

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОРОТИРУЮЩЕГО НЕСУЩЕГО ВИНТА

С.Ю. Мензульский

menz@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

В МГТУ им. Н.Э. Баумана ведутся работы по повышению проходимости мотовездеходов с помощью технологий автожиростроения. На основании обзора отечественных и зарубежных литературных источников выявлено, что в настоящее время не опубликовано адекватной методики расчета тяговых характеристик, характерных для автожиров авторотирующих несущих винтов с общим горизонтальным шарниром. Приведена аналитическая методика расчета аэродинамических характеристик авторотирующего несущего винта с общим горизонтальным шарниром, основанная на теории Глауэрта — Локка. Для экспериментальных исследований авторотирующего несущего винта и валидации разработанной расчетной методики на шасси мотовездехода BRP Outlander 6 × 6 создан подвижный специализированный стенд. Проведены экспериментальные исследования основных характеристик несущего винта автожира «Казачок». Определены значения тяги и частоты вращения в зависимости от скорости и угла атаки набегающего потока воздуха. Показана высокая сходимость результатов расчетов, выполненных по аналитической методике, с экспериментальными данными на режимах установившейся авторотации. Дальнейшая проработка методики проводится в целях обеспечения моделирования динамики несущего винта на режимах неустановившейся авторотации, совершенствования органов управления и формирования устойчивости махового движения лопастей

### Ключевые слова

*Мотовездеход, несущий винт, авторотация, эксперимент, валидация*

Поступила 26.09.2023

Принята 27.12.2023

© Автор(ы), 2024

---

**Введение.** Работы по созданию наземно-воздушных вездеходов (НВВ), способных перемещаться по земле и в воздухе, проводятся в МГТУ им. Н.Э. Баумана с 2020 г. В процессе предпроектного анализа НВВ приня-

то решение об использовании аэродинамической схемы автожира и, соответственно, ее установке на прототип авторотирующего несущего винта (НВ) с общим горизонтальным шарниром (ГШ).

**Аналитическая методика расчета тяговых характеристик авторотирующего НВ.** В результате анализа отечественных [1–6] и зарубежных [7–13] работ выявлено, что в настоящее время не представлена адекватная методика расчета тяговых характеристик авторотирующего НВ с общим ГШ. Кроме того, несмотря на наличие в России рынка рекреационной автожирной техники и нескольких автожиростроительных фирм, вопросы аэромеханики автожира не затрагивались в отечественной научной литературе на протяжении более 50 лет. Исключением являются работы, посвященные созданию автожира «Иркут» [14, 15]. Наибольший интерес представляет работа [14], в которой на основе теории НВ Глауэрта — Локка [16, 17] разработана аналитическая математическая модель авторотирующего НВ с общим ГШ для случая горизонтального полета. Однако при прямой сверке приведенных в [14] формул с результатами эксперимента погрешность составила более 100 %.

Решением стала разработка собственной аналитической методики расчета аэродинамических характеристик (АДХ) авторотирующего НВ, основанной на теории Глауэрта — Локка [16] и использующей основные алгоритмы расчета [14]. Далее приведен алгоритм вычислений, проводимых на каждом шаге. Входными данными для расчетов являются массовые и геометрические характеристики НВ, скорость и угол атаки набегающего потока воздуха, выходными — тяга и частота вращения НВ.

**Шаг 1.** Расчет массовой характеристики лопасти  $\gamma_L$ , ометаемой площади НВ  $S_0$  и коэффициента заполнения  $\sigma$ .

Массовая характеристика лопасти (число Локка)

$$\gamma_L = \frac{0,5\rho c_y^\alpha b_c R^4}{J_L},$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;  $c_y^\alpha$  — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки;  $b_c$  — хорда лопасти;  $R$  — радиус НВ;  $J_L$  — момент инерции лопасти относительно оси вращения.

Ометаемая площадь и коэффициент заполнения напрямую связаны и вычисляются по формулам:

$$S = \pi (R^2 - r_0^2);$$

$$\sigma = \frac{2b_c R}{S},$$

где  $r_0$  — горизонтальный вынос лопасти.

**Шаг 2.** Произвольное задание начальных значений частоты вращения и тяги НВ. На данном шаге значения заданы априори либо согласно предыдущей итерации алгоритма.

