

УДК 533.662

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-87-93

Новый способ увеличения тяги воздушного винта путем применения дополнительной несущей поверхности

Эрдэнэбат Тумур-Очир, Эрдэнэбат Батзоригт, Ганбат Данаа

Монгольский государственный университет науки и технологии

An Analysis of Increasing Thrust of an Air Propeller Through Additional Lift Surface

Erdenebat Tumor-Ochir, Erdenebat Batzorigt, Ganbat Danaa

Mongolian University of Science and Technology

Воздушные винты, используемые в малогабаритных беспилотных летательных аппаратах, функционируют в области малых чисел Рейнольдса. Аэродинамическая сила, возникающая на лопасти при работе воздушного винта, является переменной. Для чисел Рейнольдса менее $5 \cdot 10^5$ на некоторых участках внешней поверхности винта возникает явление срыва ламинарного течения. Чтобы устранить это явление, повысить подъемную силу на лопасти и тем самым уменьшить пограничный слой турбулентности, разработана и запатентована новая конструкция воздушного винта, названная двухлопастным воздушным винтом. Эта конструкция имеет дополнительную лопасть над основной. Для образцов двухлопастных воздушных винтов с помощью программы ANSYS Fluent определены положения, в которых снижаются индуктивное сопротивление и пограничный слой турбулентности и повышается подъемная сила. В лабораторных условиях выполнено исследование статической силы тяги двухлопастного воздушного винта на стенде, обеспечивающем измерение моментов при частоте вращения 2000...4500 мин⁻¹. Сделан сравнительный анализ двухлопастного воздушного винта с классическим.

Ключевые слова: двухлопастной воздушный винт, малая скорость, турбулентное течение, отрыв ламинарного течения

Air propellers used in small scale unmanned aircraft operate at low Reynolds numbers. The aerodynamic force occurring on the blade when the air propeller is in operation is of variable nature. It is observed that for Reynold numbers below $5 \cdot 10^5$ flow separation can occur on some sections of the propeller surface. To deal with the problem, increase the lift on the blade and therefore, reduce the turbulence boundary level, a new design called bi-blade propeller is developed and patented. This design features an additional blade above the main one. Using ANSYS Fluent, samples of the bi-blade propellers were investigated to determine the positions where the inductive resistance and the turbulence boundary level decreased, and the lift increased when the air propeller was in operation. A comparison study was conducted in laboratory conditions to investigate static thrust of the bi-blade propeller on a test bench at 2000–4500 мин⁻¹. The bi-blade propeller was compared with a conventional propeller.

Keywords: bi-blade air propeller, subsonic regime, turbulent flow, flow separation

В прошлом веке достаточно интенсивно проводились исследования воздушного винта (ВВ) летательных аппаратов. В настоящее время благодаря технологическому прорыву в этой области существенно упростилось изготовление малогабаритных многосекторных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В связи с этим возникла необходимость углубленного исследования ВВ при малых скоростях воздушного потока [1, 2].

Для улучшения аэродинамических качеств и тяги БПЛА, а также снижения шума ВВ в работе [3] проведены исследования винта БПЛА при малых скоростях воздушного потока. В статье [4] для достижения этой цели рассмотрен ВВ из легких прочных композиционных материалов, выбран профиль лопасти с хорошими аэродинамическими показателями, изменена конструкция ВВ.

Основной причиной снижения аэродинамических характеристик ВВ служит отрыв ламинарного течения от внешней поверхности лопасти [5, 6].

Это явление происходит при малых числах Рейнольдса. Турбулентное течение увеличивает силу трения несущей поверхности, вызывает обратный поток воздуха (завихрение у задней кромки основной лопасти), что приводит к уменьшению силы тяги ВВ [7, 8].

Изменение скорости потока и переход ламинарного течения в турбулентное для любого газа (воздуха или жидкости) вокруг твердого тела определяют с помощью числа Рейнольдса [9]. Течение воздуха и подъемная сила на несущей поверхности тесно связаны с изменением числа Рейнольдса. Для улучшения аэродинамических характеристик ВВ необходимо определить геометрические параметры поперечного сечения лопасти. Поперечное сечение лопасти называют профилем, который аналогичен профилю крыла самолета [10, 11].

