 400 | 500 | 550 |
| Двигатели | НК-87 | НК-8-4К / НК-12МК | БД-7 / ВД-7КМ | НК-87 |
| Тяга двигателя | 8*127 кН | 2*103 кН + 13 500 л. с. | 10*127 кН | 8*127 кН |
| Тяговооруженность μ_0 | 0,27 | 0,25 | 0,24 | 0,26 |

Таблица 2

Основные параметры серийных ТРД и ТРДД

| Двигатель | Р-195 | РД-33Б | АЕ-3007Н | АИ-222-25 | Требуемый |
|---|-------|--------|----------|-----------|-----------|
| Схема двигателя | ТРД | ТРДД | ТРДД | ТРДД | ТРДД |
| Тяга P_{D_2} , кН | 42,2 | 50,4 | 37,0 | 24,5 | 40 ÷ 55 |
| Степень двухконтурности m_p | 0 | 0,48 | 5,1 | 1,19 | 0,5 ÷ 2 |
| Расход воздуха G_{B_2} , кг/с | 66 | 76 | 120 | 50,2 | 70 ÷ 90 |
| Температура газа $T_{г.Д_2}^*$, К | 1190 | 1536 | 1600 | 1480 | ≤ 1700 |
| Степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma, D}^*$ | 9 | 21 | 24 | 16 | 20 ÷ 30 |
| Сухая масса двигателя $M_{дв}$, кг | 860 | 1050 | 740 | 440 | < 900 |
| Максимальный диаметр двигателя $D_{дв}$, м | 0,805 | 1,041 | 1,105 | 0,630 | < 1,1 |

ФОРМИРОВАНИЕ БАЗОВОГО ВАРИАНТА

Формирование базового варианта исследуемого объекта является процессом многократного проведения расчетно-теоретических итераций для согласования всех проектных параметров. Для этого используются различные системы автоматизированного проектирования.

В основе такого подхода лежит математическое моделирование процессов функционирования рассматриваемой системы, которое можно реализовать, используя либо уже готовые программные продукты, либо собственно разработанный. В первом случае исследователь экономит достаточно много временных ресурсов, а во втором получает возможность при решении своей исследовательской задачи учитывать уникальные моменты, не реализованные в готовом программном обеспечении. Поэтому на кафедре авиационных двигателей ведется разработка собственной программы для проведения расчетно-теоретических исследований рабочего процесса газотурбинных двигателей в составе СУ ЛА различных типов, основанной на комплексной математической модели (КММ) планера ЛА, СУ и движения ЛА [5]. Для примера на рис. 2 изображена блок-схема математической модели СУ, которая заложена в общую КММ. Из рисунка видно, что в ней можно выделить четыре основных блока: стендового расчета двигателя, расчета габаритно-массовых характеристик, формирования программы управления и расчета тягово-экономических характеристик двигателя во всем эксплуатационном диапазоне.

