

EXPERIMENTAL STUDIES OF CHARACTERISTICS ELECTRIC POWER PLANTS FOR LIGHT UAVS

D. S. Legkonogikh

*Military training and research center of the air force «Air force academy
named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin»*

leg_ds@mail.ru

Submitted 2021, November 10

Abstract. The article describes a stand for conducting experimental studies of electric power plants used on light unmanned aerial vehicles. Static characteristics of a number of propellers were obtained on the developed stand: thrust, power consumption and energy efficiency from the rotational speed. The obtained results were compared with theoretical positions for propellers with internal combustion engines, with an electric motor having similar parameters, as well as with the calculation results in the Propeller Selector program designed for selecting an air propeller to an aircraft.

Keywords: unmanned aerial vehicle; electric power plant; electric motor; propeller; experimental stand; energy efficiency.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ЛЕГКИХ БЛА

Д. С. Легконогих

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия
им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (ВУНЦ ВВС «ВВА»)*

leg_ds@mail.ru

Поступила в редакцию 10.11.2021

Аннотация. Приводится описание стенда для проведения экспериментальных исследований электрических силовых установок, применяемых на легких беспилотных летательных аппаратах. На разработанном стенде получены статические характеристики ряда воздушных винтов: тяги, потребляемой мощности и энергоэффективности от частоты вращения. Выполнено сравнение полученных результатов с теоретическими положениями для винтов с двигателями внутреннего сгорания, с электродвигателем, имеющим сходные параметры, а также с результатами расчета в программе Propeller Selector, предназначенной для подбора воздушного винта к летательному аппарату.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; электрическая силовая установка; электродвигатель; воздушный винт; экспериментальный стенд; энергоэффективность.

ВВЕДЕНИЕ

На современных беспилотных летательных аппаратах (БЛА) в составе силовых установок нашли применение следующие типы двигателей [1]:

– электрические двигатели (ЭД) применяются преимущественно на микро- (взлетной массой до 1 кг), сверхлегких (до 30 кг) и легких БЛА, летающих на относительно небольших высотах и дозвуковых скоростях;

– двигатели внутреннего сгорания (ДВС) применяются на легких (взлетной массой до 200 кг), средних (200–1000 кг) и реже на тяжелых (массой более 1000 кг) БЛА с большими, по сравнению с электрической силовой установкой (ЭСУ), дозвуковыми скоростями и высотами полета. При этом до мощности 150 кВт преимущество за бензиновыми двигателями, а дальше уже эффективнее использовать турбодизели либо турбокомпаундные дизели. При требуемой мощности более 500 кВт поршневые двигатели начинают уступать газотурбинным двигателям по удельной массе;

– газотурбинные двигатели применяются на средних, тяжелых и сверхтяжелых (массой более 10 т) БЛА, имеющих широкий диапазон высот и скоростей (в том числе сверхзвуковую, а в перспективе и гиперзвуковую скорость).

В настоящее время все больше структур, как силовых, так и коммерческих, обращают свои взоры в сторону беспилотной авиации, применение которой позволяет с большей эффективностью (либо с меньшими временными и материальными затратами) решать самый разнообразный спектр задач. Специалисты прогнозируют широкие перспективы применения БЛА, их мировое производство растет с каждым годом [2]. Таким образом, актуальность работы обусловлена широким применением ЭСУ на микро-, сверхлегких и легких БЛА (рис. 1) в настоящее время и в перспективе, а также ведущимися разработками ЭСУ для легких пилотируемых ЛА (рис. 2, 3).

Формирование облика ЭСУ для каждого разрабатываемого БЛА производится на основе обширных теоретических и экспериментальных исследований, от результатов которых зависит выбор параметров самой ЭСУ и, в конечном счете, эффективность применения всего комплекса с БЛА.