Цель работы — исследование двухлопастного ВВ, состоящего из основной и дополнительной лопастей.

Нижняя лопасть является основной, а верхняя лопасть — дополнительной (рис. 1).

При работе двухлопастного ВВ уменьшается энергия вихревого потока на поверхности задней части основной лопасти (ОЛ) и увеличивается область возникновения подъемной силы на поверхности дополнительной лопасти (ДЛ).



а



б

Рис. 1. Экспериментальные модели (а) и установленный на стенде образец (б) двухлопастного ВВ

Геометрические параметры профиля двухлопастного ВВ. Двухлопастной ВВ, геометрические параметры которого показаны на рис. 2, имеет двойную поверхность течения воздуха. Геометрическими параметрами профиля ОЛ являются хорда, кривизна верхней и нижней поверхностей, радиус кривизны, средняя линия, передняя и задняя кромки. Геометрическими параметрами профиля дополнительной

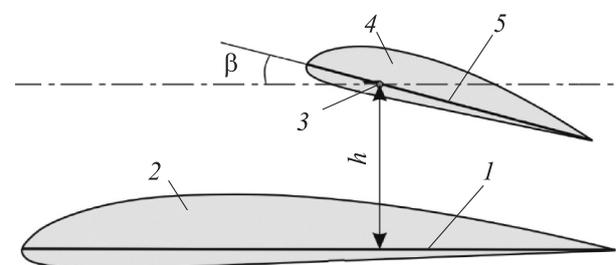


Рис. 2. Основные геометрические параметры профилей двухлопастного ВВ:

1 и 5 — хорда профиля ОЛ и ДЛ; 2 и 4 — профили ОЛ и ДЛ; 3 — центр вращения профиля; β — угол установки ДЛ относительно ОЛ; h — расстояние между профилями ОЛ и ДЛ

лопасти являются хорда, угол установки ДЛ относительно ОЛ, центр вращения.

На аэродинамические качества двухлопастного ВВ влияют такие геометрические параметры, как расстояние между профилями ОЛ и ДЛ и расположение ДЛ над ОЛ.

Влияние расположения ДЛ на аэродинамическое качество двухлопастного ВВ. Для исследования влияния расположения ДЛ на характеристики воздушного течения и аэродинамические силы двухлопастного ВВ выбраны три варианта расположения ДЛ (рис. 3), где v — скорость воздушного потока.

Моделирование разных вариантов расположения двухлопастного ВВ с изменением всех геометрических характеристик выполнено в программе Solid Works. Затем проведено конвертирование моделей в программу ANSYS Fluent, где было смоделировано скоростное

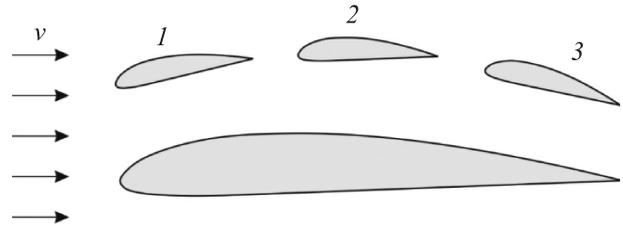


Рис. 3. Варианты расположения ДЛ двухлопастного ВВ:
1 — переднее; 2 — среднее; 3 — заднее

воздушное течение в аэродинамической трубе при малых числах Рейнольдса.

Результаты моделирования показали, что при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ ламинарное течение остается неизменным как в традиционном ВВ, так и в двухлопастном ВВ. При этом у двухлопастного ВВ характеристика течения потока воздуха и аэродинамические показатели лучше, чем у традиционного ВВ.