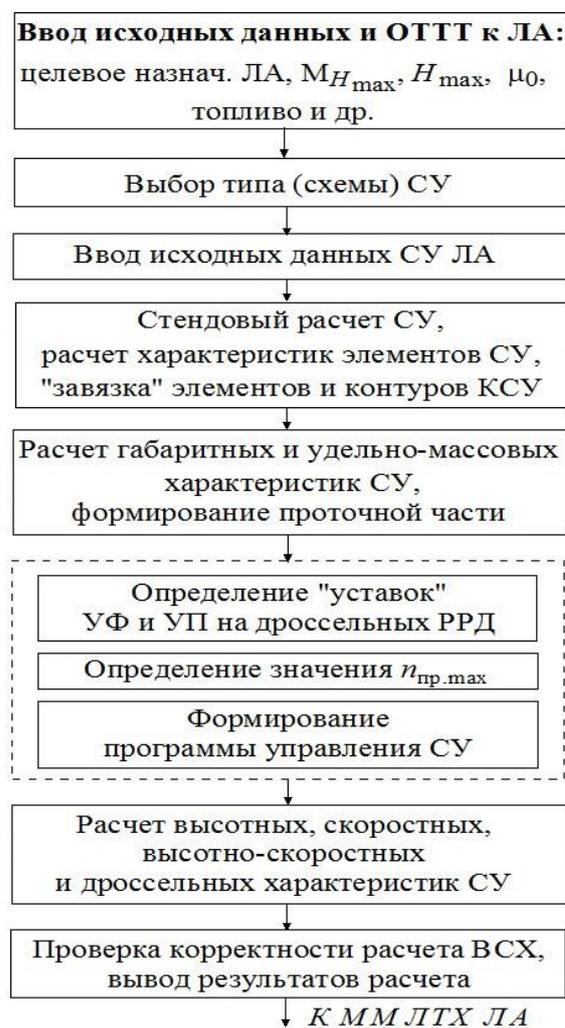


Рис. 2. Блок-схема математической модели СУ

С использованием КММ было проведено несколько итерационных расчетов, результатом которых стало формирование базового варианта УБЭ и его СУ с ТРДД, который продемонстрирован на рис. 3.

Полученная аэродинамическая компоновка позволяет обеспечить создание экран-

ного эффекта, высокие характеристики устойчивости, верхнерасположенное положение СУ для защиты от попадания воды в проточную часть двигателя, размещение необходимого запаса топлива и оборудования на борту УБЭ.

Проведение такого рода исследования требует определения критериев, согласно которым будет приниматься решение об эффективности исследуемого объекта, исходя из положительной динамики его функционирования при выполнении типового задания. Критерии могут иметь различную форму и природу, к примеру: экономические, технологические, технические, комплексные и др. [6]. Для данного исследования авторами было принято использовать в качестве критерия эффективности технический параметр, характеризующий возможность вы-

полнения боевой задачи, типичной для исследуемого УБЭ, а именно максимальную дальность полета.

После определения критерия дальнейшее исследование заключалось в проведении комплекса параметрических и оптимизационных исследований с выработкой рекомендаций по выбору проектных параметров.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Параметрические исследования являются важной частью расчетов, которые проводятся с целью определения влияния параметров рабочего процесса СУ, ее программ управления (ПУ), параметров согласования СУ и УБЭ на выбранные критерии, а также для обеспечения корректной постановки задачи оптимизации.

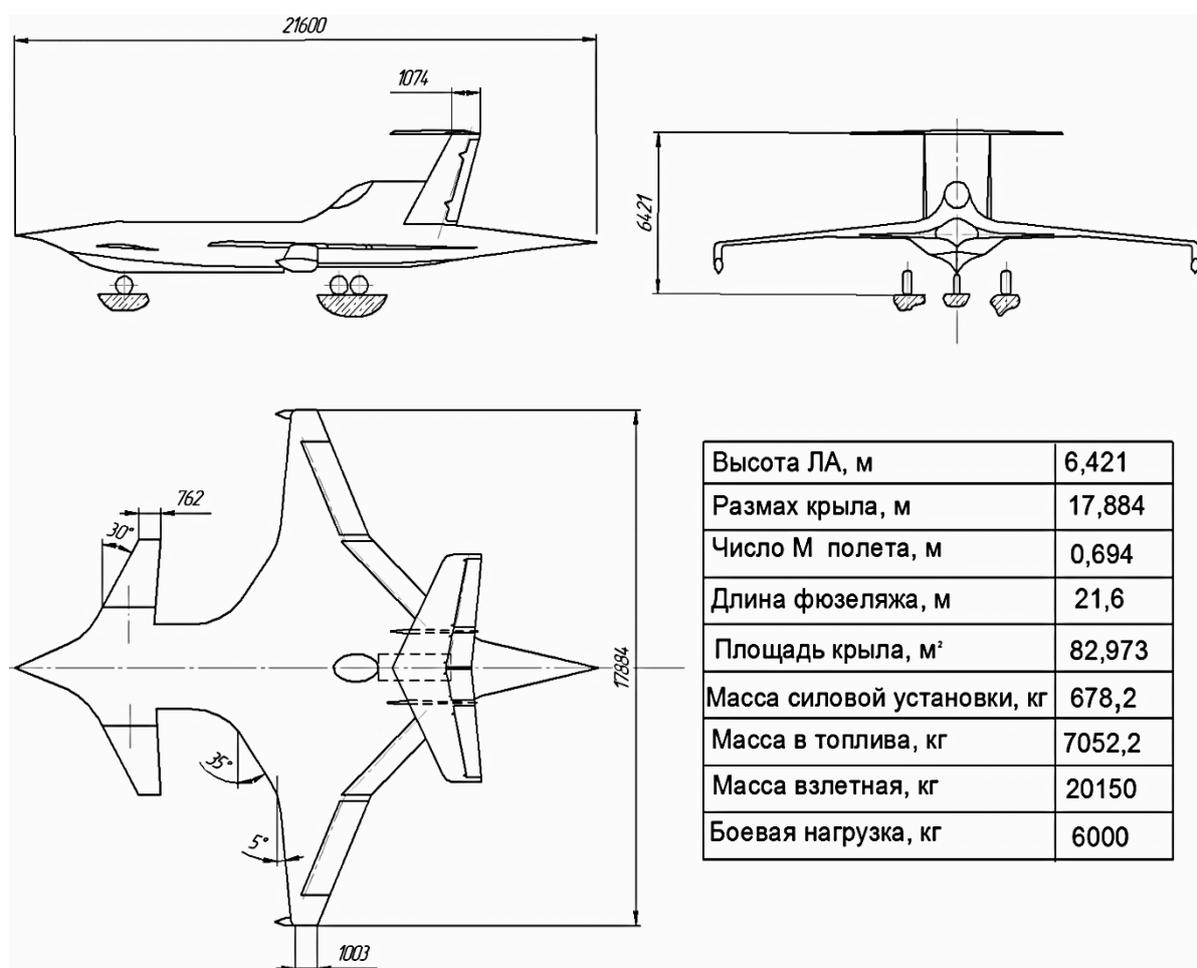


Рис. 3. Общий вид проектируемого УБЭ

Всего было исследовано четыре основных параметра двигателя и один параметр увязки СУ и УБЭ в следующих диапазонах:

– температура газа перед турбиной высокого давления $T_{Г}^*$ 1450 ÷ 1700 К с шагом в 50 К;

– суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^*$ 20 ÷ 30 с шагом в 2 единицы;

– степень двухконтурности m_p 0,4 ÷ 2 с шагом в 0,2 единицы;

– тяговооруженность μ_0 0,2 ÷ 0,3 с шагом в 0,2 единицы.

Также был проведен сравнительный анализ влияния разных программ управления (ПУ): по поддержанию постоянной частоты вращения ротора низкого давления $n_{НД} = \text{const}$ (заложена в базовый вариант), по поддержанию постоянной частоты вращения ротора высокого давления $n_{ВД} = \text{const}$, по поддержанию постоянной суммарной степени повышения давления $\pi_{к}^* = \text{const}$ и по поддержанию постоянной температуры газа перед турбиной высокого давления $T_{Г}^* = \text{const}$.

ОПТИМИЗАЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

В результате проведенных однопараметрических исследований были выявлены пути повышения эффективности УБЭ за счет оптимизации параметров рабочего процесса СУ и параметра увязки УБЭ с СУ. Для этого произведено определение граничных условий для последующих оптимизационных исследований, которые проводились с использованием пакета многопараметрической условной и безусловной оптимизации IOSO NM 2.0, основанного на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации. Данный метод оптимизации является методом нулевого порядка, который хорошо себя зарекомендовал при решении широкого круга инженерных и научных задач в авиационной отрасли, где целевая функция, как правило, имеет сложную топологию, разрывы, не дифференцируемость и т. д., в таких условиях градиентные методы менее эффективны [7].

Настройка проекта оптимизации в IOSO NM 2.0 исходя из результатов параметрических исследований была проведена со следующими диапазонами значений варьируемых параметров:

– μ_0 – 0,25 ÷ 0,5;

– $\pi_{кНД}^*$ – 1,5 ÷ 4;

– $\pi_{кВД}^*$ – 7 ÷ 14;

– $T_{Г}^*$ – 1450 ÷ 1700 К;

– m_p – 0,5 ÷ 3,0;

– $\lambda_{ц.р}$ – 0,25 ÷ 0,65.

При автоматическом изменении $T_{Г}^*$ в процессе оптимизации должно измениться потребное количество воздуха, необходимое для охлаждения газовой турбины. Поэтому авторами в данной работе было принято за зависимый параметр относительное количество воздуха $\bar{g}_{отб.кВД.охл}$, необходимое для охлаждения газовой турбины в зависимости от значения температуры газа за камерой сгорания.

В итоге математическую запись однокритериальной многопараметрической задачи оптимизации можно формализовать следующим выражением:

$$F(\vec{P}_{\text{вар}})_{\text{opt}} = \arg \max_{\vec{P}_{\text{вар}}} L_{\Pi}(\vec{P}_{\text{вар}}^{\text{СУ}}, \vec{P}_{\text{вар}}^{\text{БЛА}}, \vec{P}_{\text{зав}}, \vec{P}_{\text{невар}}).$$

Оптимизационное исследование проводилось в два этапа. На первом необходимо было определить оптимальные значения параметров для каждой ПУ. При этом для каждой ПУ были просчитаны не менее 1000 итераций до достижения максимума целевой функции. Самой эффективной ПУ для получения наибольшей дальности является $n_{ВД} = \text{const}$. На рис. 4 продемонстрировано сравнение скоростных характеристик (СХ) по результатам оптимизации ПУ. Из рисунка видно, что при ПУ $n_{ВД} = \text{const}$ двигатель имеет самую высокую тягу и низкий удельный расход топлива от 0 до 0,6 Маха, что обеспечивает УБЭ интенсивный выход на крейсерский режим работы двигателя и достижение дальности полета 1270 км, что выше значения для базового варианта на 220 км или на 21 %.

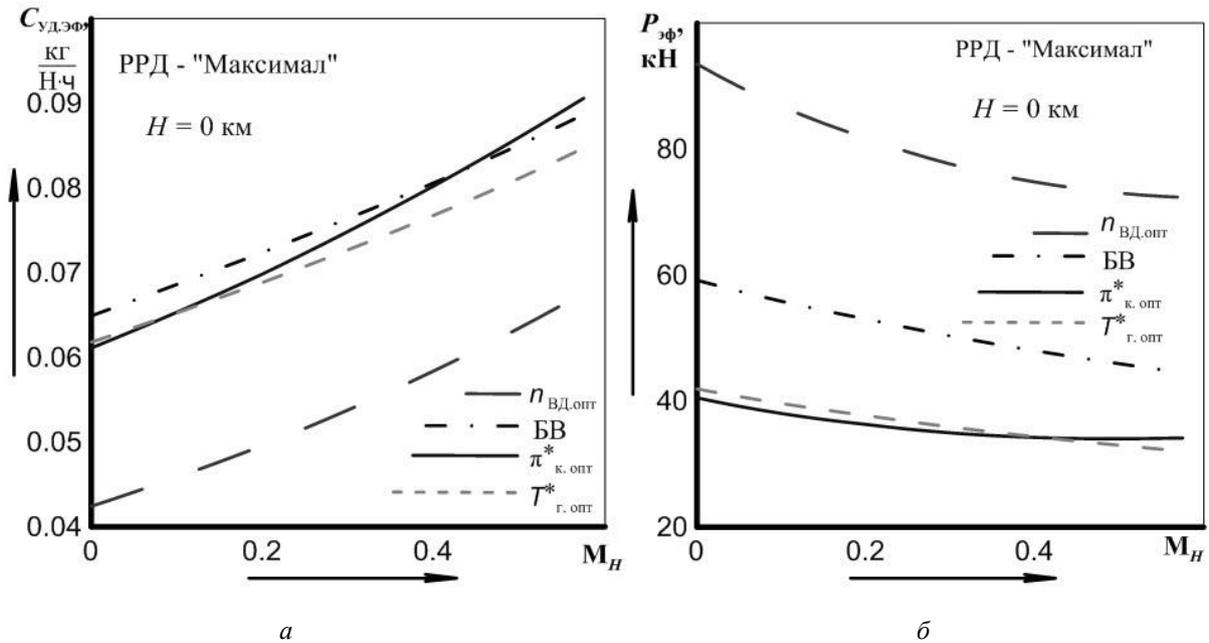


Рис. 4. Сравнение скоростных характеристик при выборе оптимальной ПУ:
a – зависимость $C_{уд}$ от M_H ; *б* – зависимость $P_{эф}$ от M_H

После определения оптимальной ПУ следовал второй этап оптимизационного исследования по определению оптимальной схемы двигателя в составе СУ УБЭ. При этом было решено рассмотреть еще две схемы: двухвального ТРД и ТРДД со смешением потоков контуров за турбиной.

На рис. 5 и 6 представлено сравнение скоростных (СХ) и дроссельных характеристик (ДХ) при выборе оптимальной схемы двигателя. Анализ данных графиков показывает, что схема двухвального ТРД имеет самые худшие показатели экономичности, при этом дальность полета достигнута еще меньше, чем у базового варианта.

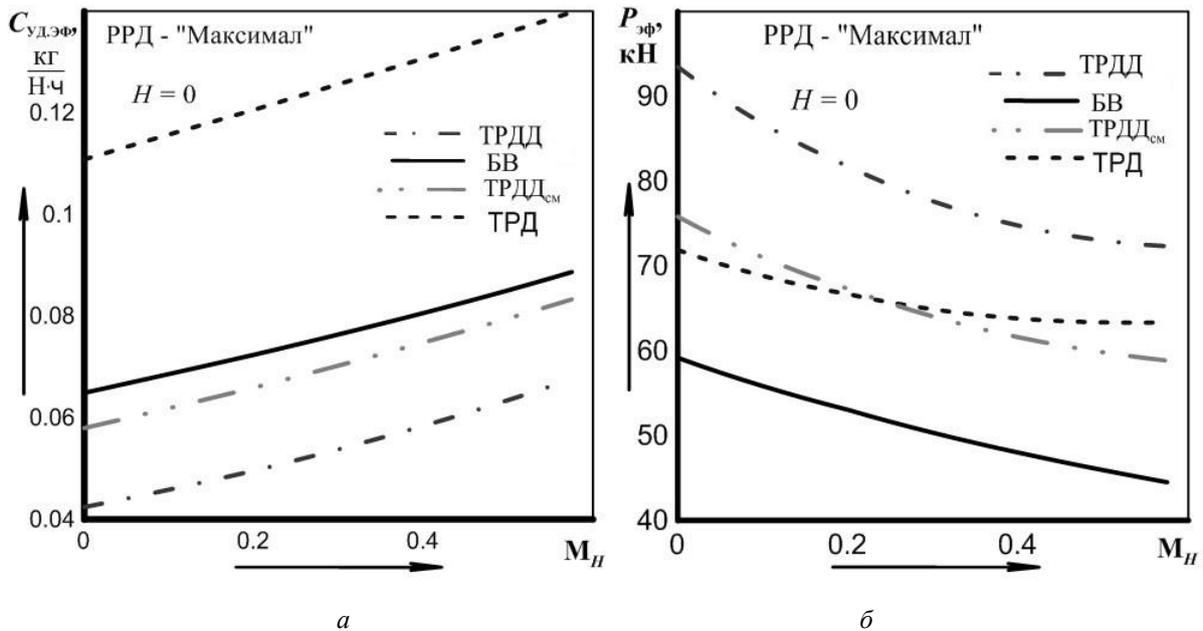


Рис. 5. Сравнение скоростных характеристик при выборе оптимальной схемы двигателя:
a – зависимость $C_{уд}$ от M_H ; *б* – зависимость $P_{эф}$ от M_H

Схемы ТРДД и ТРДДсм имеют несколько противоречивые характеристики и требуют более глубокого анализа. Так, у схемы ТРДД по-прежнему самый низкий удельный расход топлива на режиме работы «Максималь», что объясняется большим значением степени двухконтурности (2,83) против ТРДДсм (1,68). Но если посмотреть на сравнение ДХ (рис. 6), то видно, что на дроссельных режимах работы удельный расход на схеме ТРДДсм имеет характерную «ложку», т. к. ввиду умеренной степени двухконтурности полетный КПД растет значительно, чем падает полный, что приводит к росту полного КПД [11].

В связи с этим на крейсерском режиме расход у схемы ТРДДсм ниже, плюс масса двигателя ниже, что в итоге приводит к достижению максимальной дальности полета исследуемого УБЭ.

Таким образом, оптимизация параметров во второй постановке показала, что наиболее эффективной схемой двигателя в составе СУ УБЭ является схема ТРДДсм, которая обеспечивает максимальную дальность полета, равную 1430 км, что на 36 % больше базового варианта и на 15 % больше варианта СУ с ТРДД.

Для анализа основных параметров СУ и УБЭ в табл. 3 сведены их значения для базового варианта и для трех оптимальных, полученных в результате оптимизации различных схем двигателей в составе СУ УБЭ.

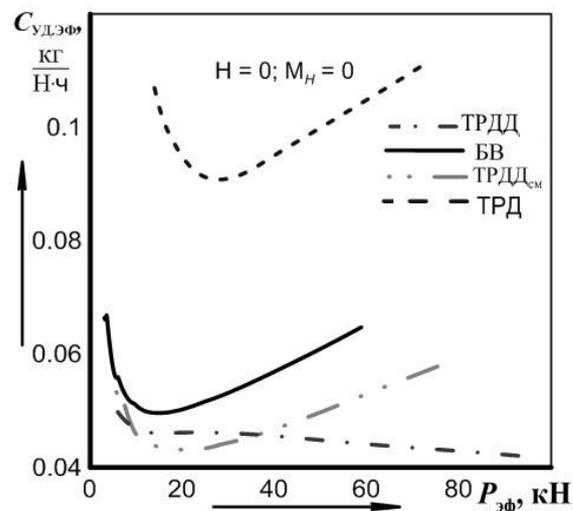


Рис. 6. Сравнение дроссельных характеристик при выборе оптимальной схемы двигателя

На рис. 7 продемонстрирована отработанная конструктивно-компоновочная схема СУ с ТРДДсм. Из нее видно, что КНД имеет три ступени, КВД – 7, ТВД – одноступенчатая, ТНД – двухступенчатая камера сгорания кольцевого типа.

Таблица 3

Результаты оптимизации исследуемых схем СУ в составе УБЭ

| Параметры | Базовый вариант | Оптимальные варианты | | |
|-----------------------|-----------------|----------------------|--------|-------|
| | ТРДД | ТРДД | ТРДДсм | ТРД |
| μ_0 | 0,29 | 0,46 | 0,37 | 0,36 |
| $G_{в.р}$, кг/с | 96 | 234 | 142 | 90 |
| m_p | 1 | 2,82 | 1,68 | – |
| $T^*_г$ | 1612 | 1490 | 1520 | 1424 |
| $\pi^*_{КНД}$ | 3,04 | 1,88 | 2,10 | 2,65 |
| $\pi^*_{КВД}$ | 8,45 | 13,67 | 7,93 | 4,23 |
| $\pi^*_{к.р}$ | 25,7 | 25,7 | 16,61 | 11,02 |
| P_p , кН | 59,3 | 93,1 | 75,3 | 72,2 |
| $P_{уд.р}$, Н·с/кг | 621 | 398 | 529 | 804 |
| $C_{уд}$ | 0,065 | 0,044 | 0,058 | 0,112 |
| $\gamma_{дв}$, кг/Н | 0,011 | 0,022 | 0,020 | 0,011 |
| $L_{пол}$, км | 1050 | 1270 | 1430 | 820 |
| $\Delta L_{пол}$, км | – | 220 | 380 | –230 |
| $\Delta L_{пол}$, % | – | 21 | 36 | –21 |
| $t_{пол}$, мин | 112 | 139 | 145 | 96 |

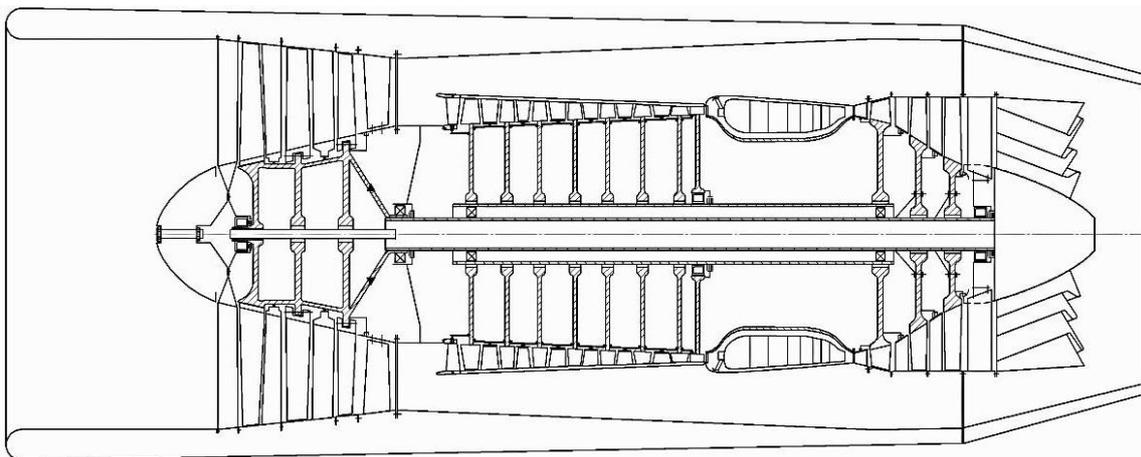


Рис. 7. Конструктивно-компоновочная схема ТРДДсм

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В целом по проведенному исследованию можно сделать следующие выводы:

1. Технически возможно создание СУ для УБЭ, способного выполнить полет дальностью 1430 км и продолжительностью 145 мин. При этом масса исследуемого УБЭ составляет 20 150 кг, масса СУ – 1420 кг, масса полезной нагрузки – 6000 кг, масса топлива на борту – 7050 кг.

2. Проведены расчеты объемно-массовых, аэродинамических, габаритных характеристик ударного беспилотного экраноплана для компоновочной схемы «утка» с надкилевым горизонтальным оперением.

3. Для обеспечения потребной тяги на всех режимах полета и выполнения боевой задачи в качестве двигателя для СУ целесообразно использовать ТРДДсм с камерой смешения потоков контуров за газовой турбиной. Для данного двигателя рассчитаны СХ, ДХ и удельно-массовые характеристики, а также проработана конструктивно-компоновочная схема.

4. Проведенная оптимизация параметров рабочего процесса СУ и тяговооруженности УБЭ позволила повысить максимальную дальность полета на 36 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Морозов В. П.** Основы проектирования экранопланов. Инструкция по выполнению курсового проекта по дисциплине «Проектирование экранопланов». Нижний Новгород: Нижегородский государственный технический университет им. Р. Е. Алексеева, 2015. 39 с. [V. P. Morozov, *Basics of the design of ekranoplanes. Instructions for the im-*

plementation of the course project in the discipline "Design of ekranoplanes", (in Russian). Nizhny Novgorod: Nizhegorodskij gosudarstvennyj texnicheskij universitet im. R. E. Alekseeva, 2015.]

2. **Щербаков В. И.** Летящие над волнами // Вокруг Света. 2009. № 12. С. 40–51. [V. I. Shcherbakov, "Flying over the waves", (in Russian), in *Vokrug sveta*, no. 12, pp. 40-51, 2009.]

3. **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.]

4. **Луковников А. В.** Формирование технического облика силовых установок ЛА // Полет. 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.]

5. **Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Черкасов А. Н.** Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник МАИ. 2015. Т. 22, № 3. С. 91–102. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, A. N. Cherkasov, "Evaluation of the effectiveness of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle", (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 22, no. 3, pp. 91-102, 2015.]

6. **Мышкин Л. В.** Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: Физматлит, 2006. 304 с. [L. V. Myshkin, *Forecasting the development of aviation technology: theory and practice*, (in Russian). Moscow: Fizmatlit, 2006.]

7. **Проблемы** многодисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем / И. Н. Егоров и др. // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 1. С. 25–31. [I. N. Egorov, et al., "Problems of multidisciplinary optimization of power plants of promising aerospace systems", (in Russian), in *Fundamental'nyye i prikladnyye problemy kosmonavтики*, no. 1, pp. 25-31, 2000.]

ОБ АВТОРАХ

ЗИНЕНКОВ Юрий Владимирович, старший преподаватель 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). Иссл. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.

ОРЛОВ Игорь Игоревич, курсант пятого курса факультета летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», выполняет исследование в рамках выпускной квалификационной работы.

METADATA

Title: Formation of the preliminary technical appearance of the power plant of the strike unmanned ekranoplan.

Authors: Y. V. Zinenkov¹, I. I. Orlov²

Affiliation:

Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Russia.

Email: ¹yura2105@mail.ru, ²goga.orlive95@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 2 (88), pp. 69-78, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: According to the methodology developed by the authors, the formation of the appearance of the power plant of an unmanned aerial vehicle includes a phased determination of the aerodynamic and overall mass characteristics of the airframe, throttle, altitude-speed and specific mass characteristics of the power plant, their integration in the simulation of a flight mission with determination trajectory motion parameters and flight technical characteristics of an unmanned aerial vehicle and their subsequent optimization. The article presents the statement of the optimization problem, its solution and analysis of the obtained results of the study for several engine designs as part of the power plant of an unmanned drone winged craft with given parameters.

Key words: unmanned ekranoplan; optimization studies; mathematical modeling; preliminary technical appearance.

About authors:

ZINENKOV, Yuri Vladimirovich, Senior Lecturer, Dept. of Aircraft engines. Dipl. Mech. Eng. (VVA, 2011). Dr. of Tech. Sci. (VVA, 2016).

ORLOV, Igor Igorevich, Fifth-year cadet of the faculty of aircraft.