

## Библиографический список

1. Determination of a Light Helicopter Flight Performance at the Preliminary Design Stage / Z. Petrović [и др.] // *Strojnicki Vestnik/Journal of Mechanical Engineering*. – 2010. – Т. 56. – №9.
2. Liu, J., Yin, M., Zhang, Z. Modal and Harmonic Analysis Based on ANSYS for Light Helicopter Tail Beam Tube / J. Liu, M. Yin, Z. Zhang // *Mechanical Engineering & Automation*. – 2013. – Т. 1.
3. Installation issues of a small turboshaft engine into a light helicopter / P. Hendrick [и др.] // *AVT-230 Specialists Meeting on Advanced Aircraft Propulsion Systems*. Rzeszów, Poland. – 2015.
4. Numerical investigations on drag reduction of a civil light helicopter fuselage / Shi W. [и др.] // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Т. 106. – С. 106–104.
5. Bramwell, A.R.S. *Bramwell's helicopter dynamics* / A.R.S. Bramwell, D. Balmford, G. Done. – Elsevier, 2001.
6. Leishman, G.J. *Principles of helicopter aerodynamics* / G.J. Leishman. – Cambridge university press, 2006.
7. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверманн и др. – М.: Машиностроение, 1966.

УДК 533.65

*Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Кочиш Ю.С.*

### **ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКИЙ РАСЧЕТ ПОЛЕТА СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА**

**Введение.** Легкие и сверхлегкие летательные аппараты становятся все более популярными во всем мире, в первую очередь благодаря своей низкой стоимости, которая позволяет использовать их для решения задач, связанных с большим риском потери аппарата. За последнее время появилось множество работ, посвященных различным аспектам проектирования легких и сверхлегких летательных аппаратов [1–4], в том числе вертолетов [5–10], причем особое внимание уделяется беспилотным конфигурациям [1, 4, 9, 10].

Для беспилотных летательных аппаратов предварительное моделирование полетного задания особенно важно, поскольку оно позволяет заранее проанализировать возможные проблемы в полете, для устранения которых у оператора наземного пункта управления (НПУ) есть не так много возможностей по сравнению с возможностями летчика пилотируемого летательного аппарата. Неотъемлемой частью моделирования полетного задания является инженерно-штурманский расчет (ИШР) [11–14]. В случае сверхлегкого беспилотного вертолета ИШР имеет следующие особенности: вертолет летает на скоростях близких к скоростям ветра; потери мощности на бортовое оборудование могут быть весьма значительными. Поскольку в результате выработки топлива в полете масса вертолета существенно изменяется, его можно моделировать как материальную точку переменной массы, движение которой описывается довольно сложными нелинейными дифференциальными уравнениями, которые решаются только численными методами. Однако для интеграции в программное обеспечение НПУ значительно удобнее использовать аналитические зависимости, даже если они являются приближенными, поскольку они дают высокое быстродействие.

Цель статьи – получение аналитических зависимостей для ИШР полета сверхлегких беспилотных вертолетов с учетом характерных для них особенностей.

**Мощностной расчёт.** В основе инженерно-штурманского расчета полета вертолета лежит мощностной расчет. Последний выполняется по известным методикам [15–17] со стандартными допущениями о равномерном распределении индуктивной скорости по диску несущего винта (НВ), о линейной зависимости коэффициента подъемной силы профиля лопасти от угла атаки и т.д., принятых в отрасли. Кроме того, будем считать, что полет происходит в Международной стандартной атмосфере (МСА), а угол атаки винта мал, поэтому на начальном этапе проектирования может быть принят равным нулю вне зависимости от скорости горизонтального полета. Для нахождения ЛТХ требуется коэффициент потребной мощности двигателя, учитывающий потери на бортовое оборудование:

$$C_{P_e} = \frac{1}{\eta} \left[ C_P + \frac{C_{P_{eq}}}{\eta_g} \right],$$

где  $C_p$  – коэффициент потребной мощности НВ с учетом отбора на рулевой винт (РВ) в установившемся режиме полета,  $C_{p_{eq}}$  – коэффициент мощности бортового оборудования,  $\eta_g$  – КПД генератора,  $\eta$  – КПД главного редуктора.

### Инженерно-штурманский расчет типовых этапов полета

При выполнении ИШР будем разбивать полет на типовые этапы: горизонтальный полёт (ГП), набор высоты или снижение по наклонной, висение. Примем также некоторые допущения, касающиеся ветра. Во-первых, будем считать, что ветер всегда дует горизонтально, т.е. пренебрегаем восходящими и нисходящими потоками; во-вторых, пусть в пределах каждого этапа ветер не изменяется.

Дифференциальное уравнение, описывающее изменение массы вертолета  $m$  на любом этапе полета, имеет вид

$$\dot{m} = -Q(m), \quad (1)$$

где  $Q$  – секундный расход топлива,

$$Q = \rho \pi R^2 (\omega R)^3 C_e C_{p_e},$$

$C_e = C_e(h)$  – удельный расход топлива двигателем. В первом приближении зависимость удельного расхода топлива (brake specific fuel consumption, BSFC) поршневым двигателем от высоты полета вполне можно аппроксимировать линейной зависимостью (рис. 1):

$$C_e = k_e h + b_e.$$

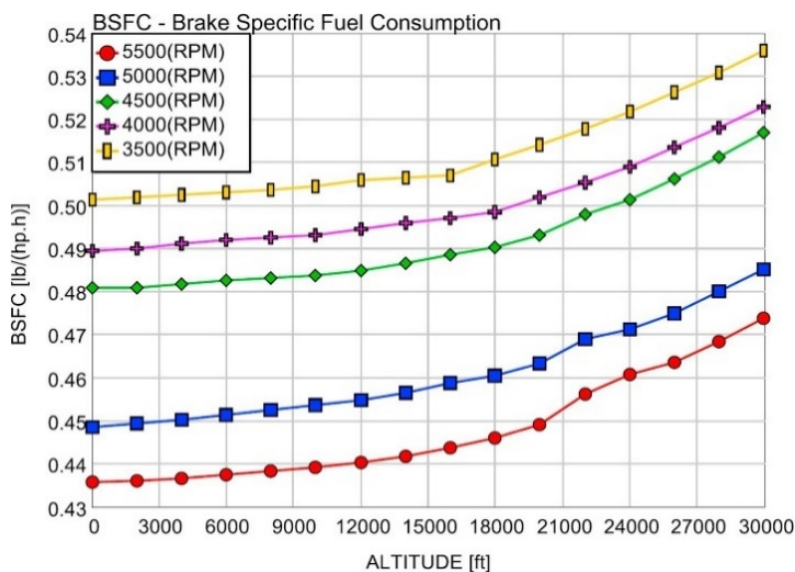


Рис. 1 – Зависимость удельного расхода топлива от высоты в МСА для поршневого двигателя Rotax 914 [18]

Висение в условиях ветра с точки зрения ИШР эквивалентно ГП в штиль со скоростью, равной скорости ветра. Висение является кратковременным этапом, поэтому можно вполне обоснованно положить, что по окончании висения масса вертолета будет близка к массе в начале висения  $m_0$ . Раскладывая правую часть уравнения (1) в ряд Тейлора в окрестности  $m = m_0$ , получим

$$\dot{m} = a m + c, \quad (2)$$

где

$$c = \frac{C_e g^2 K_t \kappa}{4\eta\sqrt{2\pi R^2} \rho \omega R} \left( \frac{2Bm_0}{C(A + \pi\mu^2)^{3/2}} - \frac{4m_0^2}{\sqrt{A + \pi\mu^2}} \right) - \frac{C_e}{\eta} \left( \frac{P_{eq}}{\eta_g} + \rho\pi R^2 (\omega R)^3 (C_{P_p} + K_t C_{P_0}) \right),$$

$$a = - \frac{Bg^2 K_t \kappa C_e}{2C\sqrt{2\pi R^2} \eta (A + \pi\mu^2)^{3/2} \rho \omega R},$$

$$A = \sqrt{\pi^2 \mu^4 + \left( \frac{m_0 g}{R^2 \rho (\omega R)^2} \right)^2},$$

$$B = g^2 m_0^3 (3A + 4\pi\mu^2) + 4m_0 (A + \pi\mu^2) (\pi\rho)^2 (R\mu(\omega R))^4,$$

$$C = (m_0 g)^2 + (\pi\rho)^2 (R\mu(\omega R))^4.$$

Уравнение (2) имеет аналитическое решение, которое при начальном условии  $m(0) = m_0$  имеет вид

$$m(t) = \left( \frac{c}{a} + m_0 \right) e^{at} - \frac{c}{a}.$$

В ГП на постоянной воздушной скорости большей или равной экономической уравнение (1) будет иметь вид

$$\dot{m} = a_1 m^2 + c_1, \quad (3)$$

где

$$a = \frac{C_e g^2 K_t \kappa}{2\mu\eta_g \rho \pi R^2 \omega R},$$

$$c = \frac{C_e}{\eta} \left( \frac{P_{eq}}{\eta_g} + \rho\pi R^2 (\omega R)^3 (C_{P_p} + K_t C_{P_0}) \right),$$

Уравнение (3) имеет аналитическое решение, которое при начальном условии  $m(0) = m_0$  имеет вид

$$m(t) = \sqrt{\frac{c}{a}} \operatorname{tg} \left[ \operatorname{tg}^{-1} \left( \sqrt{\frac{a}{c}} m_0 \right) - (\sqrt{ac}) t \right]. \quad (4)$$

При моделировании ГП на воздушной экономической или крейсерской скорости, строго говоря, следует учитывать, что эти скорости зависят от массы вертолета, которая изменяется в ходе полета. Однако принимая во внимание тот факт, что масса топлива составляет сравнительно малую долю массы сверхлегкого вертолета, можно вычислять воздушную экономическую или крейсерскую скорость приближенно для массы, которую вертолет имеет непосредственно перед началом полета на этих скоростях. Таким образом, масса вертолета при полете на воздушной экономической или крейсерской скорости описывается уравнением (4) при подстановке соответственно величин  $\mu_1$  и  $\mu_2$ , найденных для начальной массы на данном этапе.

**Заключение.** Предложенный подход позволяет решать различные задачи, связанные с инженерно-штурманский расчетом, например, определение зоны досягаемости вертолета при заданном ветре; полет по заданному маршруту, в том числе при изменяющемся ветре; полет с компенсацией запаздывания или опережения.

### Библиографический список

1. Синтез системы управления малого беспилотного планирующего ЛА с крылом большого удлинения / Грумондз В.Т. [и др.] // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2012. – №3. – С. 22–27.
2. Гайнутдинов, В.Г., Першин, Е.А., Камалетдинов, Н.Н. О проектировочном расчете летных характеристик сверхлегкого самолета с поршневым двигателем / В.Г. Гайнутдинов, Е.А. Першин, Н.Н. Камалетдинов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2008. – №2. – С. 7–9.
3. Сыздыков Е.К., Гайнутдинова А.В. Проектировочные расчеты параметров устойчивости и управляемости легкого самолета с поршневым двигателем / Е.К. Сыздыков, А.В. Гайнутдинова // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2010. – №2. – С. 12–15.

4. Сыздыков, Е.К., Гайнутдинова, А.В., Крикун К.Г. О разработке алгоритмов системы управления малоразмерным беспилотным летательным аппаратом комбинированной схемы-конвертопланом / Е.К. Сыздыков, А.В. Гайнутдинова, К.Г. Крикун // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2012. – №2. – С. 62–64.

5. Determination of a Light Helicopter Flight Performance at the Preliminary Design Stage / Z. Petrović et al. // Strojniski Vestnik. Journal of Mechanical Engineering. – 2010. – Т. 56. – №9.

6. Liu J., Yin M., Zhang Z. Modal and Harmonic Analysis Based on ANSYS for Light Helicopter Tail Beam Tube / J. Liu, M. Yin, Z. Zhang // Mechanical Engineering & Automation. – 2013. – Т. 1.

7. Installation issues of a small turboshaft engine into a light helicopter / P. Hendrick et al. // AVT-230 Specialists Meeting on Advanced Aircraft Propulsion Systems. Rzeszów, Poland. – 2015.

8. Numerical investigations on drag reduction of a civil light helicopter fuselage / Shi W. et al. // Aerospace Science and Technology. – 2020. – Т. 106. – С. 106–104.

9. Бронников, А.М., Каравашкина, Е.О. Высокоточный алгоритм управления маловысотным полетом беспилотного вертолета при пространственном маневрировании / А.М. Бронников, Е.О. Каравашкина // Известия Южного федерального университета. Технические науки. – 2013. – №3 (140). С. 169-176.

10. Свердлов С.З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета / С.З. Свердлов // Вестник Вологодского государственного университета. – 2015. – №1(5). – С. 11–16.

11. Торопов, А.Н., Омелян, Н.Г., Неговоров, В.В. Методика инженерно-пilotского расчета полета беспилотного летательного аппарата / А.Н. Торопов, Н.Г. Омелян, В.В. Неговоров // Военный научно-практический вестник. 2018. №1 (8). – С. 16–19.

12. Mission performance simulation of integrated helicopter–engine systems using an aeroelastic rotor model / I. Goulos et al. // Journal of engineering for gas turbines and power. – 2013. – Т. 135. – №9.

13. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine / A. Fakhre et al. // AHS 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona. – 2013.

14. Siva C., Murugan, M.S., Ganguli, R. Effect of uncertainty on helicopter performance predictions / C. Siva, M.S. Murugan, R. Ganguli //Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2010. – Т. 224. – №5. – С. 549–562.
15. Bramwell, A.R.S. Bramwell’s helicopter dynamics / A.R.S. Bramwell, D. Balmford, G. Done. – Elsevier, 2001.
16. Leishman, G.J. Principles of helicopter aerodynamics / G.J. Leishman. – Cambridge university press, 2006.
17. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверманн [и др.] – М.: Машиностроение, 1966.
18. Mansouri, H., Ommi, F. Performance prediction of aircraft gasoline turbo-charged engine at high-altitudes //Applied Thermal Engineering. – 2019. – Т. 156. – С. 587–596.

УДК 533.695

*Фролов В.А.*

## МАКСИМАЛЬНЫЕ НЕСУЩИЕ СВОЙСТВА КОМБИНАЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА КРУГЛОГО ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ И ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА

Целью работы является показать бóльшие величины производной коэффициента нормальной силы по углу атаки комбинации фюзеляж-крыло над такой же характеристикой для исходного крыла. Под исходным крылом понимается крыло с подфюзеляжной частью в отличие от изолированного крыла, составленного из двух консолей. Исследуется схема среднеплана для фюзеляжа круглого поперечного сечения и прямоугольного крыла. Геометрические характеристик компоновки фюзеляж-крыло показаны на рис. 1.

Запишем формулу для расчёта производной коэффициента нормальной силы по углу атаки  $\alpha$  для комбинации фюзеляж-крыло  $C_{y\dot{\epsilon}+\delta}^{\alpha}$ , когда крыло и фюзеляж располагаются под одинаковым углом атаки

$$C_{y\dot{\epsilon}+\delta}^{\alpha} = K_{\dot{\epsilon}+\delta} C_{y\dot{\epsilon}}^{\alpha} \frac{S_{\dot{\epsilon}}}{S}, \quad (1)$$