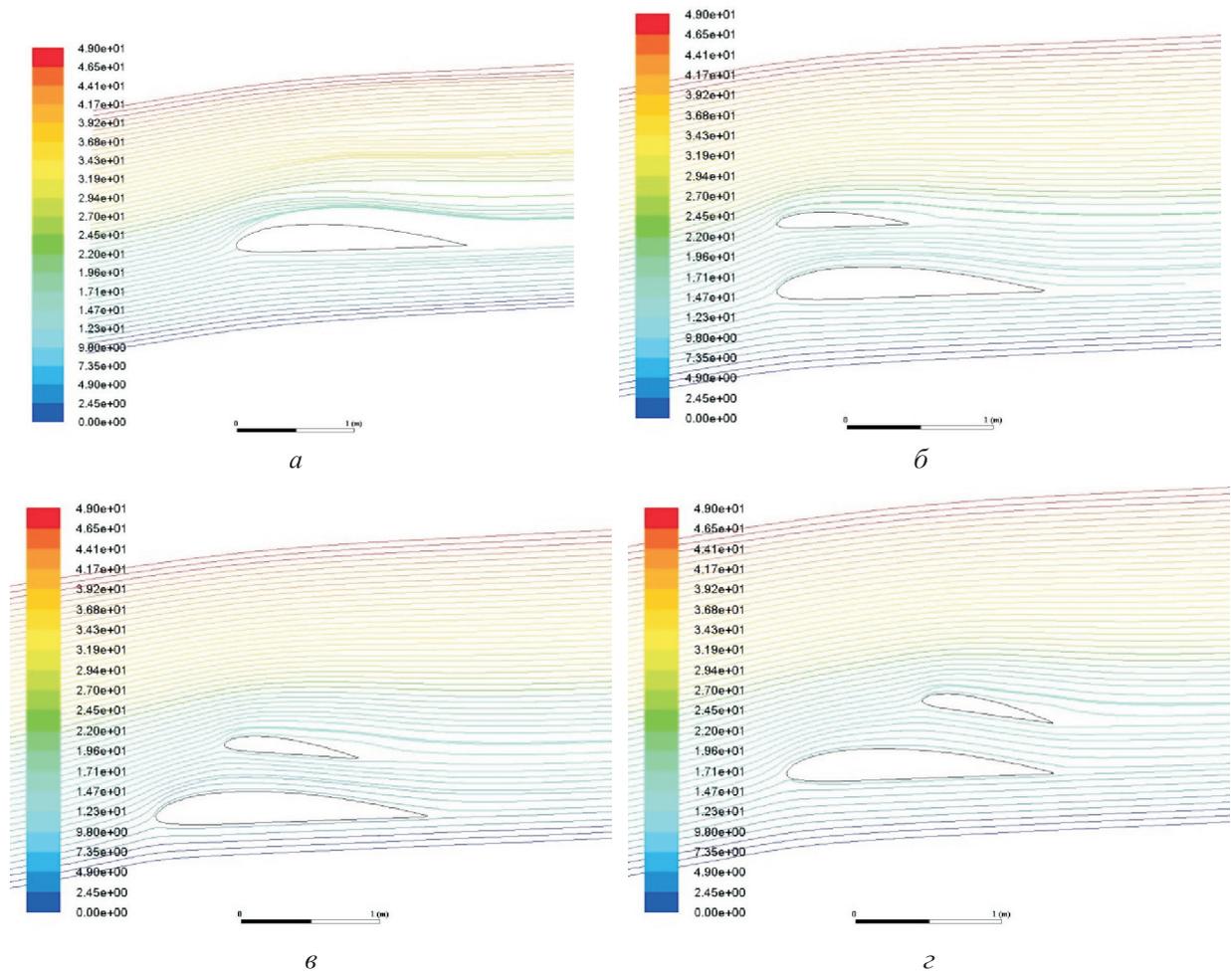


Рис. 4. Распределение скорости воздушного потока, м/с, при ламинарном течении для угла атаки $\alpha = 6^\circ$ в традиционном ВВ (а) и двухлопастном ВВ с передним (б), средним (в) и задним (г) расположением профилей ДЛ

При увеличении угла атаки у профиля ДЛ возникает область перемещения ламинарного течения (рис. 4). При повышении угла атаки до 10° область перемещения ламинарного течения возникает в профиле ОЛ двухлопастного ВВ. Кроме того, независимо от угла атаки, ламинарное течение над ДЛ не меняется, что приводит к уменьшению вихревого потока воздушно-го течения. При снижении завихрения падает вращательный момент.