Рис. 1. Легкие БЛА с ЭСУ



Рис. 2. Гоночный электрический самолет разработки фирмы Airbus



Рис. 3. Перспективный электрический самолет NASA X-57 Maxwell

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Основная задача при формировании облика ЭСУ БЛА – подбор воздушного винта (ВВ) к ЭД. Винт необходимо подобрать таким образом, чтобы он, с одной стороны, развивал необходимую тягу (для БЛА квадрокоптерного типа наиболее важна статическая тяга), и, с другой стороны, не перегружал ЭД. Для взлетных режимов нужен ВВ малого шага (легкий), а для скоростных режимов – винт большого шага (тяжелый).

При подборе ВВ к двигателю используют внешние и винтовые характеристики винтомоторной группы. Внешняя характеристика показывает наибольшие мощности, которые можно получить от двигателя при различных частотах вращения и позволяет подобрать величину минимального установочного угла лопастей ВВ для получения взлетного режима. Винтовая характеристика – зависимость эффективной мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения при постоянном шаге винта, но переменном положении дроссельной заслонки карбюратора. Она показывает изменение потребной мощности винта при различных оборотах и представляет собой кубическую параболу [3].

На рис. 4 в безразмерных параметрах представлены характеристики винта В530ТА-Д35 с двигателем М-14П самолета Як-52. Из данных характеристик видно, насколько важен правильный подбор ВВ. Если взять винт слишком большого шага, то на взлетном режиме он будет работать на больших углах атаки, создавая большое сопротивление, и двигатель не сможет раскрутить его до максимальных оборотов, которым соответствует максимальная мощность. И наоборот, ВВ слишком малого шага на взлетном режиме работает на слишком малых углах атаки лопасти и не может поглотить мощности мотора без превышения максимально допустимых оборотов.

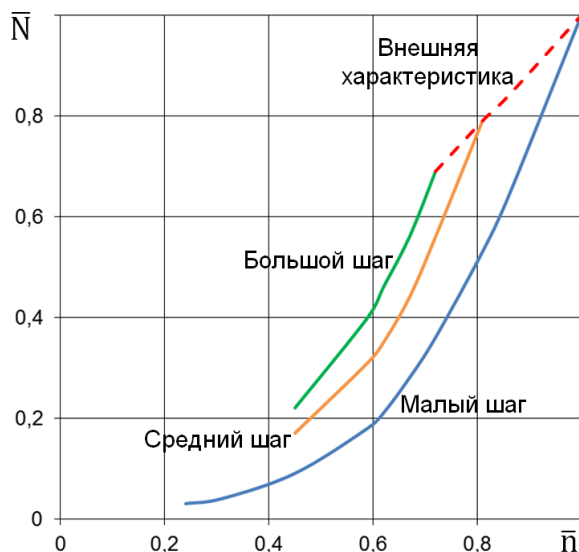


Рис. 4. Внешняя и винтовая характеристики винта V530TA-D35 с двигателем M-14П

Теоретические положения для силовой установки с ВВ и тепловым двигателем (ДВС или газотурбинным двигателем) давно разработаны и многие десятилетия успешно применяются на практике в авиации. Существующие методики позволяют подобрать оптимальный ВВ для наиболее полной реализации потенциала теплового двигателя. Что касается силовой установки с ВВ и ЭД, то в большинстве случаев при проектировании БЛА составляющие его ЭСУ подбираются эмпирическим путем. Кроме того, мощностные и моментные характеристики ДВС и ЭД значительным образом отличаются. Максимальная мощность ДВС достигается только с оптимальным винтом на каждом режиме, а у ЭД максимальный крутящий момент доступен в гораздо более широком диапазоне по частоте вращения, что позволяет ему реализовать свою мощность с ВВ разной размерности. Поэтому экспериментальные исследования ЭСУ представляют определенный интерес для практики.

Приведенные в данной статье исследования ограничены следующими рамками:

- испытания проводились в стендовых условиях: $N = 0$, $M = 0$;
- применялся ЭД DongXingWei D4250 800 kV мощностью 900 Вт;
- в качестве объектов выбраны шесть двухлопастных ВВ диаметрами от 10 до 14 дюймов и с шагом от 4,5 до 7,7 дюймов (10×4,5; 10,5×7,7; 11×7; 12×7; 13×7; 14×7);
- напряжение питания постоянное – 24 В.

