

Научная статья

УДК 621.3.016.23

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179106>

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВНЕШНЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕКТРОПРИВОДА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ «КРЫЛЬЧАТКИ»

Борис Лейзерович Артамонов<sup>1</sup>✉, Владимир Олегович Луханин<sup>2</sup>

<sup>1, 2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Россия

<sup>1</sup> [abl-6124554@yandex.ru](mailto:abl-6124554@yandex.ru)✉

<sup>2</sup> [luhanin-vladimir96@mail.ru](mailto:luhanin-vladimir96@mail.ru)

**Аннотация.** Рассматривается математическая модель электропривода беспилотного летательного аппарата, внешние характеристики которого определены по результатам испытаний методом вращающейся «крыльчатки». Получено аналитическое выражение для вычисления коэффициента крутящего момента «крыльчатки», учитывающее число лопастей и относительные размеры дисков, создающих аэродинамическое сопротивление. Предлагается метод оценки энергозатрат при работе электропривода под нагрузкой путем замера частоты вращения и напряжения, подаваемого на обмотку.

**Ключевые слова:** электродвигатель постоянного тока, внешняя характеристика, математическая модель электродвигателя, идентификация математической модели

**Для цитирования:** Артамонов Б.Л., Луханин В.О. Определение внешней характеристики электропривода беспилотного летательного аппарата методом вращающейся «крыльчатки» // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 49–56. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179106>

Original article

## ELECTRICAL DRIVE OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE EXTERNAL CHARACTERISTICS DETERMINING BY THE ROTATING “IMPELLER” METHOD

Boris L. Artamonov<sup>1</sup>✉, Vladimir O. Lukhanin<sup>2</sup>

<sup>1, 2</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia

<sup>1</sup> [abl-6124554@yandex.ru](mailto:abl-6124554@yandex.ru)✉

<sup>2</sup> [luhanin-vladimir96@mail.ru](mailto:luhanin-vladimir96@mail.ru)

### Abstract

Unmanned aerial vehicles of various schemes with electric propellers have found wide application, both in the civil and military spheres. The ready-made electric motors with fixed-pitch propellers mounted on them, controlled by speed, are employed as a rule in the structure of such devices. The issue of the optimal combination of the electric motor parameters and the propeller blades geometry is not being considered as usual while the aircraft structure development, since the excess power of the electric drive ensures the required flight characteristics.

Energy consumption per unit of the effective work minimization is necessary the electrically driven aircraft flight performance enhancing. This is being achieved by the optimal combination of the propeller and the electric motor operating modes in a given flight mode, which appears possible when selecting the parameters of the propeller with regard to the electric motor characteristics.

The authors revealed that these electric motor characteristics should be obtained experimentally, since they are being determined by the motor design parameters and resistance of the controller employed in the motor control

© Артамонов Б.Л., Луханин В.О., 2024

system. The article proposes employing the rotating “impeller” method to obtain the speed-torque characteristics of the electric motor, which aerodynamic characteristics should be obtained in advance either experimentally or computationally. An analytical expression for the “impeller” torque coefficient computing depending on the relative sizes of the loading discs, mounting rods and their number was derived.

A method for determining coefficients included into the mathematical model of the electric motor external characteristics, based on the results of the tests with an “impeller” mounted on its shaft in three steady-state operating modes without measuring torque, is described. The proposed mathematical model based on the physical principles of the electric motor operation is verified by the results of the bench tests at various speeds, which are stipulated by the external load intensity.

The authors propose measuring only the engine rotations, obtained at the specified input voltage to evaluate consumed energy and the torque value at the motor shaft under conditions of electric motor real operation. The same measuring method is advisable for application while full-scale electrically driven aircraft to generate a signal on the propulsion unit operation to the control system.

It is advisable to use the same measurement method on full-scale electric-powered aircraft to generate a signal to the control system about the current operating mode of the propeller group.

**Keywords:** DC motor, external characteristic, electric motor mathematical model, mathematical model identification

**For citation:** Artamonov B.L., Lukhanin V.O. Electrical Drive of an Unmanned Aerial Vehicle External Characteristics Determining by the Rotating “Impeller” Method. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 49-56. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179106>

## Введение

На современном этапе развития авиационной техники доказаны преимущества беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различных схем при выполнении как гражданских, так и военных задач. В качестве движителей БПЛА обычно применяются воздушные винты, приводимые во вращение электродвигателем (ЭД).

Принципиальной особенностью электроприводных БПЛА является совместная работа воздушных винтов с электродвигателем при одинаковой частоте вращения, поскольку конструктивно они имеют общий вал. Так как значения КПД воздушного винта и электродвигателя существенно изменяются в зависимости от частоты вращения, согласование режимов их работы путем рационального выбора параметров может существенно повысить эффективность работы винтомоторной группы в целом и увеличить дальность и продолжительность полета БПЛА [1].

## Постановка задачи

Для расчета характеристик электрической силовой установки БПЛА необходимо иметь достоверные математические модели электродвигателя и воздушного винта. Однако определение внешних характеристик электродвигателей, применяемых для БПЛА, затруднено, поскольку их производители в основном ориентированы на любительский сегмент рынка и не приводят достоверного описания характеристик конкретных образцов.

На рис. 1, по данным производителя [2, 3], приведены внешние характеристики электродвигателя 6010 Motor: зависимости изменения крутящего момента на валу  $M_{эд}$ , силы тока  $I_{эд}$ , механической мощности  $P_{эд}$  и электрического КПД  $\eta_{эд}$  от частоты вращения  $\Omega$ . Видно, что зависимости  $P_{эд}(\Omega)$  и  $\eta_{эд}(\Omega)$  имеют явно выраженные экстремумы, причем в разных диапазонах частоты вращения, что необходимо учитывать при выборе режимов работы электропривода.

В ряде отечественных исследований в области концептуального проектирования БПЛА задачи, связанные с выбором параметров воздушного винта, [4, 5, 6] и их применением в гибридных силовых установках [7], решаются без учета особенностей

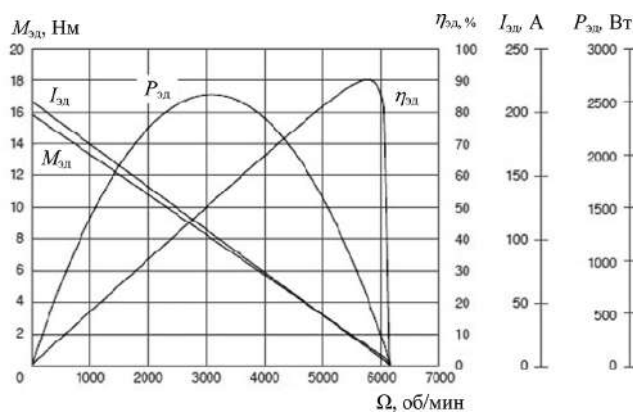


Рис. 1. Внешние характеристики электродвигателя 6010 Motor по данным производителя [2, 3]

его привода. Зарубежные математические модели винта и электропривода [8, 9, 10] в принципе позволяют описывать внешние характеристики электрической силовой установки БПЛА, однако их достоверность не подтверждена экспериментальными данными, полученными при совместной работе воздушного винта с электроприводом.

В статье [11] показано, что для корректного описания внешних характеристик реального ЭД должна использоваться математическая модель, идентифицированная по результатам его стендовых испытаний. В работах [12, 13] описаны имитационные модели внешних характеристик ЭД, которые получаются путем математической обработки результатов стендовых испытаний. Однако такие модели не содержат в себе параметров, отражающих конструктивные особенности электродвигателя, и требуют наличия специального оборудования и стендов для проведения экспериментов.

**Математическая модель электропривода**

Для описания бесколлекторного электродвигателя, работающего совместно с аккумуляторной батареей (АБ) и контроллером (рис. 2), предлагается использовать математическую модель [14, 15], которая построена на физических принципах и связывает угловую скорость электродвигателя  $\omega$ , крутящий момент  $M_{эд}$ , ток  $I_{эд}$  и напряжение  $U_{эд}$  на его обмотках системой уравнений:

$$U_{эд} = \frac{\omega}{K_{\omega}} + R_{эд} I_{эд}; \tag{1}$$

$$I_{эд} = K_{\omega} M_{эд} + I_0, \tag{2}$$

где  $K_{\omega}$  – скоростная постоянная электродвигателя, рад/(с · В);  $R_{эд}$  – суммарное сопротивление обмоток электродвигателя и контроллера, Ом;  $I_0$  – ток холостого хода электродвигателя, А.

Уравнения (1) и (2) включают в себя два частных случая:

а) режим холостого хода при  $M_{эд} = 0$ , на котором двигатель имеет максимальную угловую скорость

$$\omega_0 = K_{\omega} (U_{эд} - R_{эд} I_0); \tag{3}$$

б) пусковой режим при  $\omega = 0$ , на котором момент на валу не должен превосходить значения



Рис. 2. Схема подключения бесколлекторного электродвигателя

$$M_{эд*} = \frac{1}{K_{\omega}} \left( \frac{U_{эд}}{R_{эд}} - I_0 \right). \tag{4}$$

Уравнения (1) и (2) позволяют представить моментную характеристику электродвигателя в виде зависимостей

$$\omega(U_{эд}, I_{эд}) = (U_{эд} - R_{эд} I_{эд}) K_{\omega}; \tag{5}$$

$$M_{эд}(U_{эд}, I_{эд}) = \frac{1}{K_{\omega}} (I_{эд} - I_0); \tag{6}$$

$$\Omega(U_{эд}, I_{эд}) = \frac{30}{\pi} \omega(U_{эд}, I_{эд}), \tag{7}$$

на основе которых можно найти остальные зависимости:

$$P_{эд}(U_{эд}, I_{эд}) = M_{эд}(U_{эд}, I_{эд}) \omega(U_{эд}, I_{эд}); \tag{8}$$

$$\eta_{эд}(U, I) = \frac{M_{эд}(U_{эд}, I_{эд}) \omega(U_{эд}, I_{эд})}{U_{эд} I_{эд}}. \tag{9}$$

Из приведенных соотношений видно, что внешние характеристики электродвигателя полностью определяются тремя параметрами  $K_{\omega}$ ,  $R_{\omega}$ ,  $I_0$ , которые зависят только от его конструкции и не зависят от способа нагружения и режима работы [16]. Их численные значения могут быть получены по результатам стендовых испытаний электродвигателя.

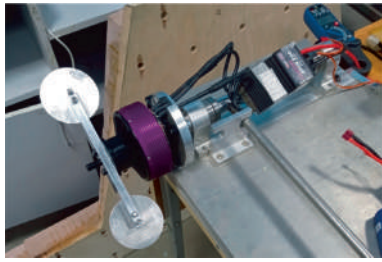
**Идентификация и валидация математической модели электропривода**

Для определения  $K_{\omega}$  исключим из уравнений (1) и (2) силу тока  $I_{эд}$ . Решение полученного квадратного уравнения имеет вид

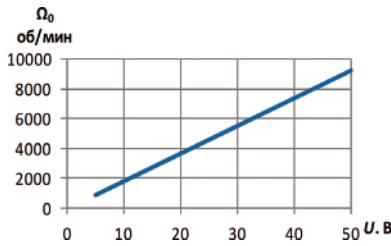
$$K_{\omega} = \frac{1}{2M_{эд}} \left[ \left( \frac{U_{эд}}{R_{эд}} - I_0 \right) + \sqrt{\left( \frac{U_{эд}}{R_{эд}} - I_0 \right)^2 - 4\omega \frac{M_{эд}}{R_{эд}}} \right]. \tag{10}$$

Поскольку параметры  $K_{\omega}$ ,  $R_{\omega}$ ,  $I_0$  не зависят от способа нагружения электродвигателя, проведем его стендовые испытания с закрепленной на валу двухлопастной «крыльчаткой», измеряя частоту вращения  $\Omega$  и крутящий момент  $M_{эд}$ . По их результатам может быть найдено значение коэффициента  $K_{\omega}$ .

Рис. 3,а иллюстрирует испытания двигателя Q100-6М kv168 на стенде, который представляет собой плиту с установленными на ней подшипниковыми опорами, кронштейном и тензодатчиком. Кронштейн может вращаться относительно оси двигателя и через рычаг передавать усилие на тензодатчик. Реактивный момент вычисляется умножением измеренной силы на плечо рычага. В опорах используются специальные подшипники



a



б

Рис. 3. Стендовые испытания электродвигателя Q100-6М: а – конструкция стенда; б – зависимость частоты вращения холостого хода  $\Omega_0$  от напряжения

с минимальным моментом трения. Ток  $I_{эд}$  и напряжение  $U_{эд}$  измерялись с помощью амперметра и вольтметра, частота вращения – оптическим тахометром. Рис. 3,б иллюстрирует связь частоты вращения холостого хода  $\Omega_0 = 30\omega_0/\pi$  с напряжением  $U_{эд}$ , полученную по формуле (3) в диапазоне частоты вращения до 9000 об/мин.

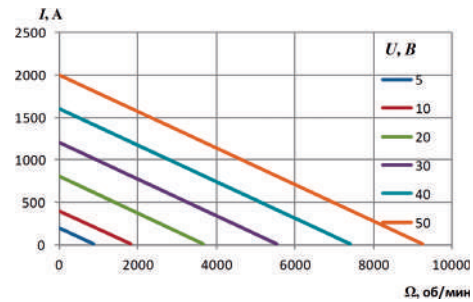
На рис. 4 показаны зависимость тока  $I_0$  холостого хода двигателя Q100-6М от частоты вращения, среднее значение  $I_0$ , а также величина  $I_0$ , заявленная производителем. Видно, что ток холостого хода  $I_0$  не зависит от частоты вращения, а его значение не соответствует данным производителя.

Найденные по результатам эксперимента значения:  $I_0 = 10,5 \text{ А}$ ,  $K_V = 186 \text{ об}/(\text{мин} \cdot \text{В})$ ,  $R_a = 0,025 \text{ Ом}$  – позволяют построить внешние характеристики электродвигателя Q100-6М, описываемые зависимостями (1)–(9) при различных значениях напряжения  $U_{эд}$ , заданного контроллером. Как вид-

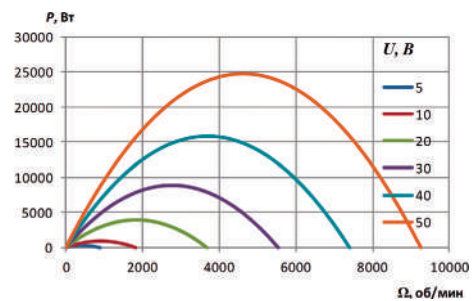


Рис. 4. Зависимости тока холостого хода двигателя Q100-6М от частоты вращения

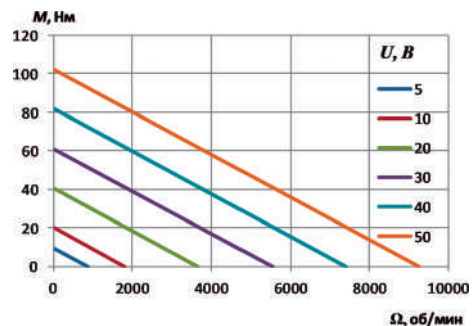
но из рис. 5, они качественно и количественно соответствуют данным производителя, приведенным на рис. 1, и могут быть использованы при анализе совместной работы электродвигателя с воздушным винтом.



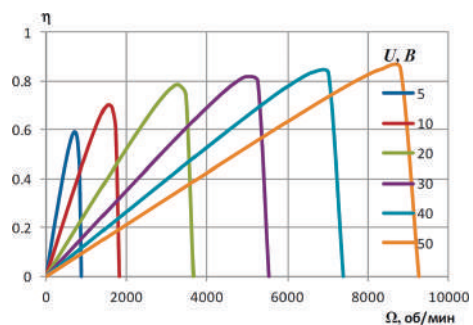
a



б



в

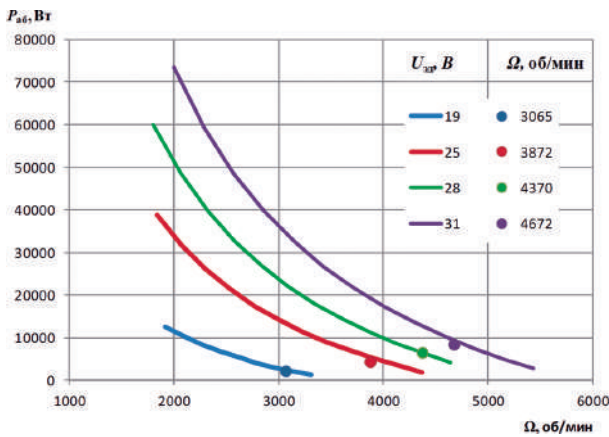


г

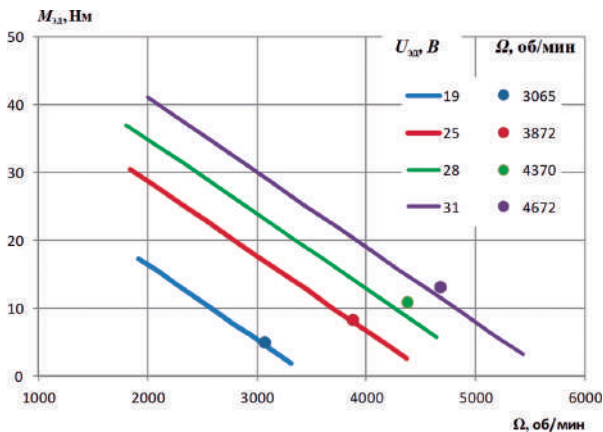
Рис. 5. Внешние характеристики электродвигателя Q100-6М: а –  $I_{эд}(\Omega, U_{эд})$ ; б –  $M_{эд}(\Omega, U_{эд})$ ; в –  $P_{эд}(\Omega, U_{эд})$ , г –  $\eta_{эд}(\Omega, U_{эд})$



На рис. 6 сопоставлены результаты расчетов по описанной модели работы электродвигателя Q100-6М под нагрузкой «крыльчаткой» в сопоставлении с экспериментальными данными при работе на стенде (рис. 3,а). В испытаниях регистрировалась частота вращения двигателя  $\Omega$ , момент на валу  $M_{дв}$ , ток  $I_{аб}$  и напряжение  $U_{аб}$  аккумуляторной батареи, по которым рассчитывалась потребляемая электрическая мощность  $P_{аб}$ .



а



б

Рис. 6. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик электродвигателя Q100-6М kv168: а –  $P_{эд}(\Omega, U_{эд})$ , б –  $M_{эд}(\Omega, U_{эд})$

**Применение вращающейся «крыльчатки»**

Параметры электродвигателя  $K_{\omega}$ ,  $R_{эд}$  в формулах (1)–(9) могут быть получены только на стенде с возможностью замера крутящего момента [17]. При отсутствии стенда для загрузки электродвигателя можно воспользоваться «крыльчаткой» с известными аэродинамическими характеристиками [18].

Выразим крутящий момент, потребный для вращения «крыльчатки», размеры которой приведены на рис 7, по формуле подобия

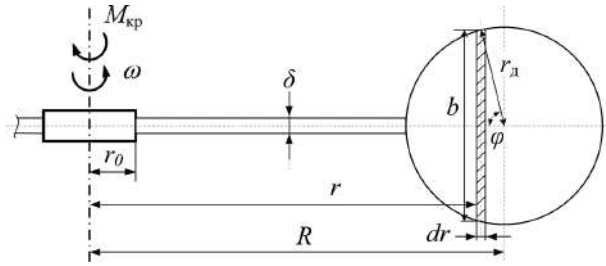


Рис. 7. Характерные размеры двухлопастной «крыльчатки»

$$M_{кр} = m_{кр} \frac{\rho_v}{2} (\omega R)^2 \pi R^3 = m_{кр} \frac{\rho_v \pi}{64} \omega^2 D^5. \quad (11)$$

На рис. 8 представлены экспериментальные зависимости коэффициента крутящего момента двухлопастной «крыльчатки»  $m_{кр}$  от числа Рейнольдса при  $Re \geq 35000$  для нескольких относительных диаметров дисков  $d_d/D$ . Число Рейнольдса вычислялось по формуле

$$Re = \frac{1}{2\nu_v} \omega D d_d, \quad (12)$$

где  $D$  – диаметр «крыльчатки»,  $D = 2R$ ;  $d_d$  – диаметр дисков,  $\nu_v$  – коэффициент кинематической вязкости воздуха. Испытания показали, что коэффициент момента «крыльчатки»  $m_{кр}(Re, d_d/D)$  автомоделен по числу Рейнольдса и зависит только от относительных размеров ее дисков  $d_d/D$ .

Получим зависимость коэффициента момента  $k$ -лопастной «крыльчатки» от ее геометрических параметров.

Момент сопротивления  $M_{кр}$ , оказываемого «крыльчаткой» при вращении с угловой скоростью  $\omega$ , создается за счет аэродинамического сопротивления дисков  $M_{диск}$  и штанги  $M_{шт}$ :

$$M_{кр} = M_{диск} + M_{шт}. \quad (13)$$

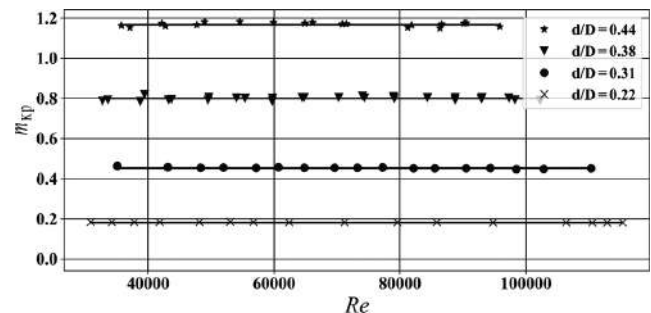


Рис. 8. Экспериментальные зависимости коэффициентов крутящего момента грузочной «крыльчатки»  $m_{кр}(Re, d_d/D)$  от числа  $Re$  при различных относительных размерах диска  $d_d/D$

Момент сопротивления штанги, имеющей прямоугольное сечение, определяется интегрированием сил сопротивления по длине штанги:

$$M_{шт} = k_{л} \frac{\rho_B}{2} \int_{r_0}^{R-r_B} c_{хпл} (\omega r)^2 r \delta dr. \quad (14)$$

Предположим, что толщина штанги не меняется по ее длине, а коэффициент сопротивления равен сопротивлению плоской пластинки, расположенной поперек потока  $c_{хпл} \approx 1,28$  [19].

Переходя к коэффициентам, отнесем линейные размеры к радиусу «крыльчатки»  $R$ , а кинематические – к окружной скорости центров дисков  $\omega R$ .

Тогда

$$m_{шт} = \frac{k_{л}}{\pi} c_{хпл} \delta \int_{r_0}^{R-r_B} \bar{r}^3 d\bar{r} = \frac{k_{л}}{4\pi} c_{хпл} \delta [(1-\bar{r}_d)^4 - \bar{r}_0^4]. \quad (15)$$

Момент сопротивления вращающихся дисков будем определять интегрированием погонных аэродинамических сил по площади диска (см. рис. 7):

$$M_{диск} = k_{л} \frac{\rho_B}{2} \int_{R-r_d}^{R+r_d} c_{нпл} (\omega r)^2 b(r) r dr, \quad (16)$$

где  $c_{нпл}$  – коэффициент сопротивления плоской пластинки, расположенной перпендикулярно набегающему потоку;

$b(r)$  – закон изменения высоты пластинки по ее длине  $b(r) = 2y(r)$ .

Исследования показали, что коэффициент  $c_{нпл}$  в формуле (16) может быть принят равным коэффициенту сопротивления диска, расположенного перпендикулярно набегающему потоку. По данным [19], можно принять  $c_{нпл} \approx 2,1$ . Вынося  $c_{нпл}$  из-под знака интеграла и переходя к коэффициенту момента по формуле (11), получим

$$m_{диск} = \frac{2}{\pi} k_{л} c_{нпл} \int_{1-\bar{r}_d}^{1+\bar{r}_d} \bar{y}(\bar{r}) \bar{r}^3 d\bar{r}. \quad (17)$$

Перейдем в интеграле (17) от декартовой системы координат к полярной

$$\bar{r} = 1 - \bar{r}_d \cos \varphi; d\bar{r} = \bar{r}_d \sin \varphi; y = r_d \sin \varphi d\varphi. \quad (18)$$

Получим интеграл по переменной  $\varphi$

$$m_{диск} = \frac{2}{\pi} k_{л} c_{нпл} \bar{r}_d^2 \int_0^\pi (1 - r_d \cos \varphi)^3 \sin^2 \varphi d\varphi, \quad (19)$$

который берется аналитически [20]:

$$m_{диск} = k_{л} c_{нпл} \bar{r}_d^2 \left( 1 + \frac{3}{4} \bar{r}_d^2 \right). \quad (20)$$

На рис. 9,а показаны результаты расчетов по формуле (20) для крыльчаток с  $k_{л} = 1, 2, 3, 4$ . На рис. 9,б они сопоставлены с данными экспери-

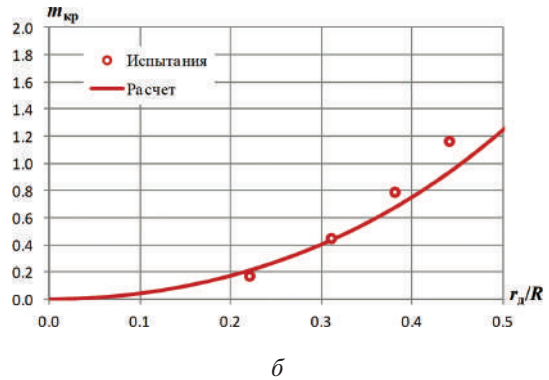
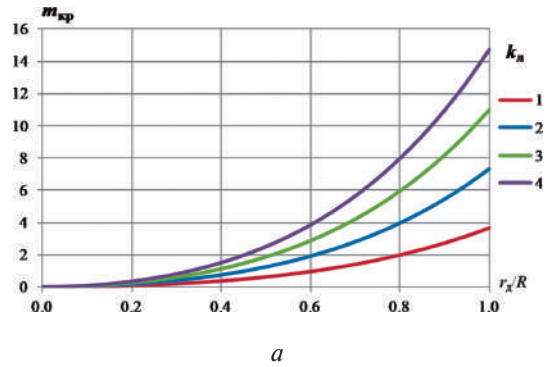


Рис. 9. Коэффициенты аэродинамического момента «крыльчатки»: а – параметрические зависимости  $m_{кр}(\bar{r}_d, k_{л})$ ; б – сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными для двухлопастной «крыльчатки»

мента, приведенными на рис. 8 для двухлопастной «крыльчатки». Видно, что при отсутствии экспериментальных данных зависимость  $m_{кр}(\bar{r}_d, k_{л})$  может быть использована для «крыльчаток» произвольного размера с круглыми лопатками.

Описанный подход позволяет по замеренной угловой скорости  $\omega$  сразу определять крутящий момент на валу

$$M_{эд} = \frac{1}{K_{\omega}} \left[ \left( U_{эд} - \frac{\omega}{K_{\omega}} \right) \frac{1}{R_{эд}} - I_0 \right], \quad (21)$$

а затем, при известных значениях параметров  $K_{\omega}$ ,  $R_{эд}$ ,  $I_0$ , рассчитать по формулам (1), (2) и (8) потребляемую двигателем электрическую мощность и оценить энергозатраты на привод вращаемого объекта.

Если параметры  $K_{\omega}$ ,  $R_{эд}$ ,  $I_0$  электродвигателя не известны, их можно найти из эксперимента с вращающейся «крыльчаткой» заданных размеров  $R$ ,  $r_d$ ,  $k_{л}$  на трех режимах, характеризуемых конкретным сочетанием  $\omega_i$  и  $U_{эдi}$ ,  $i = 1, 2, 3$ .

Представим соотношение (21) в виде линейной функции от угловой скорости  $\omega$  и напряжения  $U_{эд}$ :

$$M_{\text{эд}}(U_{\text{эд}}, \omega) = A_{\omega} U_{\text{эд}} - B_{\omega} \omega + C_{\omega}, \quad (22)$$

где

$$A_{\omega} = \frac{1}{K_{\omega} R_{\text{эд}}}; B_{\omega} = \frac{1}{K_{\omega}^2 R_{\text{эд}}}; C_{\omega} = \frac{I_0}{K_{\omega}}. \quad (23)$$

Приравнявая момент на валу электродвигателя моменту сопротивления «крыльчатки» (11), получаем систему трех уравнений относительно  $A_{\omega}$ ,  $B_{\omega}$ ,  $C_{\omega}$ :

$$A_{\omega} U_{\text{эд}i} - B_{\omega} \omega_i + C_{\omega} = m_{\text{кр}}(\bar{r}_d, k_l) \frac{\pi P_B}{2} R^5 \omega_i, \quad (24)$$

$$i = 1, 2, 3,$$

где коэффициент  $m_{\text{кр}}(\bar{r}_d, k_l)$  находится по формуле (20).

Зная величины  $A_{\omega}$ ,  $B_{\omega}$ ,  $C_{\omega}$ , можно найти значения искомых параметров:

$$K_{\omega} = \frac{A_{\omega}}{B_{\omega}}; R_{\text{эд}} = \frac{B_{\omega}}{A_{\omega}^2}; I_0 = \frac{A_{\omega} C_{\omega}}{B_{\omega}}. \quad (25)$$

## Выводы

1. Описанный метод математического моделирования внешних характеристик электропривода БПЛА с использованием элементарных функций позволяет решать разнообразные задачи его совместной работы с воздушным винтом и выбирать режимы, обеспечивающие минимальные энергозатраты при заданных условиях и ограничениях.

2. Предложенный метод вращающейся «крыльчатки» позволяет получать электромеханические параметры электродвигателя в условиях стендовых испытаний без замера крутящего момента.

3. При работе электродвигателя под нагрузкой в условиях реальной эксплуатации для оценки энергозатрат достаточно замерять только частоту вращения установки, получаемую при заданном напряжении на входе.

## Список источников

1. Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И. Алгоритм выполнения конвертопланом переходных режимов полета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 27–40.
2. Характеристики электродвигателя 6010 Motor, [https://dl.djicdn.com/downloads/e2000/en/DJI\\_E2000\\_Standard\\_Uer\\_Manual\\_en\\_160314.pdf](https://dl.djicdn.com/downloads/e2000/en/DJI_E2000_Standard_Uer_Manual_en_160314.pdf)
3. T-Motor Store—Official Store for T-motor drone motor, ESC, Propeller, <https://store.tmotor.com/>
4. Боровков А.И., Воинов И.Б., Ибраев Д.Ф. Определение оптимальной аэродинамической формы лопасти самолетного винта на основе параметрической оптимизации // Известия вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 3–9.
5. Гайнутдинов В.Г., Левшонков Н.В. О проектировании лопастей воздушного винта повышенной эффективности // Известия вузов. Авиационная техника. 2013. № 2. С. 3–7.
6. Захарченко В.Ф., Таргамдзе Р.Ч., Фролов Е.А. Оценка скоростных характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, снабженных электрическим двигателем // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 26–30.
7. Сычев А.В., Баянский К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 172–185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Gur O., Rosen A. Optimization of Propeller-Based Propulsion System // Journal of Aircraft. 2009. Vol. 46. No. 1, pp. 95–106. DOI: 10.2514/1.36055
9. Gur O., Rosen A. Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles // Journal of Aircraft. 2009. Vol. 46. No. 4, pp. 1340–1353. DOI: 10.2514/1.41027
10. Hacker Motor Online—Shop für den Modellbau & Modellflug. URL: <https://www.hacker-motor-shop.com>
11. Артамонов Б.Л., Луханин В.О. Математическое моделирование работы воздушного винта с электроприводом // Известия вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 28–35.
12. Белоногов О.Б. Обобщенная математическая модель электродвигателя постоянного тока и метод идентификации ее параметров // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2013. № 1. С. 87–93.
13. Песков Р.Д. Исследование характеристик электродвигателя постоянного тока с помощью стенда на базе микроконтроллера // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 8(13). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-141
14. Желудков В.Н., Яценцев О.В. Динамометрические приборы: Учеб. пособие. — Л.: Ленингр. ин-т точной механики и оптики, 1976. — 40 с.
15. McCrink M.H., Gregory J.W. Blade Element Momentum Modeling of Low-Re Small UAS Electric Propulsion Systems // 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference (22–26 June 2015, Dallas, TX, USA). DOI: 10.2514/6.2015-3296
16. Kenjo T, Nagamory S. Permanent-Magnet and Brushless DC Motors. - Oxford University Press, 1985. - 194 p.
17. Тормозной динамометр (тормоз Прони) // Энциклопедия по машиностроению XXL. URL: <https://mach-xxl.info/597379>
18. Луханин В.О. Экспериментальное исследование характеристик электроприводов БПЛА // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (22–26 ноября 2021; Москва): Сборник тезисов. М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 47–49.

19. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика: Учеб. пособие. - М.: Высшая школа, 1970. — 423 с.
20. Двайт Г.Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы / Под ред. К. А. Семендяева; пер. с англ. Н.В. Леви. — 10-е изд., стер. — СПб.: Лань, 2009. — 228 с.

## References

1. Artamonov B.L., Shydakov V.I. Algorithm of transient flight modes performance by convertiplane. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 27-40.
2. *Kharakteristiki elektrodvigatelya 6010 Motor*, [https://dl.djicdn.com/downloads/e2000/en/DJI\\_E2000\\_Standard\\_Uer\\_Manual\\_en\\_160314.pdf](https://dl.djicdn.com/downloads/e2000/en/DJI_E2000_Standard_Uer_Manual_en_160314.pdf)
3. *T-Motor Store-Official Store for T-motor drone motor, ESC, Propeller*, <https://store.tmotor.com/>
4. Borovkov A.I., Voinov I.B., Ibraev D.F. *Izvestiya VUZov. Aviatsonnaya tekhnika*, 2021, no. 2, pp. 3–9.
5. Gainutdinov V.G., Levshonkov N.V. *Izvestiya VUZov. Aviatsonnaya tekhnika*, 2013, pp. 2, pp. 3–7.
6. Zakhartchenko V.F., Targamadze R.C., Frolov E.A. Estimation of velocity characteristics of low-sized uav with electric engine. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 26-30.
7. Sychev A.V., Balyasnyi K.V., Borisov D.A. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 4, pp. 172-185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Gur O., Rosen A. Optimization of Propeller-Based Propulsion System. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 1, pp. 95–106. DOI: 10.2514/1.36055
9. Gur O., Rosen A. Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 4, pp. 1340–1353. DOI: 10.2514/1.41027
10. *Hacker Motor Online—Shop für den Modellbau & Modellflug*. URL: <https://www.hacker-motor-shop.com>
11. Artamonov B.L., Lukhanin V.O. *Izvestiya VUZov. Aviatsonnaya tekhnika*, 2023, no. 2, pp. 28-35.
12. Belonogov O.B. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*, 2013, no. 1, pp. 87-93.
13. Peskov R.D. *Politekhnicheskii molodezhnyi zhurnal*, 2017, no. 8(13). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-141
14. Zheludkov V.N., Yachmentsev O.V. *Dinamometricheskie pribory* (Dynamometric devices), Leningrad, Leningradskii institut tochnoi mekhaniki i optiki, 1976, 40 p.
15. McCrink M.H., Gregory J.W. Blade Element Momentum Modeling of Low-Re Small UAS Electric Propulsion Systems. *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference (22–26 June 2015, Dallas, TX, USA)*. DOI: 10.2514/6.2015-3296
16. Kenjo T., Nagamory S. *Permanent-Magnet and Brushless DC Motors*. Oxford University Press, 1985, 194 p.
17. *Tormoznoi dinamometr (tormoz Proni)*. *Entsiklopediya po mashinostroeniyu XXL*. URL: <https://mach-xxl.info/597379>
18. Lukhanin V.O. *XX Mezhdunarodnaya konferentsiya “Aviatsiya i kosmonavtika” (22–26 November 2021; Moscow)*. *Sbornik tezisov*. Moscow, Pero, 2021, pp. 47-49.
19. Gorlin S.M. *Eksperimental'naya aeromekhanika* (Experimental aeromechanics). Moscow, Vysshaya shkola, 1970, 423 p.
20. Dwight H.B. *Tables of integrals and other mathematical data*. New York, The Macmillan Company, 4th ed., 1961, 336 p.

Статья поступила в редакцию 03.09.2023; одобрена после рецензирования 16.10.2023; принята к публикации 02.11.2023.

The article was submitted on 03.09.2023; approved after reviewing on 16.10.2023; accepted for publication on 02.11.2023.