Кривые подъемной силы. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для традиционного ВВ и двухлопастного ВВ с задним, средним и передним расположением профилей ДЛ показана на рис. 5.

Как видно из рис. 5, коэффициент подъемной силы у двухлопастного ВВ винта больше, чем у традиционного ВВ. При углах атаки $\alpha = 8 \dots 10^\circ$ у двухлопастного ВВ с передним и средним расположением профилей ДЛ коэффициенты подъемной силы одинаковы, но меньше чем у двухлопастного ВВ с задним расположением профиля ДЛ.

При угле атаки $\alpha > 10^\circ$ коэффициент подъемной силы двухлопастного ВВ с задним расположением профиля ДЛ резко падает, что объясняется резким увеличением области и энергии турбулентности ОЛ. Поэтому дальнейшее исследование проведено для двухлопастного ВВ с задним расположением ДЛ.

Опытный образец двухлопастного ВВ, выполненный на 3D-принтере. Для опытного образца двухлопастного ВВ в пакете САД разработана геометрическая модель профиля лопасти Clark Y (рис. 6).

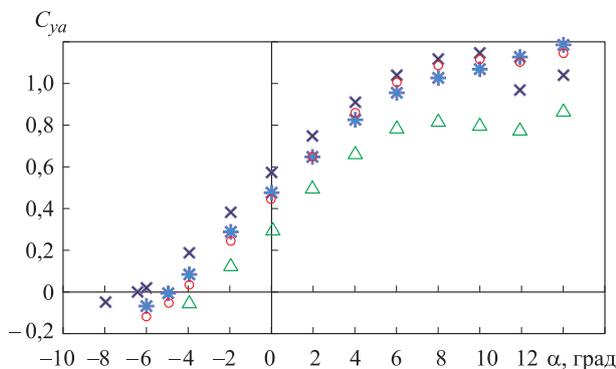


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α для традиционного ВВ (Δ) и двухлопастного ВВ с задним (\times), средним ($*$) и передним (\circ) расположением профилей ДЛ

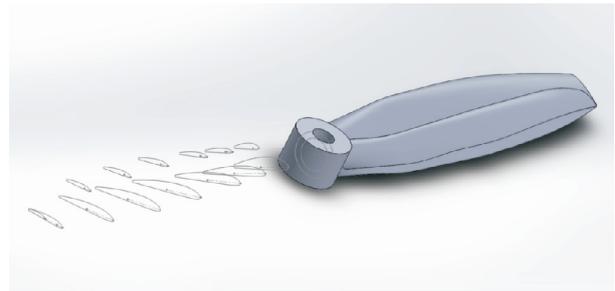


Рис. 6. Геометрическая модель профиля лопасти Clark Y

С использованием картриджа полимерного материала ABS диаметром 1,75 мм на 3D-принтере распечатан двухлопастной ВВ в соответствии с геометрической моделью. Шероховатость несущей поверхности двухлопастного ВВ зависит от качества печати 3D-принтера.

Для проведения экспериментальных исследований изготовили 20 экземпляров двухлопастных ВВ с различными геометрическими характеристиками. В образцах двухлопастного ВВ варьируемыми параметрами являлись угол установки ДЛ относительно ОЛ, хорда ДЛ и расстояние между ОЛ и ДЛ.

Эксперимент по определению статической тяги двухлопастного ВВ. Для определения статической тяги исследуемого объекта изготовлены стенд (рис. 7) и двухлопастной ВВ диаметром 260 мм на 3D-принтере. Диаметр втулки — 20 мм, профиль винта — Clark Y.

Принцип работы стенда для определения статической тяги T основан на измерении давления, воздействующего на весы 5. Механическая энергия двигателя от вала передается на винт, сила R_t толкающего двухлопастного ВВ давит на весы, которые показывают тягу винта в граммах. Зависимость тяги T от коэффициента тяги C_T определяется следующим образом:

$$T = m_t \cdot 10^{-3} g;$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4},$$

где m_t — результат измерения, г; g — ускорение свободного падения; ρ — плотность воздуха; n — частота вращения ВВ; D — диаметр ВВ.