**Шаг 3.** Вычисление характеристики режима работы НВ

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_R}{\omega_{\text{НВ}} R},$$

где  $V$  — скорость набегающего потока;  $\alpha_R$  — угол атаки НВ;  $\omega_{\text{НВ}}$  — частота вращения НВ.

**Шаг 4.** Определение коэффициента ометаемой площади

$$e = B^2 - r_0^2.$$

Здесь

$$B = 1 - 0,5\sqrt{0,5c_T}$$

— коэффициент концевых потерь (для легконагруженных винтов), где

$$c_T = \frac{2T_R}{\rho \omega_{\text{НВ}}^2 R \pi (R^2 - r_0^2)}$$

— коэффициент тяги НВ ( $T_R$  — осредненная за оборот тяга НВ).

**Шаг 5.** Расчет средней индуктивной скорости  $V_{\text{icp}}$  и коэффициентов  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $x$ ,  $f_1$  и  $f_2$  в зависимости от коэффициента  $e$ . Для вычисления тяги НВ необходимо знать значение средней индуктивной скорости.

В соответствии с [16]  $V_{\text{icp}}$  можно вычислить, используя систему двух уравнений:

$$V_{\text{icp}} = \frac{T_R}{2\rho\pi R^2 e V' (1 - 1,5\mu^2)};$$

$$V' = \sqrt{(V \sin \alpha_R - V_{\text{icp}})^2 + (V \cos \alpha_R)^2},$$

где  $V'$  — результирующая скорость потока, отклоненного НВ.

Коэффициенты  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $x$  определяются по формулам:

$$F_1 = \frac{V_{\text{icp}} f_1 \sqrt{1,5}}{\omega_{\text{НВ}} R}; \quad F_2 = \frac{V_{\text{icp}} f_2}{\omega_{\text{НВ}} R}; \quad x = \frac{V S \alpha_R}{\omega_{\text{НВ}} R},$$

где  $x$  — отнесенная осевая компонента скорости.

Значения коэффициентов  $f_1$  и  $f_2$  определяются для аэродинамического профиля экспериментально [18] либо по результатам CFD-расчетов [19]. Поскольку в доступных источниках отсутствуют данные по значениям коэффициентов  $f_1$  и  $f_2$  для профиля НАСА 8-Н-12, в рамках настоящей работы использованы значения для профиля НАСА 23012.

**Шаг 6.** Определение амплитуды первой гармоники махового движения  $a_1$  и  $b_1$ . Согласно [14], элементарная погонная тяга  $i$ -го элемента лопасти имеет вид

$$T = 0,5(c_y^\alpha \varphi_c U_{xi}^2 + U_{yi} U_{xi} (c_y^\alpha + c_{xcp})) \rho b_c, \quad (1)$$

где  $\varphi_c$  — шаг лопасти;  $U_{xi}$  и  $U_{yi}$  — продольная и вертикальная составляющие вектора скорости относительно  $i$ -го элемента лопасти;  $c_{xcp}$  — среднее значение коэффициента лобового сопротивления.

Для одной лопасти можно записать интегралы:

$$T_y = 0,5c_y^\alpha \rho b_c \int_{r_0}^{BR} \varphi_c U_{xi}^2 r_c dr + 0,5c_y^\alpha \rho b_c \int_{r_0}^{BR} U_{yi} U_{xi} r_c dr; \quad (2)$$

$$T_x = -0,5c_y^\alpha \rho b_c \int_{r_0}^{BR} \varphi_c U_{xi}^2 r_c dr + 0,5c_y^\alpha \rho b_c \int_{r_0}^{BR} U_{yi} U_{xi} r_c dr, \quad (3)$$

где  $r_c$  — расстояние от  $i$ -го элемента лопасти до оси вращения.

Согласно [14], горизонтальная и вертикальная составляющие воздушной скорости имеют вид:

$$U_{xi} = \frac{V \cos \alpha_R}{\omega_{HB} R};$$

$$U_{yi} = \omega_{HB} R \left( x - F_1 \sqrt{r_c} - F_2 - F_2 \bar{r}_c \cos \psi_L - \mu a_c \cos \psi_L - \mu \beta_L \cos \psi_L - \frac{\beta_L \bar{r}_c}{\omega_{HB}} \right).$$

При определении наиболее общих характеристик НВ целесообразно рассмотреть только нулевую и первую гармоники махового движения, поскольку высшие гармоники по сравнению с первыми невелики [14]. Таким образом, уравнение махового движения лопастей имеет следующий вид:

$$\beta_L = a_0 - a_1 \cos \psi_L - b_1 \sin \psi_L,$$

где  $a_0, a_1, b_1$  — амплитуды косинусной и синусной гармоник.