Задачей исследования является получение экспериментальным путем статических характеристик ЭСУ в виде зависимостей для винтов различного диаметра и шага:

- тяги от частоты вращения (режима работы);
- потребляемой мощности от частоты вращения (на основе измерений напряжения и силы потребляемого постоянного тока);
- тяги от потребляемой мощности;
- энергоэффективности (тяги, отнесенной к мощности) от частоты вращения.

Для получения указанных зависимостей был разработан стенд, конструкция которого позволяет проводить статические исследования ЭСУ, состоящих из различных комбинаций ЭД и ВВ [4]. На данный момент проведены испытания только указанного выше ЭД с шестью ВВ. В дальнейшем предполагается исследовать характеристики ЭД с другими параметрами совместно с двухлопастными и трехлопастными винтами, импеллеров, а также планируется доработка стенда для исследования соосных ВВ.

Следующий этап – проведение экспериментов с применением аэродинамической трубы (рис. 5) кафедры аэродинамики и безопасности полетов ВУНЦ ВВС «ВВА», развивающую максимальную скорость воздушного потока 120 км/ч, которой вполне достаточно для моделирования скорости полета легкого БЛА.



Рис. 5. Аэродинамическая труба

На заключительном этапе планируется проведение летных испытаний на летающей лаборатории (рис. 6), разрабатываемой на кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА».



Рис. 6. Разрабатываемый БЛА

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД

Проектирование стенда началось с создания его 3D-модели (рис. 7). Изначально отдельные элементы планировалось изготовить с использованием аддитивных технологий, однако впоследствии они были заменены на металлические. Общий вид стенда представлен на рис. 8. Изменение режима работы ЭД 6 осуществляется вращением кремальеры сервотестера 8, подключенного к электронному регулятору скорости (контроллеру) 2. Основа рамы стенда выполнена из стального швеллера, а стенки 1 – из алюминиевого сплава Д-16Т. Для обеспечения возможности перемещения относительно рамы ЭД с воздушным винтом закреплены на подвижной раме 4, установленной на рельсах 3. Подвижная рама соединена с устройством измерения тяги (электронными весами) 7, закрепленным на перекладине. Величина перемещения ЭД с ВВ зависит от силы тяги, которая определяется по показаниям на дисплее электронных весов. Источником питания для ЭД является аккумуляторная батарея (АКБ) 12 (возможно применение блока питания), напряжение с которой подается на ЭД через контроллер. Напряжение и потребляемая сила тока, остаточный заряд АКБ, а также значение потребляемой мощности отображаются на дисплеях устройств 10 и 11. Частота вращения ЭД с винтом определяется

лазерным тахометром, который считывает показания с метки 5, закрепленной на роторе ЭД. Температура ЭД измеряется датчиком температуры, показания которого выводятся на дисплей 9. В состав стенда входит также зарядное устройство для АКБ.

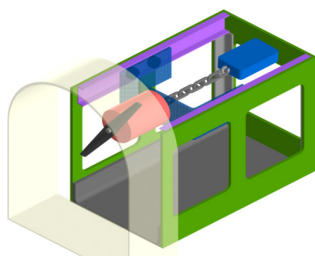


Рис. 7. 3D-модель стенда



Рис. 8. Общий вид стенда

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Полученные по результатам экспериментов зависимости представлены в табл. 1–3 и на рис. 9–12.

Таблица 1. Результаты замера тяги

n, об/мин	Тяга, кг					
	Винты					
	10×4,5	10,5×7,7	11×7	12×7	13×7	14×7
2000					0,115	0,14
3000				0,145	0,25	0,345
4000	0,105	0,18	0,125	0,34	0,49	0,63
5000	0,26	0,4	0,24	0,58	0,74	1
6000	0,4	0,55	0,44	0,83	1,05	1,47
7000	0,57	0,79	0,685	1,13	1,53	2
8000	0,795	1,08	0,905	1,56	2,05	2,7
9000	1,01	1,4	1,21	1,92	2,7	
10000	1,33	1,8	1,63	2,43		
11000	1,72	2,25	2,12			
12000	2,11	2,8	2,7			
13000	2,55					