На рис. 8 приведены зависимости коэффициента тяги от числа Рейнольдса для стандартного ВВ и двухлопастного ВВ одинаковых размеров.

У двухлопастного ВВ коэффициент тяги оказался больше на 0,04, чем у традиционного ВВ.

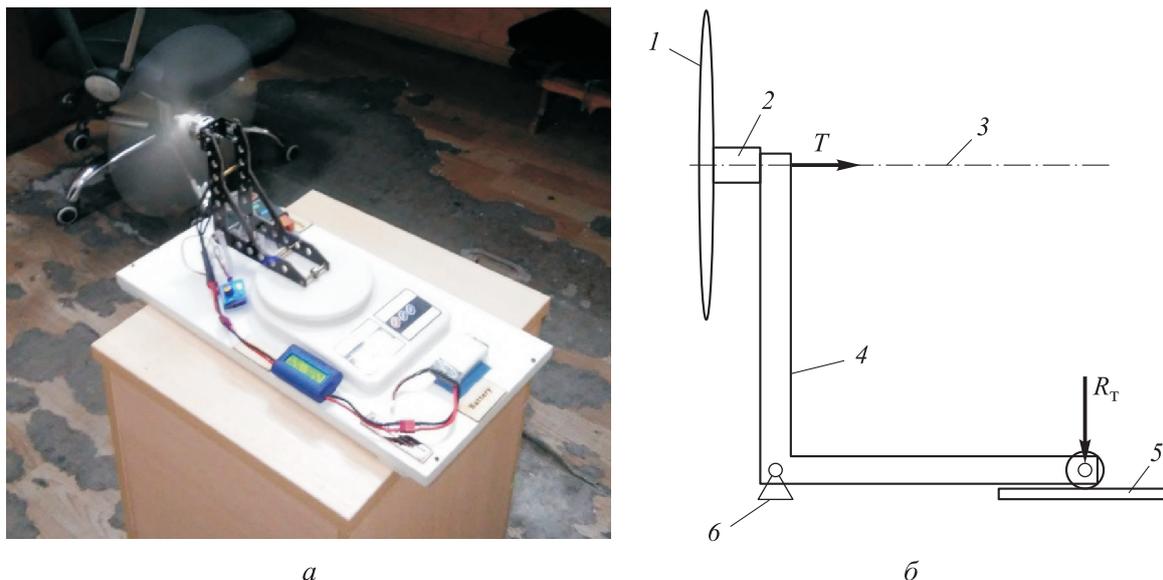


Рис. 7. Стенд (а) и схема (б) для определения статической тяги:
1 — винт; 2 — мотор; 3 — ось вращения; 4 — тяга; 5 — весы; 6 — опора

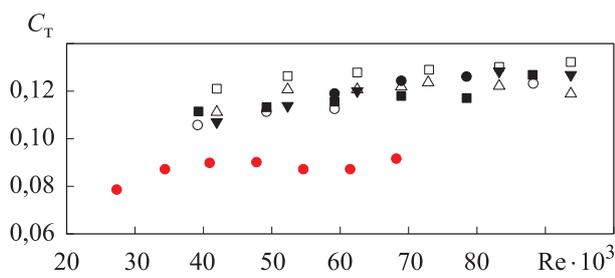


Рис. 8. Зависимость коэффициента тяги C_T от числа Рейнольдса Re для стандартного (●) и двухлопастных воздушных винтов разных размеров:

● — $23 \times 50 \times 4$; ○ — $30 \times 50 \times 4$; ▼ — $40 \times 50 \times 0$;
△ — $30 \times 60 \times 8$; ■ — $40 \times 50 \times 10$; □ — $50 \times 60 \times 8$

Выводы

1. Новая конструкция двухлопастного ВВ с ДЛ позволяет погасить отрыв ламинарного течения на конечной части ОЛ. Дополнительная несущая поверхность не только гасит ламинарное течение, но и создает дополнительную аэродинамическую силу, вследствие чего повышается тяга.