После определения входящих в выражение махового движения интегралов (2) и (3) и исключения  $a_0$  (как малого компонента, что корректно только в предположении установившейся авторотации) получается основное соотношение для определения амплитуд гармоник:

$$a_1 = \frac{4\mu \left\{ \frac{2\varphi_c B^3}{3} + 0,5(B^2 - \bar{r}_0^2)(x - F_2) - 0,4F_1 \frac{(B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5}}{\sqrt{B}} \right\}}{B(B^2 + \bar{y}_0^2) - 0,5\mu^2(B - \bar{r}_0^2)};$$

$$b_1 = \frac{4a_c \mu B \left( \frac{B^3}{3} + \bar{y}_0^2 \right) + F_2 B^4 + \frac{4(a_c S - \gamma_0 G_b) \alpha_R}{\omega_{\text{HB}}^2 J_L \gamma_L}}{B(B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5} + 0,5\mu^2(B^2 - \bar{r}_0^2)}.$$

Получены выражения для амплитуд первой гармоники двухлопастного НВ с общим ГШ.

**Шаг 7.** Определение нового значения частоты вращения НВ из уравнения установившейся авторотации. Условие установившейся авторотации приводит к условию равенства нулю углового ускорения НВ за оборот. В этом случае решение также ищем в виде ряда Фурье по азимуту лопасти  $\psi_L$ . Определяем только нулевую гармонику, представляющую собой среднее за оборот значение частоты вращения НВ. После отбрасывания членов высших порядков малости уравнение авторотации принимает интегральный вид. Для его решения достаточно приравнять нулю выражения для не зависящих от азимутального угла членов подынтегральной функции, которые имеют вид:

$$h_1 = -0,5\rho c \bar{y}^\alpha b_c \omega_{\text{HB}}^2 R^4 c_{\text{хсп}} \left\{ 0,5(0,5\mu^2 + \bar{y}_0^2)(1 - \bar{r}_0^2) + 0,125(2 + \bar{y}_0^2) \right\};$$

$$h_2 = 0,5\rho c \bar{y}^\alpha b_c \omega_{\text{HB}}^2 R^4 \varphi_c \left\{ (x - F_2) B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) - \frac{2F_1 (\bar{y}_0^2 + B^2)^2}{7\sqrt{B}} \right\};$$

$$h_3 = 0,5\rho c \bar{y}^\alpha b_c \omega_{\text{HB}}^2 R^2 \left\{ 0,5 \left\{ (x - F_2)^2 + 0,5\mu^2 a_c^2 + a_1 \mu (x - F_2) + \right. \right.$$

$$\left. \left. + \mu^2 (0,375a_1^2 + 0,125b_1^2) \right\} (B^2 - \bar{r}_0^2) - \right.$$

$$\left. - 0,4(2(x - F_2)F_1 + a_1 \mu F_1) \frac{(B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5}}{\sqrt{B}} + \frac{(F_1^2 - \mu a_c F_2) B^3}{3} \right\}$$

$$+ \frac{F_2^2 B^2 (2B^2 + \bar{y}_0^2)}{16} - \frac{F_2 b_1 B^4}{4} - \mu a_c b_1 B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) + \\ + 0,125 (a_1^2 + b_1^2) B (B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5} \}.$$

Для второй лопасти выражения для членов, свободных от аэродинамических сил, имеют аналогичный вид. Таким образом, уравнение установившейся авторотации решается относительно одной лопасти. В этом случае оно имеет вид  $h \equiv h_1 + h_2 + h_3 = 0$ . Получаем квадратное уравнение относительно нормированной осевой скорости  $x$  вида  $ax^2 + bx + c = 0$ . Это уравнение используется для сверки вычисленной нормированной осевой скорости с исходной, заданной случайно. Его решение можно записать как

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a},$$

где

$$a = 0,5(B^2 - \bar{r}_0^2);$$

$$b = \varphi_c B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) + 0,5(B^2 - \bar{r}_0^2)(a_1 \mu - 2F_2) - 0,8F_1 \frac{(B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5}}{\sqrt{B}}; \\ c = -c_{xcp} c_y^\alpha \{ 0,5(0,5\mu^2 + \bar{y}_0^2)(1 - \bar{r}_0^2) + 0,125(2 + \bar{y}_0^2) \} - \\ - \varphi_c \left\{ F_2 B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) + 2F_1 \frac{(B^2 + \bar{y}_0^2)^2}{7\sqrt{B}} \right\} + \\ + 0,5(B^2 - \bar{r}_0^2) \{ F_2 (F_2 - a_1 \mu) + \mu^2 (0,5a_c^2 + 0,375a_1^2 + 0,125b_1^2) \} + \\ + \left\{ \frac{0,4F_1(2F_2 - a_1 \mu)}{\sqrt{B}} + 0,125(a_1^2 + b_1^2) \right\} (B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5} + \frac{(F_1^2 - a_c \mu F_2) B^3}{3} + \\ + \frac{F_2^2 B^2 (2B^2 + \bar{y}_0^2)}{16} - 0,25F_2 b_1 B^4 - a_c \mu b_1 B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right).$$

При использовании физически корректных исходных данных расчетного алгоритма в результате решения получаются два значения, т. е. два корня  $x$  — положительный и отрицательный. Поскольку физически нормированная осевая скорость не может быть отрицательной, при дальнейших расчетах используется только положительный корень.

Полученное значение осевой скорости используется для расчета нового числа оборотов:  $\omega_{\text{НВ}} = V \sin(\alpha_R) / (xR)$ .

Результирующая частота вращения сравнивается с исходной по окончании алгоритма.

**Шаг 8.** Расчет нового значения тяги НВ. Формула тяги НВ выведена по результатам подстановки приведенных ранее уравнений в (1) и имеет вид:

$$\begin{aligned}
 T_R = & \\
 = \rho c_y^\alpha b_c \omega_{\text{НВ}}^2 R^3 & \left\{ \varphi_c \left( \left[ (B - \bar{r}_0)(0,5\mu + \bar{y}_0) + \frac{(B - \bar{r}_0)}{3} \right] + 0,5\mu(B - \bar{r}_0)b_1 a_c \right) + \right. \\
 & + 0,5(x - F_2)(B^2 - \bar{r}_0^2) - \frac{0,4F_1(B^2 + \bar{y}_0^2)^{1,5}}{\sqrt{B}} + \\
 & + 0,5 \left[ \mu(x + 0,25a_1\mu - F_2)(B - \bar{r}_0) - a_1 B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) - \frac{2F_1\mu(B^{1,5} + \bar{r}_0^{1,5})}{3} \right] b_1 a_c + \\
 & \left. + 0,5 \left[ b_1 B \left( \frac{B^2}{3} + \bar{y}_0^2 \right) - 0,5a_c\mu(B^2 - \bar{r}_0^2) + 0,25b_1\mu^2(B - \bar{r}_0) - \frac{F_2 B^3}{3} \right] a_1 a_c \right\}.
 \end{aligned}$$

Результирующее значение тяги сравнивается с исходным по окончании алгоритма.

Расчет по шагам 2–8 проводится до тех пор, пока не будет обеспечена сходимость как частоты вращения, так и тяги НВ. Программная реализация приведенной расчетной аналитической методики выполнена в среде Python.

**Экспериментальные исследования тяговых характеристик авторотирующего НВ.** Для валидации разработанной расчетной методики проведен комплекс экспериментальных исследований. Объект испытаний — двухлопастной НВ автожира «Казачок», цель испытаний — определить тягу и частоту вращения НВ в зависимости от скорости и угла атаки набегающего потока воздуха.

Несущий винт автожира «Казачок» имеет следующие массо-геометрические характеристики: диаметр 8,4 м, число лопастей 2, хорда лопасти 216 мм, ее аэродинамический профиль НАСА 8-Н-12 и шаг 2,2°, масса НВ 36 кг, момент инерции НВ 286 кг·м<sup>2</sup>, горизонтальный вынос лопасти 151 мм, вертикальный вынос НВ 83 мм.

Для проведения испытаний шасси мотовездехода BRP Outlander в МГТУ им. Н.Э. Баумана изготовлен специализированный стенд. Внешний вид стенда и состав оборудования приведены на рис. 1.

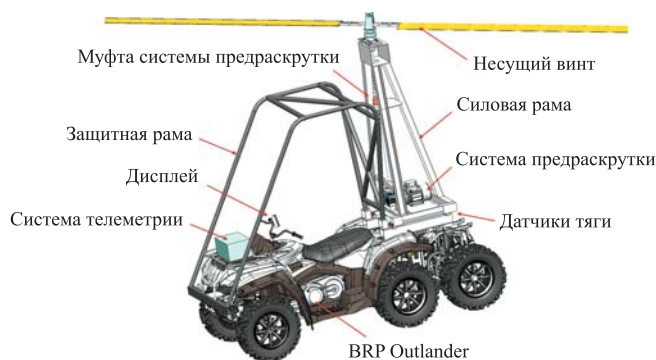


Рис. 1. Общий вид специализированного стенда

Специализированный стенд состоит из испытываемого НВ, силовой рамы, системы предраскрутки, датчиков тяги, системы телеметрии, дисплея и защитной рамы. Силовая рама предназначена для монтажа составных частей стенда. Геометрия силовой рамы разработана в соответствии с рекомендациями [20]. Система предраскрутки, включающая в себя промышленный мотор-редуктор мощностью 1,5 кВт и фрикционную муфту, перед началом испытаний обеспечивает раскрутку НВ до частоты вращения  $120 \text{ мин}^{-1}$ . В процессе испытаний эта система механически отключается от НВ. Четыре тензодатчика тяги балочного типа предназначены для измерения аэродинамических сил, возникающих на НВ во время испытаний. Система телеметрии, созданная на основе одноплатного компьютера Raspberry Pi, предназначена для опроса датчиков тяги НВ, частоты вращения НВ и скорости специализированного стенда, а также записи полученных данных на запоминающее устройство. С целью предотвратить потери контакта колес с дорогой, опрокидывание экспериментального стенда или разрушение НВ центробежными силами система телеметрии выводит на дисплей интегральные показания датчиков тяги, разность сил между датчиками левого и правого бортов, а также частоту вращения НВ. Для безопасности пилота в состав стенда входит стальная защитная трубчатая рама.

Поскольку резкое торможение шестиколесного мотовездехода крайне нежелательно как по соображениям безопасности, так и с точки зрения надежности трансмиссии специализированного стенда [21], испытания были поведены на прямолинейном асфальтированном участке длиной более





**Рис. 2.** Экспериментальные исследования тяговых характеристик авторотирующего НВ

1600 м (рис. 2). Выполнено 10 пробежек с фиксацией телеметрии. На всем протяжении испытаний шасси станда было устойчиво и управляемо. Предпосылок к потере управляемости, опрокидыванию или потере контакта с дорогой не было. При достижении НВ тяги более 2500 Н возникла тряска, предположительно связанная с нестационарностью тяговых характеристик авторотирующего НВ. Основные результаты испытаний приведены в таблице. В процессе испытаний экспериментально определено, что авторотация НВ имеет высокую инерционность. Например, при скорости набегающего потока 50 км/ч для повышения частоты вращения НВ от 120 до 250 мин<sup>-1</sup> потребовалось 30 с.

**Основные результаты экспериментальных исследований авторотирующего НВ**

№	Угол атаки НВ, град	Скорость, км/ч	Тяга НВ, Н	Скорость вращения НВ, мин <sup>-1</sup>
1	6	30	520	107
2	6	33	600	118
3	6	40	960	150
4	6	47	1350	177
5	6	50	1420	180
6	12	36	1430	178
7	12	50	3100	260
8	12	55	3520	280
9	12	60	4100	307
10	12	61	4200	322

В результате корреляционного анализа в среде pSEVEN выявлено, что ключевым параметром, влияющим на тягу НВ, является частота вращения. Скорость набегающего потока значима в меньшей степени. Вследствие высокой инерционности процесса авторотации изменения скорости влияют на тягу с задержкой, а небольшие колебания не влияют вовсе.

Сравнение расчетных и экспериментальных значений тяги и частоты вращения авторотирующего НВ приведено на рис. 3.

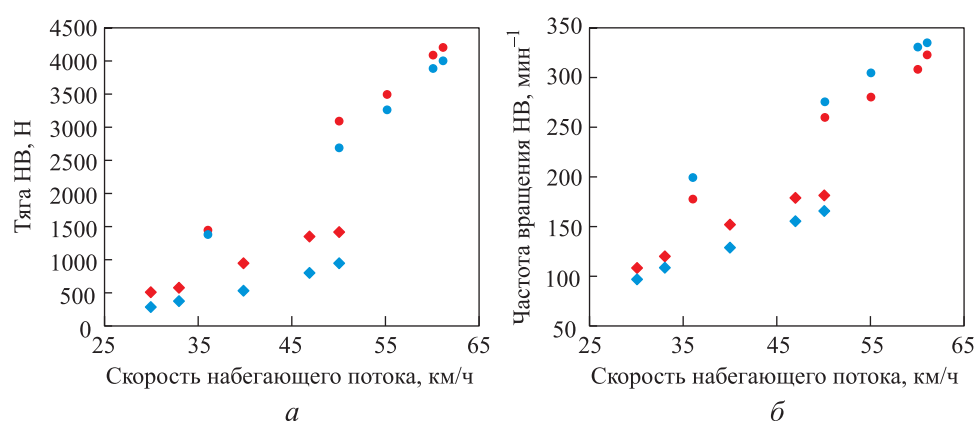


Рис. 3. Сравнение расчетных (♦, ●) и экспериментальных (◆, ●) значений тяги (а) и частоты вращения (б) авторотирующего НВ при  $\alpha_R = 6, 12^\circ$

**Выводы.** Как следует из рис. 3, при угле атаки НВ  $12^\circ$  среднее расхождение между расчетными и экспериментальными значениями для тяги составляет 6 %, для частоты вращения — 7 %, что позволяет сделать вывод о высокой адекватности разработанной аналитической методики расчета аэродинамической характеристики авторотирующего НВ с об- щим ГШ и перспективности ее дальнейшего развития.

В результате анализа данных эксперимента и при высоких невязках расчета параметров НВ на угле атаки  $6^\circ$  определено, что на данном ре- жиме обтекания авторотация является неустановившейся. Для правиль- ного расчета режимов неустановившейся авторотации требуется разра- ботка приведенной аналитической расчетной методики на основе теории Глауэрта — Локка. Для адекватного проектирования перспективных об- разцов НВВ при дальнейшей разработке методики должны быть прора- ботаны вопросы динамики авторотирующего НВ, усилий на органах управления и устойчивости махового движения лопастей.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Братухин И.П. Автожиры. Теория и расчет. М., Л., ГОСМАШМЕТИЗДАТ, 1934.
- [2] Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., Машиностроение, 1977.
- [3] Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М., Транспорт, 1988.
- [4] Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1. Аэродинамика. М., Машиностроение, 1966.
- [5] Сатаров А. Упрощенный расчет автожира. Люберцы, Ухтомский вертолетный завод, 1968.
- [6] Юрьев Б.Н. Импульсная теория воздушных винтов. М., Академия, 1948.
- [7] Ricci F, Silva P.A.S.F, Tsoutsanis P, et al. Hovering rotor solutions by high-order methods on unstructured grids. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2020, vol. 97, art. 105648. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105648>
- [8] Zhou Ch.L., Chen M., Xu A.A., et al. CFD simulation methods for rotor hovering based on N-S equation. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 685, art. 012031. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/685/1/012031>
- [9] Li Xu, Weng R. High order accurate and low dissipation method for unsteady compressible viscous flow computation on helicopter rotor in forward flight. *J. Comput. Phys.*, 2014, vol. 258, pp. 470–488. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2013.10.033>
- [10] Chaderjian N.M., Ahmad J.U. Detached eddy simulation of the UH-60 rotor wake using adaptive mesh refinement. Report ARC-E-DAA-TN5074CA. Washington, NASA, 2013.
- [11] Mohd N.A.R.N., Barakos G.N. Computation alaerodynamics of hovering helicopter rotors. *Mekanikal*, 2012, vol. 34, pp. 16–46.
- [12] Nielsen E., Diskin B., Yamaleev N. Discrete adjoint-based design optimization of unsteady turbulent flows on dynamic unstructured grids. *AIAAJ*, 2010, vol. 48, no. 6, pp. 1195–1206. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J050035>
- [13] Costes M., Renaud T., Rodriguez B. Rotorcraft simulations: a challenge for CFD. *Int. J. Comput. Fluid Dyn.*, 2012, vol. 26, no. 6-8, pp. 383–405. DOI: <https://doi.org/10.1080/10618562.2012.726710>
- [14] Польшинцев О.Е. Динамика и прочность авторотирующего несущего винта. Дис. ... канд. техн. наук. Иркутск, ИДСТУ СО РАН, 2003.
- [15] Калмыков А.А. Динамические модели автожира и нормирование условий нагружения конструкции. Дис. ... канд. техн. наук. Иркутск, ИДСТУ СО РАН, 2005.
- [16] Глауэрт Г. Основы теории крыльев и винта. М., Л., ГНТИ, 1931.
- [17] Glauert H., Lock C.N.H. A Summary of the experimental and theoretical investigations of the characteristics of an autogiro. *Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda*, 1928, no. 1162.

[18] Радченко П.И. Круговая обдувка профиля NASA 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ. Жуковский, Бюро научной информации ЦАГИ, 1959.

[19] Radhakrishnan P.M. CFD analysis of NASA 2415 and 23012 airfoil. *IJRAME*, 2019, vol. 7, no. 4, pp. 11–17.

[20] Вдовин Д.С., Чичекин И.В., Левенков Я.Ю. и др. Разработка методики создания динамической математической модели квадрицикла для расчета на ранних стадиях проектирования нагрузок, действующих на раму и ходовую часть. *Труды НАМИ*, 2021, № 2, с. 46–57. DOI: <https://doi.org/10.51187/0135-3152-2021-2-46-57>

[21] Lyashenko M., Potapov P., Dolotov A., et al. Analysis of ATV transmission operation according to the results of tests on a dynamometer test bench. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2020, vol. 820, no. 1, art. 012018.

DOI: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/820/1/012018>

**Мензульский Сергей Юрьевич** — канд. техн. наук, заведующий лабораторией специальной робототехники ИЦ «Автоматика и робототехника» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Мензульский С.Ю. Расчетно-экспериментальные исследования тяговых характеристик авторотирующего несущего винта. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 3 (150), с. 76–89. EDN: YZVNAU

**COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDY  
OF THE AUTOROTATING ROTOR TRACTION  
CHARACTERISTICS**

S.Yu. Menzulskiy

menz@bmstu.ru

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

**Abstract**

Bauman Moscow State Technical University is engaged in improving cross-country ability of the all-terrain vehicles using the autogyro technologies. A review of domestic and foreign sources demonstrates that any published adequate methodology for computing traction characteristics of the autogyro autorotating rotors with a common horizontal hinge is missing. The paper presents an analytical methodology for calculating aerodynamic characteristics of the autorotating rotor with a common horizontal hinge based on the Glauert — Lock theory. A mobile specialized test bench was created for experimental study of the autorotating rotor and validation of the developed computation methodology

**Keywords**

*All-terrain vehicle, rotor, autorotation, experiment, validation*

on the BRP Outlander 6 × 6 all-terrain vehicle chassis. Main characteristics of the “Kazachok” autogyro rotor were experimentally studied. Thrust and rotation frequency were measured depending on the oncoming airflow speed and angle of attack. High convergence of the computation results obtained using the analytical methodology with the experimental data in the steady-state autorotation modes was shown. Further development of the analytical methodology is carried out in order to ensure the possibility of simulating rotor dynamics in the modes of unsteady autorotation, efforts on the controls and stability in the blades flapping motion

Received 26.09.2023

Accepted 27.12.2023

© Author(s), 2024

## REFERENCES

- [1] Bratukhin I.P. Avtozhiry. Teoriya i raschet [Gyroplanes. Theory and calculation]. Moscow, Leningrad, GOSMASHMETIZDAT Publ., 1934.
- [2] Vildgrube L.S. Vertolety. Raschet integralnykh aerodinamicheskikh kharakteristik i letno-tekhnicheskikh dannyykh [Helicopters. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight performance]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.
- [3] Volodko A.M. Osnovy aerodinamiki i dinamiki poleta vertoletov [Fundamentals of aerodynamics and flight dynamics of helicopters]. Moscow, Transport Publ., 1988.
- [4] Mil M.L., Nekrasov A.V., Braverman A.S., et al. Vertolety. Raschet i proektirovanie. Kn. 1. Aerodinamika [Helicopters. Calculation and design. P. 1. Aerodynamika]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966.
- [5] Satarov A. Uproshchennyi raschet avtozhira [Simplified calculation of gyroplane]. Lyubertsy, Ukhtomskiy Vertoletnyy Zavod Publ., 1968.
- [6] Yuryev B.N. Impulsnaya teoriya vozdushnykh vintov [Impulse theory of propellers]. Moscow, Akademiya Publ., 1948.
- [7] Ricci F, Silva P.A.S.F, Tsoutsanis P, et al. Hovering rotor solutions by high-order methods on unstructured grids. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2020, vol. 97, art. 105648. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105648>
- [8] Zhou Ch.L., Chen M., Xu A.A., et al. CFD simulation methods for rotor hovering based on N-S equation. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2019, vol. 685, art. 012031. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/685/1/012031>
- [9] Li Xu, Weng R. High order accurate and low dissipation method for unsteady compressible viscous flow computation on helicopter rotor in forward flight. *J. Comput. Phys.*, 2014, vol. 258, pp. 470–488. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jcp.2013.10.033>
- [10] Chaderjian N.M., Ahmad J.U. Detached eddy simulation of the UH-60 rotor wake using adaptive mesh refinement. Report ARC-E-DAA-TN5074CA. Washington, NASA, 2013.

- [11] Mohd N.A.R.N., Barakos G.N. Computation alaerodynamics of hovering helicopter rotors. *Mekanikal*, 2012, vol. 34, pp. 16–46.
- [12] Nielsen E., Diskin B., Yamaleev N. Discrete adjoint-based design optimization of unsteady turbulent flows on dynamic unstructured grids. *AIAAJ*, 2010, vol. 48, no. 6, pp. 1195–1206. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J050035>
- [13] Costes M., Renaud T., Rodriguez B. Rotorcraft simulations: a challenge for CFD. *Int. J. Comput. Fluid Dyn.*, 2012, vol. 26, no. 6-8, pp. 383–405. DOI: <https://doi.org/10.1080/10618562.2012.726710>
- [14] Polyntsev O.E. Dinamika i prochnost avtorotiruyushchego nesushchego vinta. Dis. kand. tekhn. nauk [Dynamics and strength of an autorotating rotor. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Irkutsk, IDSTU SO RAS, 2003 (in Russ.).
- [15] Kalmykov A.A. Dinamicheskie modeli avtozhira i normirovanie usloviy nagruzheniya konstruksii. Dis. kand. tekhn. nauk [Dynamic models of a gyroplane and structural loading conditions. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Irkutsk, IDSTU SO RAS, 2005 (in Russ.).
- [16] Glauert H. Elements of aerofoil and airscrew theory. Cambridge, Cambridge University Press, 1926.
- [17] Glauert H., Lock C.N.H. A Summary of the experimental and theoretical investigations of the characteristics of an autogiro. *Aeronautical Research Committee Reports and Memoranda*, 1928, no. 1162.
- [18] Radchenko P.I. Krugovaya obduvka profilya NACA 23012 v aerodinamicheskoy trube T-103N TsAGI [Circular blowing of the NACA 23012 profile in a wind tunnel T-103H TsAGI]. Zhukovskiy, Byuro nauchnoy informatsii TsAGI Publ., 1959.
- [19] Radhakrishnan P.M. CFD analysis of NACA 2415 and 23012 airfoil. *IJRAME*, 2019, vol. 7, no. 4, pp. 11–17.
- [20] Vdovin D.S., Chichekin I.V., Levenkov Ya.Yu., et al. Development of a quadricycle dynamic mathematical model methodology to calculate early design stages loads on the frame and chassis. *Trudy NAMI*, 2021, no. 2, pp. 46–57 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.51187/0135-3152-2021-2-46-57>
- [21] Lyashenko M., Potapov P., Dolotov A., et al. Analysis of ATV transmission operation according to the results of tests on a dynamometer test bench. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2020, vol. 820, no. 1, art. 012018. DOI: <http://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/820/1/012018>

**Menzulskiy S.Yu.** — Cand. Sc. (Eng.), Head of the Special Robotics Laboratory, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Menzulskiy S.Yu. Computational and experimental study of the autorotating rotor traction characteristics. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 3 (150), pp. 76–89 (in Russ.). EDN: YZVNAU