

Научная статья

УДК 629.7.016

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180651>

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА С ПОМОЩЬЮ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Юрий Владимирович Зиненков¹ ✉, Александр Валерьевич Луковников²

¹ Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, Россия

² Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Москва, Россия

¹ yura2105@mail.ru ✉

² avlukovnikov@ciam.ru

Аннотация. Представлено решение научной задачи, заключающейся в разработке математической модели (ММ) электрической силовой установки (ЭСУ), обеспечивающей расчет ее характеристик во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) самолетного типа. А также ее интеграции с ММ динамики полета (ДП) в общий алгоритм программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата». При описании ММ ЭСУ особое внимание уделено структуре модели, порядку расчета, исходным данным и особенностям ее интеграции с ММ ДП. Особенности интеграции связаны с обеспечением математически универсального расчета силовых установок (СУ) в полете летательного аппарата (ЛА) с двигателями, питаемыми как жидким топливом, так и от аккумуляторных батарей (АКБ). Также представлена оценка качества получаемых доработанной программой результатов моделирования траектории полета произвольного проекта БПЛА с ЭСУ по заданной программе полета.

Ключевые слова: моделирование движения самолета, первичная энергия на борту, электрический самолет, приводной электрический двигатель, удельная энергия АКБ, обликосые исследования, программа полета, весовой баланс, эффективность Фарадея, потребная емкость АКБ

Для цитирования: Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Особенности расчета летно-технических характеристик электрической силовой установки беспилотного летательного аппарата самолетного типа с помощью математического моделирования // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 85–94. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180651>

Original article

COMPUTATIONAL SPECIFICS OF ELECTRIC POWER PLANT PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A AIRPLANE-TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLE BY MATHEMATICAL MODELING

Yurii V. Zinenkov¹ ✉, Aleksandr V. Lukovnikov²

¹ Air force academy named after professor N.E. Zhukovskiy and Y.A. Gagarin, Voronezh, Russia

² Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russia

¹ yura2105@mail.ru ✉

² avlukovnikov@ciam.ru

© Зиненков Ю.В., Луковников А.В., 2024

Abstract

The electric power plant mathematical modeling in an aircraft system is a new trend. It integrates several self-sufficient disciplines such as aerodynamics; flight dynamics, aircraft design; theory and design of aircraft power plants and electrical engineering. If the first group of disciplines herewith accumulated along-term experience of joint work in the issues of the power plants in the aircraft system mathematical modeling, the electrical engineering makes only the first steps of integration into this process. Thus, the existing software-and-methodological complexes for the technical layout forming of power plants of various types in the aircraft system require functionality expanding with account for the electrical elements operation.

An array of power plant characteristics in the complete operational range of altitudes and velocities is necessary for movement trajectory modeling of the fully electric aircraft. The authors intend to obtain the above said set of characteristics with the “The power plant thrust-and-economic and specific-mass characteristics, and aircraft motion parameters computation” software. However, this software realizes the possibility of only gas turbine and piston engines analysis. Thus, to ensure the possibility of computing altitude-and-high-speed characteristics of electric power plant the authors developed its mathematical model and integrated it with the mathematical model of flight dynamics into the general algorithm of the program.

The developed mathematical model of the electric power plant is of a block structure. This approach allows performing integration of mathematical models of elements of any level of complexity into your algorithm without the basic structure changing of the program.

Electrical processes in the power plant elements are described by the basic laws of electrical engineering. For example, the principle of elements joint operation is based on the of electrical and mechanical power transfer from one to the other.

Weight computing for each of the electric power plant element is organized separately for the three options: automatic, by the specific parameters and by the absolute values.

The power consumption of the propeller is employed as a setting parameter for the electric motor operating modes computing. Its value changes discretely by 10%, from 90 to 40%, and the rotation speed is being kept constant.

When the electric power plant characteristics computing, changes in altitude and flight speed affect its operation only through the propeller. Thus, the electric motor characteristics remain unchanged. Throttle characteristics are computed within the range the propeller installation angle changes at a constant rotation speed

Three local problems were solved in the process of the electric power plant mathematical model integrating together with the of the aircraft flight dynamics mathematical model into the general algorithm of the modified program. Namely, mathematically universal accounting is organized:

- of the amount of energy for a power plant with the engines powered by a battery and liquid fuel;
- of the liquid fuel and energy consumption in the mathematical model of the aircraft flight dynamics at each integration step;
- of the unusable battery charge

The assessment of the accomplished program quality revealed that integration of the electric power plant mathematical model together with the mathematical model of the aircraft flight dynamics into its algorithm was successfully implemented.

Keywords: aircraft motion modeling, primary energy on board, electric aircraft, electric drive motor, battery specific energy, layout studies, flight program, weight balance, Faraday efficiency, required battery capacity

For citation: Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V. Computational Specifics of Electric Power Plant Performance Characteristics of an Airplane-Type Unmanned Aerial Vehicle by Mathematical Modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 85-94. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180651>

Введение

Полная электрификация беспилотных и легких пилотируемых ЛА в настоящее время является одной из основных тенденций развития авиации [1, 2]. Если рассмотреть БПЛА взлетной массы до 200 кг, то они в подавляющем большинстве являются полностью электрическими [3, 4]. Для БПЛА такого класса научно-технических проблем с разработкой и изготовлением электрических двигателей (ЭД) для привода воздушных винтов (ВВ), как правило, нет [5–7]. Основные проблемы заключаются в реализации надежной и эффективной системы питания на борту и выборе первичного источника энергии, в качестве которого наиболее часто используют АКБ, реже фотоэлектрические модули или твердополимерные топливные элементы (работают на газообразном водороде), а ЭД для СУ подбираются по простым методикам с использованием специализированных каталогов под заданные мощностные и габаритно-массовые характеристики со стороны БПЛА [8–10].

Ведущие мировые авиационные фирмы последние несколько лет непрерывно ведут работы по созданию полностью электрических самолетов. Для примера, в таблице приведены характеристики нескольких таких проектов [11]. Из представленных в таблице данных можно увидеть, что с увеличением взлетной массы ЛА $m_{взл}$, повышается потребная мощность приводного ЭД N_e в соотношении, примерно, 7...10 кг на 1 кВт, в зависимости от целевого предназначения объекта. К примеру, целью проекта Extra 330LE являлся рекорд по скороподъемности, поэтому энерговооруженность ($m_{взл}/N_e$) у него значительно выше остальных самолетов. На основании этого можно сделать предположение, что электрический самолет для мониторинга местности с взлетной массой более 1000 кг должен иметь потребную мощность СУ от 100 кВт. Это уже та категория ЭД, при которой возникают сложности с удовлетворением требованиям, предъявляемым к ним по массе, габаритным размерам, охлаждению, системе управления и т. п. [12].

Подходы к определению проектных параметров полностью электрических БПЛА самолетного типа и расчету их тактико-технических характеристик принципиально не отличаются от подходов, применяемых для пилотируемых самолетов [13]. Следовательно, при разработке БПЛА самолетного типа в процессе формирования его технического облика необходимо также определять конструктивно-компоновочную схему, производить расчеты по согласованию параметров СУ и планера, объемно-массовой компоновке и множества различных технических параметров: массовых, геометрических, аэродинамических, технического совершенства [14]. Это выполняется на предварительных этапах проектирования в процессе проведения комплекса расчетно-теоретических исследований с использованием программно-методических комплексов (ПМК) оценки эффективности технической системы «СУ–БПЛА». Такие комплексы для самолетов с СУ на базе газотурбинных и поршневых двигателей существуют как отечественные [15, 16], так и иностранные [17, 18]. Для СУ с ЭД отечественные ПМК, в настоящий момент, требуют научно-технического развития в части касающейся увязки работы двигателя и планера при выполнении заданной программы полета [19].

Исходя из вышесказанного, представляемую работу в области развития программно-методического аппарата оценки эффективности ЭСУ в системе БПЛА следует считать актуальной.

Постановка задачи исследования

Вопросы, связанные с проектированием СУ для БПЛА, усложняются пропорционально увеличению его взлетной массы. Для полностью электрического БПЛА эта сложность еще более характерна, что обусловлено следующими двумя особенностями создания электрической части его СУ.

Первая особенность заключается в разработке непосредственно приводного ЭД с удовлетворительными габаритно-массовыми характеристиками при заданных значениях мощности и

Характеристики полностью электрических самолетов

Название самолета	Год разработки	$m_{взл}$, кг	N_e , кВт	$m_{взл}/N_e$, кг/кВт	Страна	Фирма
Alice	2022	5320	250 × 2	10,6	Израиль	Eviation
eCaravan 208B	2020	4000	560 × 1	7,1	США	Cessna
X-57 Maxwell	2016	1180	10 × 12	9,8	США	NASA
Extra 330LE	2017	950	260 × 1	3,7	Германия	Siemens
eFlyer 2	2018	860	110 × 1	7,8	США	Bye Aerospace
Velis Electro	2020	600	58 × 1	10,3	Словения	Pipistrel
Сигма-4	2020	600	60 × 1	10,0	Россия	ЦИАМ

требований к ЭД как к объекту авиационной техники. Известно, что с увеличением потребляемой мощности увеличиваются и габаритно-массовые параметры ЭД. При этом у винтовой СУ происходит увеличение диаметра его ВВ, а это, в свою очередь, вызывает снижение потребляемой частоты вращения, что в безредукторной схеме приводит к еще большему повышению массы и габаритов приводного ЭД.

Вторая, более важная и сложная особенность связана с запасом первичной энергии на борту БПЛА для питания ЭСУ, систем обеспечения и электрооборудования.

На рис. 1 продемонстрирована структурная схема энергосистемы полностью электрического БПЛА, где ЭС – энергосистема; ВН – высокое напряжение; НН – низкое напряжение; КУ – коммутационное устройство; ПУ – пульт управления; БО – бортовое оборудование; БУ – блок управления; ШП – шина питания; РУД – ручка управления двигателем [20].

Из данной схемы видно, что ЭС НН предназначена, в основном, для питания БО и некоторых систем обеспечения с низким потреблением энергии. Ее функции в качестве вторичного источника электрической энергии в СУ с газотурбинными и поршневыми двигателями выполняет генератор с системой управления и распределения электроэнергии. В полностью электрическом БПЛА вместо генератора необходимо ставить понижающий преобразователь постоянного тока (DC/DC), который преобразует ВН в НН, а также АКБ НН, используемый для включения всей системы и как аварийный источник электроэнергии. Они, в свою очередь, имеют дополнительную массу и габариты относительно генератора.

Что касается ЭС ВН, то в традиционной СУ ее функционал выполняет топливо с системой хранения, выработки и управления подачей к маршевому двигателю привода основного движителя (воздуш-

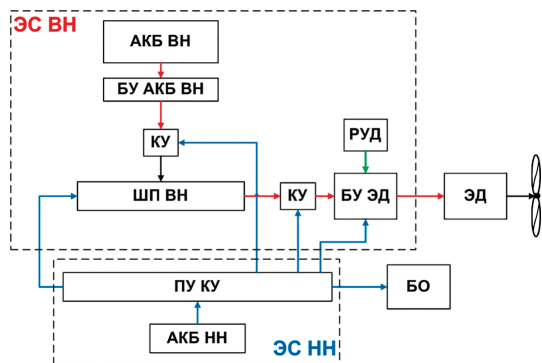


Рис. 1. Структурная схема энергосистемы полностью электрического БПЛА

ного винта, импеллера). Из представленной схемы видно, что ЭС ВН состоит из ряда элементов, работающих как последовательно, так и параллельно, которые требуют точной системы управления и обладают значительными объемом и массой, что в совокупности усложняет процесс разработки и компоновки всей ЭСУ. Основным элементом и первичным источником энергии здесь является АКБ ВН, имеющая удельные характеристики, от которых напрямую зависит эффективность полностью электрического БПЛА.

Математическое моделирование работы ЭСУ для получения физических результатов должно учитывать вклад всех составных элементов, показанных на рис. 1. При этом уровень детализации рабочего процесса каждого элемента зависит от конечных целей моделирования.

Перед авторами работы стояла задача математического моделирования движения БПЛА с ЭСУ по заданной программе полета. При этом в качестве инструмента моделирования предполагалось использовать программу «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [21].

Для моделирования траектории движения БПЛА необходимо иметь массив высотно-скоростных характеристик двигателя (движителя), который насчитывается во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета ЛА при помощи ММ СУ и передается в ММ ДП. В текущей версии программы [21] была реализована возможность термодинамического расчета только газотурбинных и поршневых двигателей. Поэтому для обеспечения расчета высотно-скоростных характеристик ЭСУ потребовалось разработка ее ММ и последующая интеграция вначале в ММ всей СУ, а затем с ММ ДП в общий алгоритм программы.

В рамках поставленной задачи по математическому моделированию движения БПЛА с ЭСУ по заданной программе полета показанную на рис. 1 структурную схему ЭСУ можно упростить, приведя ее к виду, продемонстрированному на рис. 2.

Моделирование АКБ в данной схеме включает в себя работу ЭС ВН со всеми элементами передачи и управления электроэнергией с учетом габаритно-массовых характеристик и энергетических потерь. При этом моделирование ЭС НН производится не в ММ СУ, а в ММ расчета весового баланса БПЛА,

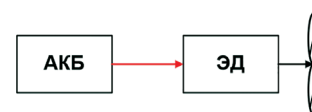


Рис. 2. Упрощенная схема ЭСУ для реализации математической модели

где учет ее наличия включен в расчет объемно-массовой компоновки планера.

Такой подход в данной постановке задачи позволяет значительно упростить математическое моделирование работы ЭСУ в системе БПЛА, обеспечивая необходимую и достаточную для предварительных обликковых исследований ЛА точность получаемых результатов. При этом используемый блочный принцип математического моделирования, в перспективе, позволит выполнить интеграцию ММ элементов ЭСУ любого уровня сложности без изменения основной структуры алгоритма программы.

Таким образом, научная задача представляемой работы заключается в разработке ММ ЭСУ, обеспечивающей расчет ее характеристик во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета БПЛА самолетного типа и ее интеграции с ММ ДП в общий алгоритм программы.

При этом целью работы является повышение эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ различных типов по критериям самолетного уровня за счет расширения функциональных возможностей программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА».

Математическое моделирование ЭСУ в системе ЛА

Математическое моделирование ЭСУ в системе ЛА является относительно новым направлением, объединяющим в себе несколько самостоятельных дисциплин: аэродинамика, динамика полета, конструкция ЛА, теория и конструкция авиационных СУ, электротехника. И если практически все перечисленные дисциплины имеют многолетнюю практику реализации при математическом моделировании работы СУ в системе ЛА, то электротехника в отношении маршевых СУ только начинает интегрироваться в этот процесс.

В ММ ЭСУ теоретической и практической основами математического описания функционирования составных элементов электрической части СУ является ряд общепринятых фундаментальных работ по электрооборудованию ЛА [22–24]. Соответственно электрические процессы, протекающие в элементах ЭСУ, описаны в ее ММ базовыми законами электротехники. К примеру, расчет тока в ММ ЭСУ электрической цепи соответствует закону Ома. А принцип совместной работы элементов ЭСУ основан на передаче электрической и механической мощности от элемента к элементу относительно потребной мощности, которая передается в ММ ВВ самолета для ее преобразования в тягу двигателя [25].

При формировании проекта БПЛА с ЭСУ под заданную продолжительность полета необходимо определить потребную емкость АКБ. Для этого можно использовать [26] следующее выражение:

$$Q_{\text{АКБ}} = \frac{I t_{\text{п}}}{3600} \eta_{\text{Ф}}, \quad (1)$$

где I – сила тока, А; $t_{\text{п}}$ – время полета, с; $\eta_{\text{Ф}}$ – эффективность Фарадея, изменяемая для АКБ от 1 до 2.

Отметим, что для АКБ характерны потери зарядов, связанные с протеканием в ней дополнительных реакций с электронами. Эти потери учитываются параметром $\eta_{\text{Ф}}$, описывающим отношение зарядов, которые высвободились из электрохимического источника к зарядам, которые доходят до проводника.

Разработанная ММ ЭСУ выполнена с использованием блочной структуры в соответствии с общими требованиями к построению универсальных ММ сложных технических объектов. Для наглядности на рис. 3 представлена ее блок-схема, которая дает первичное представление о структуре и организации порядка расчета.

Опишем основные особенности ММ ЭСУ в расчетной части, состоящей из четырех этапов.

На первом этапе организовано выполнение стендового расчета ЭСУ, целью которого является определение следующих основных параметров:

- мощности потребляемой ВВ самолета $N_{\text{В}}$;
- удельного расхода энергии ЭД $C_{\text{Е}}$;
- секундного расхода энергии ЭД $C_{\text{П}}$;
- тяги двигателя $P_{\text{ДВ}}$;
- удельного расхода энергии СУ $C_{\text{УД}}$.



Рис. 3. Блок-схема математической модели ЭСУ

Для выполнения стендового расчета ЭСУ во внешний файл необходимо ввести значения следующих исходных данных:

- расчетная мощность ЭД N_p ;
- расчетная частота вращения ЭД n_p ;
- расчетное среднее напряжения питания ЭД U_p ;
- расчетный КПД ЭД $\eta_{ЭД}$;
- емкость АКБ $Q_{АКБ}$;
- эффективность Фарадея $\eta_{ф}$;
- удельная энергия АКБ $W_{АКБ}$ и др.

На втором этапе происходит расчет массы элементов СУ. Данный расчет организован для каждого элемента отдельно в трех вариантах: автоматический; по удельным параметрам; по абсолютным значениям. При этом основным выражением для определения массы ЭСУ является:

$$m_{СУ} = m_{ЭД} + m_{АКБ} + m_{ВВ}, \quad (2)$$

где $m_{СУ}$ – масса СУ; $m_{ЭД}$ – масса ЭД; $m_{АКБ}$ – масса АКБ; $m_{ВВ}$ – масса ВВ.

В настоящее время расчет массы ЭД и АКБ реализован только в двух вариантах: по удельным параметрам и по абсолютным значениям.

При расчете массы ЭД и АКБ по удельным параметрам рекомендуется использовать прогнозные характеристики развития удельной мощности ЭД $\gamma_{ЭД}$ и удельной энергии АКБ W_m , которые делаются известными мировыми производителями АКБ. К примеру, на рис. 4 показан прогноз от фирмы Lilium по развитию $\gamma_{ЭД}$ и W_m до 2030 г. [27].

Из представленного графика видно, что к 2030 г. $\gamma_{ЭД}$ должна достичь уровня 5 кВт/кг, а W_m – 650 (Вт · ч)/кг. На эти показатели следует ориентироваться при проектировании перспективных полностью электрических БПЛА

На третьем этапе происходит расчет режимов работы двигателя (РРД). В качестве задающего параметра здесь используются потребляемая мощ-

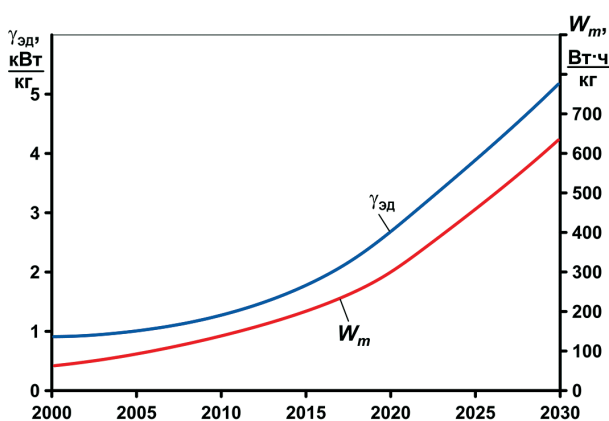


Рис. 4. Прогноз развития удельной мощности ЭД $\gamma_{ЭД}$ и удельной энергии АКБ W_m

ность ВВ, значение которой изменяется дискретно по 10%, с 90 до 40%, при этом частота вращения поддерживается постоянной. Целью расчета является определение тех же параметров, что и на первом этапе, только для разных РРД, отличных от расчетного (высота полета $H = 0$, число Маха полета $M_H = 0$, «Максимал»).

На заключительном, четвертом этапе происходит расчет высотно-скоростных, скоростных и дроссельных характеристик ЭСУ. При этом на работу ЭСУ изменения высоты и скорости полета оказывают влияние только через ВВ, а характеристики ЭД при этом остаются неизменными. Дроссельные характеристики рассчитываются в механическом диапазоне изменения угла установки лопасти ВВ также при постоянной частоте вращения. На рис. 5 продемонстрирован результат расчета скоростных характеристик произвольной ЭСУ для разных РРД. Анализ качественного протекания характеристик, полученных с использованием разработанной ММ ЭСУ, показывает, что характер протекания по тяге P (рис. 5,а) и удельному расходу топлива $C_{уд} = (I \cdot 3600)/P$ (рис. 5,б) соответствует теоретическому. Это, в свою очередь, является качественной демонстрацией успешной интеграции ММ ЭД и ММ ВВ и, в целом, свидетельствует об адекватной работе ММ ЭСУ.

После разработки ММ ЭСУ выполнена ее интеграция с ММ ДП самолета в общий алгоритм программы расчета тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА. При этом решено несколько программно-методических задач, чтобы ММ ДП самолета алгоритмически оставалась универсальной и рассчитывала траекторные параметры как для ЭСУ, питаемой от АКБ, так и для СУ с двигателями, работающими на жидком топливе.

Первая заключалась в организации математически универсального учета количества энергии для ЭСУ и СУ с двигателями на жидком топливе. Известно, что энергией для СУ с газотурбинными и поршневыми двигателями является жидкое топливо, величину которого можно измерить в кг и одновременно использовать в параметрах массы и расхода топлива. Для ЭСУ это нехарактерно, так как запас энергии на борту в виде электроэнергии заключен в АКБ, и она также имеет параметры массы и расхода, но здесь масса АКБ не характеризует энергию, заключенную в ней, ни по запасу, ни по расходу. То есть массу АКБ, рассчитываемую в блоке массового расчета, математически нельзя связать с запасом и расходом энергии в ММ ДП. Поэтому задача заключалась в математическом описании этих двух параметров АКБ таким образом, чтобы

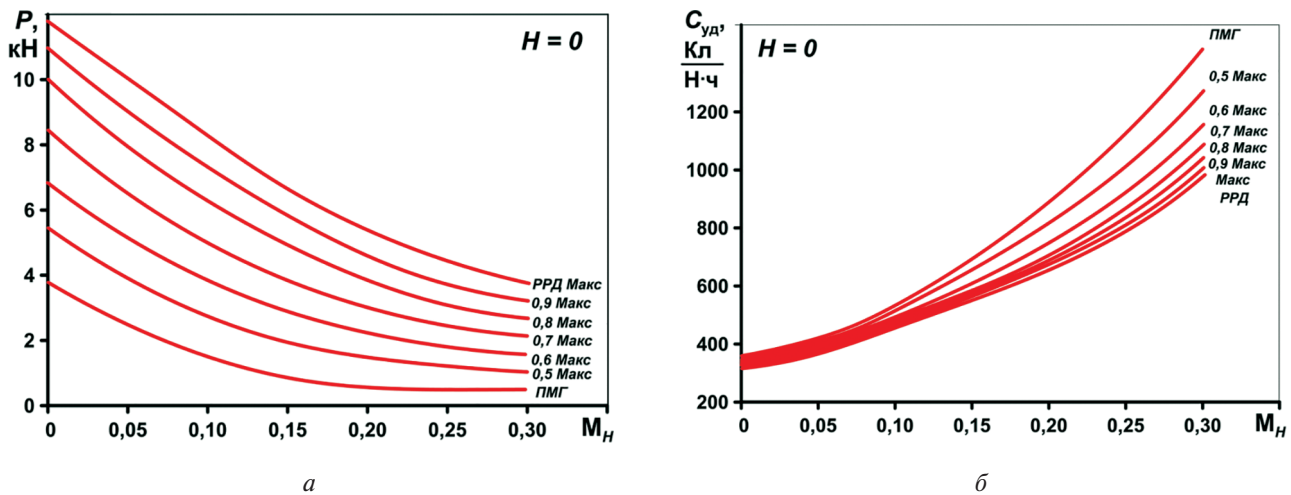


Рис. 5. Скоростные характеристики ЭСУ для разных режимов работы

ММ ДП корректно работала со всеми типами СУ. Для этого необходимо обеспечить математический учет количества и расхода энергии на борту полностью электрического ЛА в процессе полета без привязки к массе АКБ.

Первую часть проблемы, относящуюся к запасу энергии на борту, необходимого для обеспечения полета ЛА, решено учитывать через емкость АКБ, только измеряемую в Кулонах. Для перевода емкости АКБ из (А · ч) в Кулоны в ММ ЭСУ используется следующее выражение:

$$Q_{СУ} = 3600 \cdot Q_{АКБ}, \quad (3)$$

где $Q_{СУ}$ — емкость АКБ СУ, выражаемая в Кулонах, Кл.

Далее следовало организовать математически универсальный учет расхода жидкого топлива и электроэнергии в ММ ДП. Выполнено это следующим образом. Так как ММ ДП динамическая, то в ней каждый участок полета считается путем интегрирования дифференциальных уравнений движения ЛА по времени в секундах. При этом шаг интегрирования для каждого участка отдельно задается в исходных данных. Секундным расходом электроэнергии для ЭСУ является, по сути, ток, выходящий из АКБ, который измеряется в Амперах. Физически 1 ампер является количеством заряда, равного одному кулону, проходящего через сечение проводника за одну секунду, то есть единица измерения Кл/с. Это, в свою очередь, является полной математической аналогией с расходом топлива, измеряемым в кг/с. Следовательно, если для ЭСУ количество электроэнергии учитывать в Кл, а ее расход в Кл/с, то это будет математически универсальный учет как для жидкого топлива, так и для электроэнергии АКБ. При этом для расчета расхода электроэнергии на текущем шаге интегрирования участка полета [28] используется следующее выражение:

$$Q_i = Q_{\eta,i} t_i, \quad (4)$$

где Q_i — емкость АКБ, потраченная на текущем шаге интегрирования участка полета, Кл; $Q_{\eta,i}$ — секундный расход емкости АКБ на текущем шаге интегрирования участка полета, Кл/с; t_i — шаг интегрирования, с.

Такие программно-методические решения позволили в ММ ДП однообразно учитывать запас и расход жидкого топлива и электроэнергии АКБ для СУ с разными типами двигателей.

И последний момент заключается в том, что остаточная емкость АКБ не должна быть меньше определенного значения, иначе в ней начнут происходить необратимые процессы старения. Для этого в ММ ДП производится учет невыработываемого остатка емкости АКБ, задаваемого в исходных данных, который в процессе моделирования траектории полета вычисляется на каждом шаге интегрирования. Когда достигается заданное значение остаточной емкости по выражению (5), то полет считается выполненным при условии, если не ограничена дальность или продолжительность полета:

$$Q_{ост} \leq 100\% \frac{Q_{АКБ} - Q_{\Sigma i}}{Q_{АКБ}}, \quad (5)$$

где $Q_{ост}$ — невыработываемая емкость АКБ, %; $Q_{АКБ}$ — емкость АКБ, Кл; $Q_{\Sigma i}$ — суммарная емкость АКБ, потраченная на текущее время полета, Кл.

Оценка качества доработанной программы

После разработки ММ ЭСУ и ее интеграции с ММ ДП в общий алгоритм программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» проведено исследование качественной оценки результатов, получаемых с ее помощью. Для этого сформирова-

ны произвольный проект БПЛА с ЭСУ и его программа полета, содержащая участки: взлет на РРД «Взлетный («Максимал»)»; набор высоты до 6 км на РРД «Номинальный (0,9 «Максимала»)»; горизонтальный полет на дроссельных РРД; снижение и посадка на РРД «Полетный малый газ» (ПМГ).

Анализ рис. 6, где продемонстрированы зависимости высоты полета $H_{п}$ и взлетной массы самолета $m_{ЛА}$ от дальности полета $L_{п}$, показывает, что профиль полета по высоте рассчитан правильно. При этом $m_{ЛА}$ не изменяется, что демонстрирует корректность, связанную с тем, что масса АКБ при изменении емкости в процессе полета БПЛА не изменяется, как при выработке жидкого топлива в газотурбинных или поршневых двигателях.

По графику, представленному на рис. 7, можно сделать анализ реакции ММ ДП самолета на заданные в программе полета РРД. Так, по зависимости угла установки ручки управления двигателем $\alpha_{руд}$ от дальности полета $L_{п}$ видно, что $\alpha_{руд}$ на всех участках полета соответствует заданным значениям РРД.

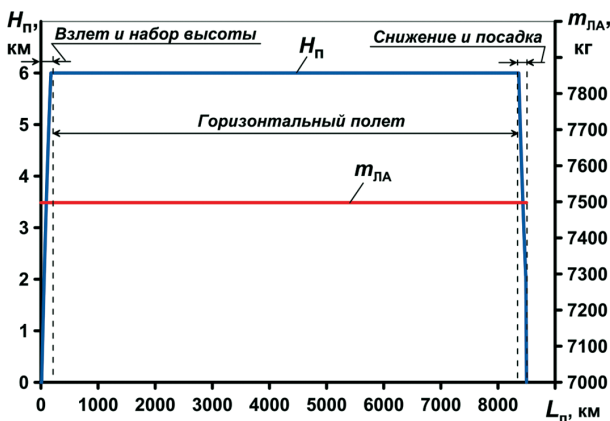


Рис. 6. Зависимость высоты полета и массы ЛА в процессе полета

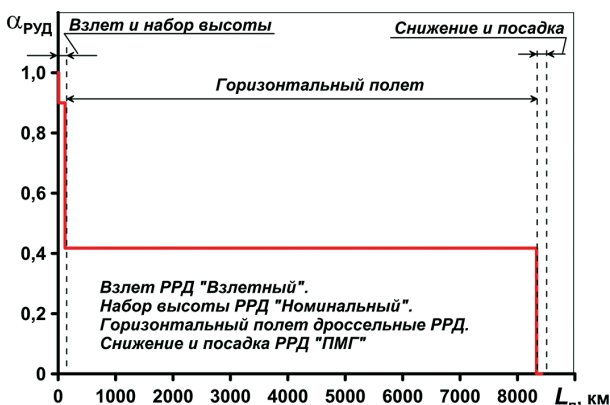


Рис. 7. Зависимость угла установки ручки управления двигателем от дальности полета ЛА

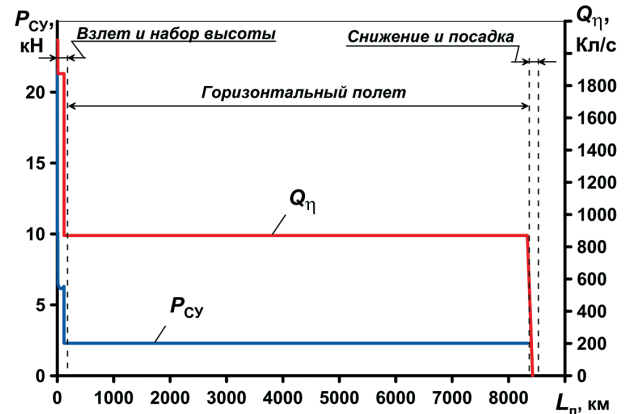


Рис. 8. Зависимость тяги СУ и секундного расхода энергии в процессе полета ЛА

При этом зависимости тяги СУ $P_{СУ}$ и секундного расхода энергии $Q_{п}$ от дальности полета $L_{п}$, продемонстрированные на рис. 8, качественно полностью коррелируются с положением $\alpha_{руд}$ по всем участкам полета.

Выводы

В результате проведенного исследования разработана ММ ЭСУ и интегрирована с ММ ДП в общий алгоритм программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА». При этом разработаны новые математические условия корректного учета количества и расхода бортовой энергии в процессе полета самолета, универсально работающие для ЭСУ с АКБ и СУ с двигателями на жидком топливе.

Проверка доработанной программы на адекватность по результатам моделирования траектории полета произвольного БПЛА с ЭСУ качественно показала, что интеграция ММ ЭСУ с ММ ДП в общем алгоритме реализована успешно. На основании этого можно предположить, что она обеспечит проведение инженерных исследований при формировании технического облика ЭСУ по критериям самолетного уровня на этапах внешнего проектирования.

Таким образом, за счет доработки ММ СУ и ее интеграции с ММ ДП в общий алгоритм программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» получилось расширить ее функциональные возможности. Это, в свою очередь, обеспечило повышение эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ различных типов по критериям самолетного уровня. Следовательно, цель, поставленная в работе, достигнута.

Список источников

1. Кондратенко М. Электросамолеты: как авиация готовится к революции. URL: <https://trends.rbc.ru/trends/industry/610812b29a79470df7a3f7b4>
2. Шереметьев А. Самый большой электрический беспилотник поднимает в воздух до 180 кг груза. URL: <https://hightech.fm/2023/01/31/autonomus-cargo-airplane>
3. Моисеев В.С. Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. — Казань: Школа, 2020. — 284 с.
4. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. и др. Беспилотные летательные аппараты: Справочное пособие. — Воронеж: Научная книга, 2015. — 619 с.
5. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В. и др. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета // Авиационные двигатели. 2020. № 3(8). С. 5–14. DOI: 10.54349/26586061_2020_3_5
6. Лютаревич А.Г., Долгингер С.Ю., Вяткина Е.А., Тевс В.В. Моделирование электродвигателя с постоянными магнитами для беспилотного летательного аппарата // Динамика систем, механизмов и машин. 2017. Т. 5. № 3. С. 63–68.
7. Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Уразбахтин Р.Р., Старков Р.С. Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24. № 3(89). С. 52–58.
8. Холкин Д., Чаусов И., Шуранова А. Энергетика беспилотных авиационных систем // Энергетическая политика. 2023. № 8(187). С. 26–37. DOI: 10.46920/2409-5516_2023_8186_26
9. Козлов С.И., Фатеев В.Н. Топливные элементы — перспективные химические источники электрической энергии // Транспорт на альтернативном топливе. 2014. № 2(38). С. 7–22.
10. Александров В.И., Шайдуров В.И., Салихов И.И., Соколова Е.С. Источник энергии к беспилотным летательным аппаратам // Актуальные исследования. 2022. № 36(115). С. 23–25.
11. Пудова Е. Авиатранспорт будущего: какие электрические самолеты уже покоряют небо. URL: <https://zoom.snews.ru/publication/item/64519>
12. Гордин М.В., Рогалев Н.Д., Аверьков И.С. и др. Методика оценки энергетических и массогабаритных характеристик авиационной вспомогательной силовой установки с топливными элементами // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20. № 6. С. 122–131.
13. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 864 с.
14. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. — Изд. 2-е, испр. и доп. — М.: Физматлит, 2008. — 328 с.
15. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Концепция многодисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 94–110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
16. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34–43. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=6441>
17. Simcenter Amesim 2021.2 Electric Storage Library. User's guide. Siemens Digital Industries Software, 2021. — 116 p.
18. Simcenter Amesim 2021.2. Electric Motors and Drives Library. User's guide. Siemens Digital Industries Software, 2021. — 84 p.
19. Халютин С.П., Давидов А.О., Жмуров Б.В. Электрические и гибридные самолеты: перспективы создания // Электричество. 2017. № 9. С. 4–16. DOI: 10.24160/0013-5380-2017-9-4-16
20. Халютин С.П. Системы электроснабжения воздушных судов: Учебник. — М.: ИД Академии Жуковского, 2022. — 572 с.
21. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Федоров Р.М. Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ RU 2015662803. Бюл. №12(110)2015, 20.12.2015.
22. Панасюк Г.И., Попов И.А., Привалов Г.В. Авиационные электрические машины: Учебник. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989. — 326 с.
23. Грузков С.А., Останин С.Ю., Сугробов А.М. и др. Электрооборудование летательных аппаратов. Т. 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов. — М.: ИД МЭИ, 2019. — 568 с.
24. Грузков С.А., Морозов В.А., Нагайцев В.И. и др. Электрооборудование летательных аппаратов: Учебник для вузов. Т. 2. Элементы и системы электрооборудования — приемники электрической энергии. — М.: ИД МЭИ, 2019. — 552 с.
25. Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В., Луковников А.В. Подход к математическому моделированию воздушного винта самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 140–149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>
26. Боровиков Д.А. Методика определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата. Дис. канд. тех. наук. — М.: МАИ. 2022. — 113 с.
27. Liliium's Battery Strategy: Performance at Scale URL: <https://liliium.com/newsroom-detail/liliiums-battery-strategy>
28. Шевелев А.О., Будаева В.В. Расчет дальности полета электрического самолета // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 65. С. 69–79. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.07

References

- Kondratenko M. *Elektrosamolety: kak aviatsiya gotovitsya k revolyutsii*. URL: <https://trends.rbc.ru/trends/industry/610812b29a79470df7a3f7b4>
- Sheremet'ev A. *Samyi bol'shoi elektricheskii bespilotnik podnimaet v vozdukh do 180 kg gruz*. URL: <https://hightech.fm/2023/01/31/autonomus-cargo-airplane>
- Moiseev V.S. *Silovye ustanovki perspektivnykh bespilotnykh vertoletov* (Power plants of promising unmanned helicopters), Kazan, Shkola, 2020, 284 p.
- Ivanov M.S., Aganov A.V., Krylov A.A. et al. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Spravochnoe posobie* (Unmanned aerial vehicles. Reference book), Voronezh, Scientific book, Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 619 p.
- Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Geliev A.V. et al. *Aviatsionnye dvigateli*, 2020, no. 3(8), pp. 5–14. DOI: 10.54349/26586061_2020_3_5
- Lyutarevich A.G., Dolinger S.Yu., Vyatkina E.A., Tevs V.V. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin*, 2017, vol. 5, no. 3, pp. 63–68.
- Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Urazbakhtin R.R., Starkov R.S. *Vestnik UGATU*, 2020, vol. 24, no. 3(89), pp. 52–58.
- Kholkin D., Chausov I., Shuranova A. *Energeticheskaya politika*, 2023, no. 8(187), pp. 26–37. DOI: 10.46920/2409-5516_2023_8186_26
- Kozlov S.I., Fateev V.N. *Transport na al'ternativnom toplive*, 2014, no. 2(38), pp. 7–22.
- Aleksandrov V.I., Shaidurov V.I., Salikhov I.I., Sokolova E.S. *Aktual'nye issledovaniya*, 2022, no. 36(115), pp. 23–25.
- Pudova E. *Aviatransport budushchego: kakie elektricheskie samolety uzhe pokoryayut nebo*. URL: <https://zoom.cnews.ru/publication/item/64519>
- Gordin M.V., Rogalev N.D., Aver'kov I.S. et al. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*, 2018, vol. 20, no. 6, pp. 122–131.
- Pogosyan M.A., Liseitsev N.K., Strelets D.Yu. et al. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design). Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 864 p.
- Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika* (Forecasting the development of aviation technology: theory and practice). 2nd ed. Moscow, Fizmatlit, 2008, 328 p.
- Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V. The concept of pluridisciplinary forming of precursory technical appearance of military purpose unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 94–110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
- Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34–43. URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=6441>
- Simcenter Amesim 2021.2 Electric Storage Library. User's guide*. Siemens Digital Industries Software, 2021, 116 p.
- Simcenter Amesim 2021.2. Electric Motors and Drives Library. User's guide*. Siemens Digital Industries Software, 2021, 84 p.
- Khalyutin S.P., Davidov A.O., Zhmurov B.V. *Elektrichestvo*, 2017, no. 9, pp. 4–16. DOI: 10.24160/0013-5380-2017-9-4-16
- Khalyutin S.P. *Sistemy elektrosnabzheniya vozdushnykh sudov* (Aircraft power supply systems), Moscow, Akademia Zhukovskogo, 2022, 572 p.
- Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Fedorov R.M. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Raschet tyagovo-ekonomicheskikh i udel'no-massovykh kharakteristik silovoi ustanovki i parametrov dvizheniya letatel'nogo apparata" RU 2015662803, 20.12.2015* (Certificate of State registration of computer programs "Calculation of thrust-economic and specific mass characteristics of the power plant and motion parameters of the aircraft", no. RU2015662803, 20.12.2015).
- Panasyuk G.I., Popov I.A., Privalov G.V. *Aviatsionnye elektricheskie mashiny* (Aviation electric machines), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1989, 326 p.
- Gruzkov S.A., Ostanin S.Yu., Sugrobov A.M. et al. *Elektrooborudovanie letatel'nykh apparatov. T. 1. Sistemy elektrosnabzheniya letatel'nykh apparatov* (Electrical equipment of aircraft. Vol. 1. Aircraft power supply systems). Moscow, MEI, 2019, 568 p.
- Gruzkov S.A., Morozov V.A., Nagaitsev V.I. et al. *Elektrooborudovanie letatel'nykh apparatov. T. 2. Elementy i sistemy elektrooborudovaniya – priemniki elektricheskoi energii* (Electrical equipment of aircraft. Vol. 2. Elements and systems of electrical equipment – receivers of electric energy), Moscow, MEI, 2019, 552 p.
- Zinenkov Yu.V., Fedotov M.M., Raznoschikov V.V., Lukovnikov A.V. An approach to the aircraft propeller mathematical modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 140–149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>
- Borovikov D.A. *Metodika opredeleniya optimal'nogo oblika gibridnykh silovykh ustanovok s vozdushnym vintom v sisteme letatel'nogo apparata* (Methodology for determining the optimal design of hybrid power plants with a propeller in an aircraft system). Doctor's thesis, Moscow, MAI, 113 p.
- Lilium's Battery Strategy: Performance at Scale*. URL: <https://lilium.com/newsroom-detail/liliums-battery-strategy>
- Shevelev A.O., Budaeva V.V. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2021, no. 65, pp. 69–79. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.07

Статья поступила в редакцию 25.03.2024; одобрена после рецензирования 04.04.2024; принята к публикации 15.04.2024.
The article was submitted on 25.03.2024; approved after reviewing on 04.04.2024; accepted for publication on 15.04.2024.