2. Благодаря введению ДЛ решена задача увеличения тяги и обеспечено повышение коэффициента полезного действия ВВ.

Литература

- [1] Герасимов О.В., Крицкий Б.С. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукции. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2014, № 200, с. 79–85.
- [2] Mueller T.J., DeLaurier J.D. Aerodynamics of Small Vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, vol. 35, no. 1, pp. 89–111, doi: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102
- [3] Brandt J.B., Selig M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4–7 January 2011, Orlando, FL, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. publ., 2011, pp. 1–18.
- [4] Липин А.В., Остроухов С.П., Серохвостов С.В., Устинов М.В., Флакман Я.Ш., Шустов А.В. Экспериментальное исследование зависимости характеристик воздушного винта от числа Рейнольдса. *Ученые записки ЦАГИ*, 2007, т. XXXVIII, № 3–4, с. 102–110.
- [5] Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю., Коврижина В.Н., Сбоев Д.С. Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности. *Ученые записки ЦАГИ*, 2004, т. XXXV, № 1–2, с. 57–62.
- [6] Трунев А. Теория и константы пристенной турбулентности. *Научный журнал КубГАУ*, 2010, № 58(04), с. 383–394. URL: <http://ej.kubagro.ru/2010/04/pdf/24.pdf> (дата обращения 15 мая 2019).

- [7] Deters R.W., Ananda G.K., Selig M.S. Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2014, Atlanta, GA, United States, 16–20 June 2014, p. 106134, doi: 10.2514/6.2014-2151
- [8] Selig M.S., McGranahan B.D. Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines. *Journal of Solar Energy Engineering, Transactions of the ASME*, 2004, vol. 126(4), pp. 986–1001, doi: 10.1115/1.1793208
- [9] Ruiz-Calavera L.P., Perdones-Diaz D. CFD based aeroelastic calculation of propeller loads. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2012, vol. 1, pp. 836–846.
- [10] Wald Q.R. The aerodynamics of propellers. *Progress in Aerospace Sciences*, 2006, vol. 42, iss. 2, pp. 85–128, doi: 10.1016/j.paerosci.2006.04.001
- [11] Batzorigt E., Yondon E. Bi-blade high efficiency propeller. *18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016)*, Perm, Russia, June 27–July 3, 2016, Perm, Russia, 2016, vol. 1770.

References

- [1] Gerasimov O.V., Kritskiy B.S. Calculation of propeller UAV based Reynolds number and degree of reduction. *Civil Aviation High TECHNOLOGIES*, 2014, no. 200, pp. 79–85 (in Russ.).
- [2] Mueller T.J., DeLaurier J.D. Aerodynamics of Small Vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, vol. 35, no. 1, pp. 89–111, doi: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102
- [3] Brandt J.B., Selig M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4–7 January 2011, Orlando, FL, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. publ., 2011, pp. 1–18.
- [4] Lipin A.V., Ostroukhov S.P., Serokhvostov S.V., Ustinov M.V., Flaksman Ya.Sh., Shustov A.V. An experimental study of the dependence of propeller characteristics on the Reynolds number. *TsAGI Science Journal*, 2007, vol. XXXVIII, no. 3–4, pp. 102–110 (in Russ.).
- [5] Brylyakov A.P., Zharkova G.M., Zanin B.Yu., Kovrizhina V.N., Sboyev D.S. Flow separation in the forward wing with increased external turbulence. *TsAGI Science Journal*, 2004, vol. XXXV, no. 1–2, pp. 57–62 (in Russ.).
- [6] Trunev A. Theory and constants of wall turbulence. *Scientific Journal of KubSAU*, 2010, no. 58(04), pp. 383–394. Available at: <http://ej.kubagro.ru/2010/04/pdf/24.pdf> (accessed 15 May 2019).
- [7] Deters R.W., Ananda G.K., Selig M.S. Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2014, Atlanta, GA, United States, 16–20 June 2014, p. 106134, doi: 10.2514/6.2014-2151
- [8] Selig M.S., McGranahan B.D. Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines. *Journal of Solar Energy Engineering, Transactions of the ASME*, 2004, vol. 126(4), pp. 986–1001, doi: 10.1115/1.1793208
- [9] Ruiz-Calavera L.P., Perdones-Diaz D. CFD based aeroelastic calculation of propeller loads. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2012, vol. 1, pp. 836–846.
- [10] Wald Q.R. The aerodynamics of propellers. *Progress in Aerospace Sciences*, 2006, vol. 42, iss. 2, pp. 85–128, doi: 10.1016/j.paerosci.2006.04.001
- [11] Batzorigt E., Yondon E. Bi-blade high efficiency propeller. *18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016)*, Perm, Russia, June 27–July 3, 2016, Perm, Russia, 2016, vol. 1770.