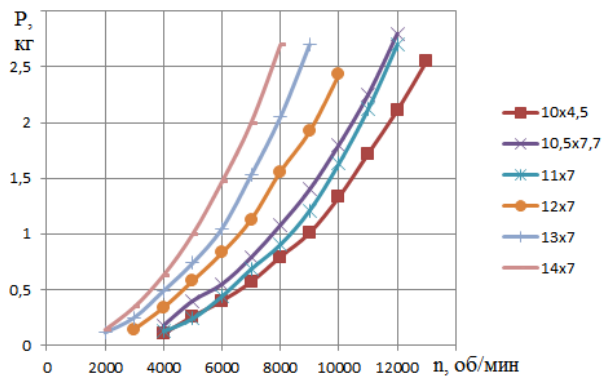


Рис. 9. Зависимости тяги от частоты вращения

Таблица 2. Результаты замера потребляемой мощности

n, об/мин	Мощность, Вт					
	Винты					
	10×4,5	10,5×7,7	11×7	12×7	13×7	14×7
2000					18	20
3000				30	38	46
4000	26	44	38	60	86	96
5000	46	74	66	110	140	170
6000	70	122	106	178	230	294
7000	108	186	158	286	388	460
8000	156	268	234	428	550	710
9000	218	372	312	592	876	
10000	302	508	454	810		
11000	402	654	626			
12000	520	890	852			
13000	690					

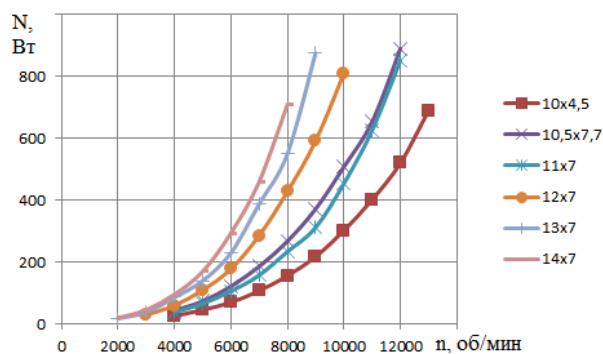


Рис. 10. Зависимости потребляемой мощности от частоты вращения

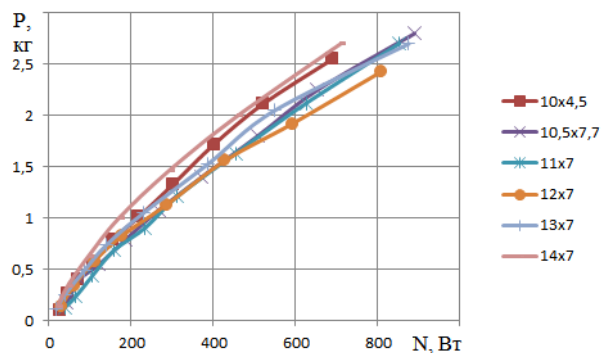


Рис. 11. Зависимости тяги от мощности

Таблица 3. Результаты расчета энергоэффективности

n, об/мин	Энергоэффективность, г/Вт					
	Винты					
	10×4,5	10,5×7,7	11×7	12×7	13×7	14×7
2000					6,389	7
3000				4,833	6,579	7,5
4000	4,038	4,091	3,289	5,667	5,698	6,563
5000	5,652	5,405	3,636	5,273	5,286	5,882
6000	5,714	4,508	4,151	4,663	4,565	5
7000	5,278	4,247	4,335	3,951	3,943	4,348
8000	5,096	4,03	3,868	3,645	3,727	3,803
9000	4,633	3,763	3,878	3,243	3,082	
10000	4,404	3,543	3,59	3		
11000	4,279	3,44	3,387			
12000	4,058	3,146	3,169			
13000	3,696					

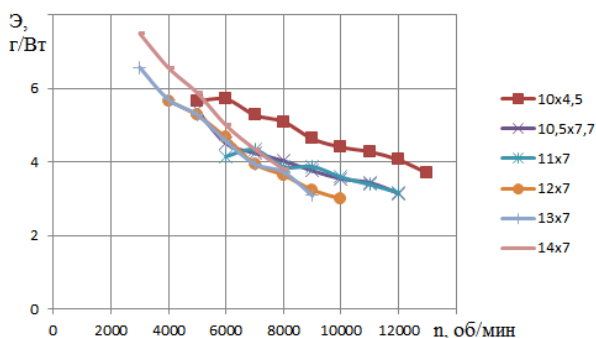


Рис. 12. Зависимости энергоэффективности от частоты вращения

Анализ полученных зависимостей позволяет сформулировать следующие выводы:

1. ЭД способен реализовать свою максимальную мощность в некотором диапазоне диаметров и шагов винтов.

2. С учетом ограниченного запаса энергии на борту БЛА, одним из приоритетных показателей является энергоэффективность (г/Вт) его ЭСУ. Ввиду того, что энергоэффективность снижается с увеличением частоты вращения, в ряде случаев может оказаться целесообразным выбрать переразмеренный ЭД, который на крейсерском режиме будет работать не в полную мощность, а значит с лучшей энергоэффективностью. Этот вывод отличается от практики применения тепловых двигателей, в которых переразмеренность отрицательно влияет на топливную эффективность.

3. Зависимости тяги от мощности для разных винтов количественно близки, т.е. на единицу потребляемой мощности разные винты, вращаясь с разной частотой, обеспечивают близкие по значениям тяги. Однако максимальную тягу на единицу мощности (удельную тягу) создают ВВ максимального и минимального диаметров из рассмотренных: 14×7 и 10×4,5 соответственно, что свидетельствует об отсутствии прямого влияния размера ВВ на его удельную тягу.

4. Для получения максимальной продолжительности полета необходимо выбрать винт с максимальной эффективностью (с минимальным энергопотреблением для крейсерской тяги).

5. Зависимость энергоэффективности от частоты вращения для всех винтов протекает аналогично: сначала на малых оборотах происходит некоторый рост, а затем постоянное снижение с увеличением частоты вращения. Снижение объясняется тем, что с увеличением частоты

вращения потребляемая винтами мощность растет быстрее тяги. Однако темп снижения у всех разный, наименьший он для винтов 10×4,5 и 11×7. Но эффективность ВВ 10×4,5 во всем диапазоне частот вращения оказывается выше.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Из теории ВВ, работающего совместно с ДВС, известно, что тяга винта и потребляемая им мощность определяются по соответствующим формулам [5]:

$$P = \alpha \rho n^2 D^4, \quad (1)$$

$$N = \beta \rho n^3 D^5, \quad (2)$$

где α – коэффициент тяги винта; β – коэффициент мощности винта; ρ – плотность воздуха; n – частота вращения винта; D – диаметр винта.

С целью проверки корректности полученных экспериментальных данных, выполнено их сравнение с программой расчета ВВ для малоразмерных летательных аппаратов Propeller Selector и с данными производителя ЭД T-motor AT3520 (мощность 950 Вт, 850 кV), близкого по характеристикам к ЭД DongXingWei D4250 (мощность 890 Вт, 800 кV), примененному на стенде. Зависимости тяги от частоты вращения винта 14×7 для проведенного эксперимента, данных производителя T-motor AT3520 и расчета в программе Propeller Selector представлены на рис. 13.

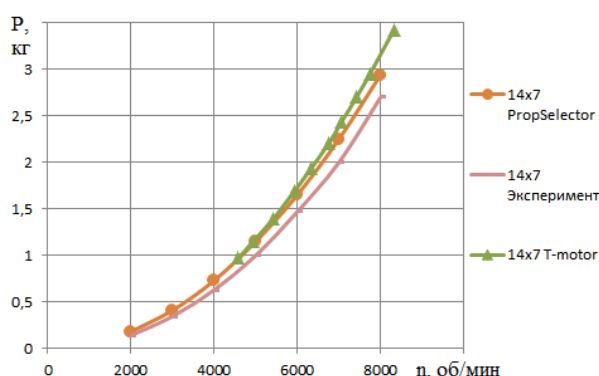


Рис. 13. Зависимости тяги винта 14×7 от частоты вращения

Аппроксимация результатов эксперимента для ВВ максимального диаметра 14×7 для значений тяги имеет вид:

$$P = 1,45 \cdot 10^{-8} \cdot n^{2,1195}, \quad (3)$$

для расчетов в программе Propeller Selector:

$$P = 4 \cdot 10^{-8} \cdot n^{2,0142}, \quad (4)$$

для ЭД T-motor AT3520:

$$P = 2 \cdot 10^{-8} \cdot n^{2,1033}. \quad (5)$$

Зависимости потребляемой мощности от частоты вращения винта 14×7 для проведенного эксперимента и данных производителя T-motor AT3520 представлены на рис. 14.

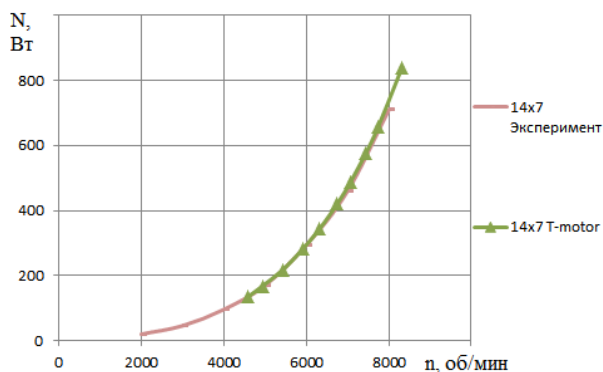


Рис. 14. Зависимости потребляемой мощности винта 14×7 от частоты вращения

Аппроксимация результатов эксперимента для ВВ 14×7 для значений потребляемой мощности имеет вид:

$$N = 9 \cdot 10^{-9} \cdot n^{2,7806}, \quad (6)$$

для ЭД T-motor AT3520:

$$N = 9 \cdot 10^{-10} \cdot n^{3,0517}. \quad (7)$$

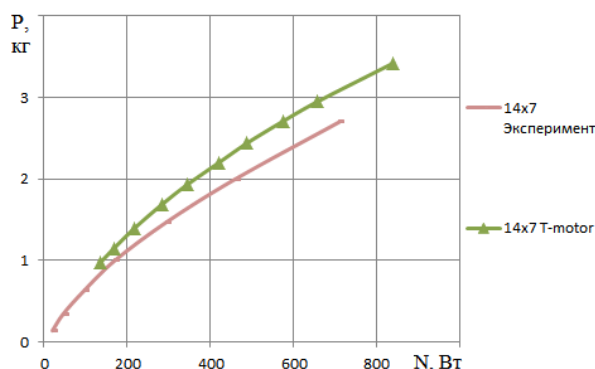


Рис. 15. Зависимости тяги винта 14×7 от потребляемой мощности

Аппроксимация результатов эксперимента для винта 14×7 для зависимости тяги от мощности имеет вид:

$$P = 0,0239 \cdot N^{0,7225}; \quad (8)$$

для ЭД T-motor AT3520:

$$P = 0,0341 \cdot N^{0,6884}. \quad (9)$$

Из рис. 14 следует, что на одних и тех же режимах работы обе ЭСУ (DongXingWei D4250 и T-motor AT3520) потребляют одинаковую мощность. Однако на рис. 13 и рис. 15 видно, что создаваемая тяга T-motor AT3520 оказывается выше. Это объясняется наличием неизбежных погрешностей измерений на экспериментальном стенде, а также возможным завышением характеристик ЭД T-motor AT3520 его производителем.

В целом, как следует из зависимостей на рис. 13 и 14, наблюдается соответствие полученных экспериментальных данных (8) и (11) известным теоретическим зависимостям (6) и (7), а также расчетным данным и характеристикам существующей аналогичной ЭСУ. Это позволяет сделать вывод о корректности полученных результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных экспериментальных исследований получены количественные характеристики малоразмерной ЭСУ, которые могут быть использованы для выбора ЭД и ВВ при проектировании БЛА.

В заключении хочется отметить, что область применения ЭД с винтами достаточно широка и не ограничивается исключительно силовой установкой для создания тяги. Как, например, летающая лаборатория ТВС-2МС с распределенной ЭСУ, в которой восемь ЭД с ВВ используются для обдува нижнего крыла с целью повышения аэродинамических характеристик самолета (рис. 16).



Рис. 16. Самолет ТВС-2МС с распределенной ЭСУ на нижнем крыле

Однако, несмотря на бурное развитие беспилотной авиации, где ЭСУ наиболее востребованы в классе легких БЛА, практически отсутствуют ЭД отечественного производства. АКБ, электрические и электронные компоненты также в подавляющем своем большинстве импортные. Оснащение отечественных БЛА, особенно военного назначения, элементами иностранного производства, в свете текущих политических событий является как минимум рискованным, а в ряде случаев и нецелесообразным, т.к. оказываются морально и технически устаревшие элементы с низкой надежностью и высокой ценой. Намечившееся отставание в беспилотной авиации можно ликвидировать только активными исследованиями в данной предметной области.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Беспилотные** летательные аппараты: справочное пособие / М. С. Иванов [и др.]; под ред. С. А. Попова. Воронеж: Научная книга, 2015. 619 с. [М. S. Ivanov, et al.; S. A. Popov (ed.), *Unmanned aerial vehicles: a reference guide*, (in Russian). Voronezh: Nauchnaya kniga, 2015.]
2. **Двигатели** для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее / А. Н. Черкасов [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 127–137. [А. N. Cherkasov, et al., “Engines for domestic drones: past, present and future”, (in Russian), in *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tehnika, tehnologii i mashinostroenie*, vol. 17, no. 3, pp. 127-137, 2018.]
3. **Лапшин А. М., Анохин П. И.** Авиационный двигатель М-14П: учебное пособие. М.: Транспорт, 1976. 229 с. [А. М. Lapshin, P. I. Anokhin, *Aviation engine M-14P: textbook*, (in Russian). Moscow: Transport, 1976.]
4. **Легконогих Д. С., Зеленин А. Н.** Разработка стенда для исследования характеристик электрической силовой установки БЛА // Климовские чтения – 2020: перспективные направления развития авиадвигателестроения (сборник статей НТК). СПб.: Скифия-принт, 2020. 344 с. С. 303–311. [D. S. Legkonogikh, A. N. Zelenin, “Development of a stand for the study of the characteristics of an electric power plant of a UAV”, (in Russian), in *Klimov readings - 2020: promising directions for the development of aircraft engine construction*. St. Petersburg: Skifiya-print, pp. 303-311, 2020.]
5. **Теуш В. Л., Сидоров И. А.** Общий курс воздушных винтов: учебное пособие для авиационных вузов. М.: НКАП СССР, 1943. 280 с. [V. L. Teush, I. A. Sidorov, *General course of propellers: studies manual for aviation colleges: textbook*, (in Russian). Moscow: NKAP SSSR, 1943.]

ОБ АВТОРЕ

ЛЕГКОНОГИХ Денис Сергеевич, доц. каф. авиац. двигателей (ВУНЦ ВВС «ВВА»). Дипл. инж. по эксплуатации ЛА и двигателей (Ставропольский филиал ВВИА, 2004). Канд. техн. наук по диагностике техн. систем (ВАИУ, 2010). Иссл. в обл. электрических и гибридных силовых установок.

LEGKONOGIKH, Denis Sergeevich, Assoc. Prof., Dept. of Aircraft engines (VUNTS VVS «VVA»). Dipl. engineer on the operation of aircraft and engines (Stavropol branch of VVIA, 2004). Cand. of Tech. Sci. (VAIU, 2010).

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 1 (95), pp. 81-91, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).