Статья поступила в редакцию 24.10.2019

Информация об авторах

ТУМУР-ОЧИР Эрдэнэбат — преподаватель кафедры «Транспорт». Монгольский государственный университет науки и технологии (14191, Улан-Батор, Монголия, 8-е хороо, Район Сухэ-Батора, Бага тойруу 34, e-mail: jonon@must.edu.mn).

БАТЗОРИГТ Эрдэнэбат — кандидат технических наук, профессор кафедры «Транспорт». Монгольский государственный университет науки и технологии (14191, Улан-Батор, Монголия, 8-е хороо, Район Сухэ-Батора, Бага тойруу 34, e-mail: erdenebatb@must.edu.mn).

ДАНАА Ганбат — кандидат технических наук, профессор кафедры «Техническая механика». Монгольский государственный университет науки и технологии (14191, Улан-Батор, Монголия, 8-е хороо, Район Сухэ-Батора, Бага тойруу 34, e-mail: ganbatda@must.edu.mn).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тумур-Очир Эрдэнэбат, Батзоригт Эрдэнэбат, Данаа Ганбат. Новый способ увеличения тяги воздушного винта путем применения дополнительной несущей поверхности. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 87–93, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-87-93

Please cite this article in English as:

Erdenebat Tumur-Ochir, Erdenebat Batzorigt, Ganbat Danaa. An Analysis of Increasing Thrust of an Air Propeller Through Additional Lift Surface. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 87–93, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-87-93

Information about the authors

TUMUR-OCHIR Erdenebat — Lecturer, Transportation Department. Mongolian University of Science and Technology (14191, Ulaanbaatar, Mongolia, 8th Khoroo, Baga Toyruu 34, Sukhe-Baatar, e-mail: jonon@must.edu.mn).

BATZORIGT Erdenebat — Candidate of Science (Eng.), Professor, Transportation Department. Mongolian University of Science and Technology (14191, Ulaanbaatar, Mongolia, 8th Khoroo, Baga Toyruu 34, Sukhe-Baatar, e-mail: erdenebatb@must.edu.mn).

DANAA Ganbat — Candidate of Science (Eng.) Professor, Department of Technical Mechanics. Mongolian University of Science and Technology (14191, Ulaanbaatar, Mongolia, 8th Khoroo, Baga Toyruu 34, Sukhe-Baatar, e-mail: ganbat-da@must.edu.mn).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышло в свет 2-е издание учебного пособия Л.П. Мухамедова «Основы проектирования транспортных космических систем»

Изложены основы проектирования транспортных космических систем с жидкостными ракетными двигателями, предназначенных для доставки полезных грузов на целевые орбиты и траектории назначения, и их составляющих: ракет-носителей и разгонных блоков.

Рассмотрено формирование граничных условий решения задач баллистического проектирования. Предложены инженерные методики выбора основных проектных параметров и определения энерго-массовых и геометрических характеристик проектируемого изделия в составе ракетного комплекса. Приведены численные примеры решения задач баллистического проектирования транспортных космических систем.

Для студентов старших курсов машиностроительных вузов, а также для специалистов, занимающихся разработкой ракетно-космических систем.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru