

УДК 629.735.33.018.7.015.3

О.Л. Лемко¹, В.М. Миронович², А.А. Шалыгин³¹ *Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев*² *Национальный авиационный университет, Киев*³ *Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков*

ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМОВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ЗАДАННЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ

Представлены результаты оптимизации скорости и аэродинамического качества беспилотного летательного аппарата по максимальной дальности и продолжительности полета для формирования профиля полета в автономном режиме.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, дальность и продолжительность полета, оптимизация, расход топлива, уравнения движения, профиль полета, скорость полета, аэродинамическое качество.

Введение

Дальность и продолжительность полета являются одними из основных летных характеристик беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Эти характеристики должны определяться для полета в целом. Полет в этом случае рассматривается как последовательность типовых этапов – взлет, набор высоты и разгон, крейсерский полет, снижение, заход на посадку, посадка и др.

Дальность и продолжительность полета конкретного БПЛА ограничены, прежде всего, запасом топлива. Поскольку затраты топлива в полете зависят от скорости и высоты полета, достижимое значение дальности тесно связано с продолжительностью полета. В то же время для БПЛА с большой дальностью и продолжительностью полета основным этапом полета является крейсерский полет на заданной высоте.

Постановка задачи. Целью настоящей работы является определение режимов полета БПЛА, которые обеспечивают экстремальную дальность и экстремальную продолжительность полета БПЛА.

Объект исследования – характеристики дальности и продолжительности БПЛА схемы «летающее крыло».

Уравнения движения БПЛА

Уравнения движения БПЛА как материальной точки переменной массы в вертикальной плоскости в предположении, что поляра БПЛА аппроксимируется квадратичной параболой $c_{xa} = c_{x0} + Ac_{ya}^2$ (поляра ЛА схемы «летающее крыло» наиболее близка квадратичной поляре), где коэффициент $c_{ya} = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0)$ и коэффициент индуктивности

$A = \frac{1}{\pi e \lambda}$, имеют следующий вид [1]:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{(mg)} \cdot [P_B \cos \alpha - qS(c_{x0} - Ac_{ya}^2) - (mg) \sin \theta];$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g}{(mg)V} (P_B \sin \alpha + c_{ya}qS - (mg) \cos \theta);$$

$$\frac{d(mg)}{dt} = \frac{P_B c_e}{3600}; \quad \frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \quad \frac{dL}{dt} = V \cos \theta.$$

В этих выражениях коэффициенты c_{x0} , A , c_{ya}^α являются функциями числа M ; V – скорость полета; θ – угол наклона траектории; m – масса БПЛА; H – высота полета; L – дальность полета; $P_B = \frac{V}{N_B \cdot \eta}$ – тяга винта; N_B – мощность, подаваемая на вал винта; η – КПД винта; c_e – удельный расход топлива; q – скоростной напор; S – площадь крыла; e – коэффициент Освальда.

Для решения этой задачи введем следующие допущения и предположения:

– будем считать, что $\frac{d\theta}{dt} = 0$;

– нормальной составляющей тяги ($P_B \sin \alpha$) можно пренебречь, т.к. тяговооруженность БПЛА большой дальности или продолжительности невелика.

В этом случае исходная система уравнений может быть записана в следующем виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \left[P_B - qS(c_{x0} + Ac_{ya}^2) - (mg)\theta \right] \frac{g}{(mg)}; \\ c_{ya} &= \frac{(mg)}{qS}; \quad \frac{d(mg)}{dt} = -\frac{P_B c_e}{3600}; \\ \frac{dH}{dt} &= V \cdot \theta; \quad \frac{dL}{dt} = V. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Определение оптимальных режимов полета

Оптимальный с точки зрения расхода топлива, режим полета БПЛА на заданную дальность за заданное время можно получить из решения одной из двух эквивалентных друг другу обратных вариационных задач.

1. При заданном времени полета и запасе топлива необходимо определить режим полета, который обеспечивает экстремальную дальность (L).

2. При заданных дальности полета БПЛА и запасе топлива необходимо определить режим, при котором обеспечивается экстремальное время полета (t).

Для этого из системы (1) получим выражения для искомых величин:

$$t = - \int_{m_H}^{m_K} \frac{3600g}{P_B \cdot c_e} d(m) = \int_{m_H}^{m_K} \varphi d(m); \quad (2)$$

$$L = - \int_{m_H}^{m_K} \frac{3600g}{P_B \cdot c_e} V d(m) = \int_{m_H}^{m_K} \psi d(m). \quad (3)$$

Решение каждой из задач сводится к определению режима полета, обеспечивающего максимум

$$\text{функционалу } F_1 = \int_{m_H}^{m_K} (\psi + f\varphi) d(m) :$$

$$\max F_1 = \max(L + f \cdot t)$$

$$\text{или функционалу } F_2 = \int_{m_H}^{m_K} (\varphi + k\psi) d(m),$$

$$\max F_2 = \max(k \cdot t + L),$$

где k и f – постоянные коэффициенты, выбираемые из условия изопериметрии [2]. Так как задачи (1) и (2) эквивалентны, то можно записать обобщенный функционал

$$F = g \int_{m_H}^{m_K} (k\psi + f\varphi) d(m) = kL + f \cdot t, \quad (4)$$

где один из коэффициентов задается, а другой определяется из изопериметрического условия.

Полет беспилотного ЛА по заданному маршруту состоит из нескольких характерных участков (рис. 1).

Режим полета на каждом из этих участков выбирается в соответствии с установленным критерием оптимальности, которым для сформулированной выше задачи является максимум функционала $F = kL + f \cdot t$.

Так как основным режимом полета БПЛА является крейсерский полет, рассмотрим более подробно оптимальный режим на заданной высоте (полет по маршруту).

Уравнение Эйлера для функционала (4) при принятых допущениях будет иметь следующий вид:

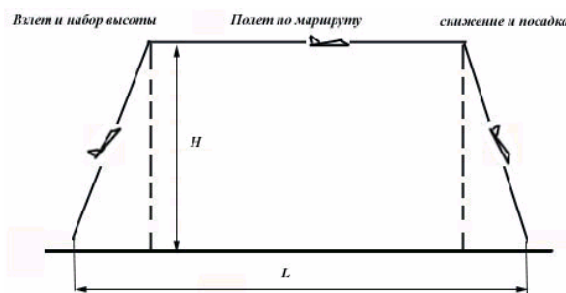


Рис. 1. Схема полета БПЛА по заданному маршруту

- взлет и набор высоты;
- полет по маршруту на заданной высоте;
- снижение и посадка

$$k\psi'_{V} + f\varphi'_{V} = \frac{d}{dV} (k\psi_{V} + f\varphi_{V}) = 0,$$

откуда

$$\frac{d}{dV} \left(k \frac{V}{P_B c_e} + f \frac{1}{P_B c_{e0}} \right) = \frac{d^2 F}{gdV \cdot d(m)} = 0. \quad (5)$$

Очевидно, что поиск оптимальной скорости на заданной высоте сводится к определению максимума подинтегральной функции (4) для каждого значения массы БПЛА. Из принятого для этого участка

полета условия $\frac{dV}{dt} = 0$ и из условия горизонтального полета определяется связь между скоростью полета и потребной тягой

$$P_{B_{ГП}} = \frac{(mg)}{K_{ГП}(V_{ГП})}, \quad (6)$$

где $K_{ГП}(V_{ГП})$ – аэродинамическое качество БПЛА в зависимости от скорости горизонтального полета ЛА.

Учитывая (6), уравнение (5) можно записать как

$$\frac{d^2 F}{gdV d(m)} = \frac{d}{dV} \left(k \frac{V_{ГП}(mg)}{K_{ГП}(V_{ГП})c_e} + f \frac{(mg)}{K_{ГП}(V_{ГП})c_{e0}} \right) = 0. \quad (7)$$

При этом $K_{ГП}$ необходимо определять по балансирующей поляре БПЛА с учетом отклонения органов управления при данном угле атаки $\alpha_{ГП}$, скорости полета, центровке и т.д. [3].

Так как БПЛА схемы «летающее крыло» с поршневым двигателем в соответствии со своим назначением имеет максимальную скорость, не превышающую $V_{max} = 200$ км/ч, то для решения задачи оптимизации параметров горизонтального полета введем некоторые упрощения: поляра БПЛА имеет вид $c_{xa} = c_{x0} + Ac_{ya}^2$, где $c_{x0} = const$, $A = const$. Кроме того, удельный расход топлива $c_e = const$, а влиянием сжимаемости можно пренебречь.

Введем следующие обозначения:

$$\mu = c_{x0} \frac{\rho}{2}, \quad \varepsilon = \frac{2A(mg)^2}{\rho \cdot S}, \quad \bar{V} = \frac{V}{V_{HB}}$$

где $V_{нв}$ – наивыгоднейшая скорость полета, соответствующая K_{max} .

Для установившегося горизонтального полета перепишем выражение для относительной скорости в следующем виде

$$\bar{V} = \frac{V_{ГП}}{V_{нвГП}} = \frac{\sqrt{\frac{2c_{xa}K_{ГП}}{(mg)\rho S}}}{\sqrt{\frac{2 \cdot 2c_{x0}K_{max}}{(mg)\rho S}}} = \sqrt{\frac{c_{xa} \cdot K_{ГП}}{2c_{x0} K_{max}}} = \sqrt{\bar{c}_x \cdot \bar{K}}, \quad (8)$$

где $\bar{c}_x = \frac{c_{xa}}{2c_{x0}}$ – относительный коэффициент со-

противления; $\bar{K} = \frac{K_{ГП}}{K_{max}}$ – относительное аэро-

динамическое качество в горизонтальном полете.

Если учесть, что в выражении (8) $K_{ГП}$ является балансирующим качеством, то ясно, что одним из способов увеличения дальности полета является уменьшение потерь на балансировку, т.е. потерь подъемной силы и роста сопротивления при отклонении органов управления [4].

Из уравнения Эйлера получим

$$\frac{k(3\varepsilon V^2 - \mu V^6) + f(2V\varepsilon - 2V^6\mu)}{(\mu V^4 + \varepsilon)^2} = 0. \quad (9)$$

Выражение (9) преобразуется к виду:

$$\bar{V}(\bar{V}^4 - 3) + 2\frac{\sigma}{V_{нв}}(\bar{V}^4 - 1) = 0, \quad (10)$$

где $\sigma = f/k$.

В случае, когда $f = 0$, а $k \neq 0$, который соответствует максимизации параметра L (при $t_{зад} = t_{L_{max}}$), существует единственное решение

$$\bar{V}_{opt} = (\sqrt{\bar{c}_x \cdot \bar{K}})_{opt} = \sqrt[4]{3}, \text{ т.е.:}$$

$$K_{opt} = \frac{\sqrt{3}}{2} K_{max} \frac{c_{x_{opt}}}{c_{x0}} = \frac{\sqrt{3}}{2} K_{max} \cdot \frac{c_{x0} + Ac_{y_{opt}}^2}{c_{x0}},$$

где коэффициент индуктивности $A = \frac{1}{\pi e \lambda}$, а

$$c_{y_{opt}} = \frac{c_{y_{нв}}}{\sqrt{3}}.$$

В случае, когда $k = 0$, а $f \neq 0$, который соответствует максимизации параметра t при условии $L_{зад} = L_{t_{max}}$, также существует единственное реше-

ние $\bar{V}_{opt} = (\sqrt{\bar{c}_x \cdot \bar{K}})_{opt} = 1$, т.е. $V_{opt} = V_{нв}$. Тогда оптимальное аэродинамическое качество равно максимальному аэродинамическому качеству $K_{opt} = K_{max}$.

Выводы

В результате оптимизации режимов горизонтального полета БПЛА получены оптимальные относительные значения скорости горизонтального полета и аэродинамического качества для достижения максимальной дальности и (или) продолжительности полета, которые необходимы при формировании профиля полета БПЛА в автономном режиме.

Список литературы

1. Остославский И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Оборонгиз, 1963. – 430 с.
2. Косминков К.Ю. Оптимизация режима полета дозвукового пассажирского самолета при заданных дальности и времени полета / К.Ю. Косминков // Труды ЦАГИ, 1984. – Вып. 2231. – С. 3-13.
3. Лемко О.Л. Оценка возможности снижения балансируемых потерь аэродинамического качества на летательных аппаратах схемы «летающее крыло» / О.Л. Лемко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 1(27). – С. 49-51.
4. Лемко О.Л. Формування аеродинамічного обрису безпілотного літального апарату «літаюче крило» за критерієм максимальної балансувальної якості / О.Л. Лемко // Вісник НАУ. – 2008. – №.1. – С. 58-61.

Поступила в редколлегию 27.05.2011

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ОПТИМІЗАЦІЯ РЕЖИМІВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЬОТУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ ЗАДАНИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ДАЛЬНОСТІ І ТРИВАЛОСТІ

О.Л. Лемко, В.М. Миронович, А.А. Шалигін

В результаті оптимізації режимів горизонтального польоту БПЛА одержані оптимальні відносні значення швидкості горизонтального польоту і аеродинамічної якості для досягнення максимальної дальності і (або) тривалості польоту, які необхідні при формуванні профілю польоту БПЛА в автономному режимі.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, дальність і тривалість польоту, оптимізація, витрата палива, рівняння руху, профіль польоту, швидкість польоту, аеродинамічна якість.

OPTIMIZATION OF MODES OF LEVEL-FLIGHT OF PILOTLESS VEHICLE AT THE SET DESCRIPTIONS OF DISTANCE AND DURATION

O.L. Lemko, V.M. Mironovich, A.A. Shalygin

The results of optimization of speed and aerodynamic quality of pilotless vehicle are presented on maximal distance and duration of flight for forming of type of flight in autonomous behavior.

Keywords: pilotless vehicle, distance and duration of flight, optimization, expense of fuel, equalizations of motion, type of flight, speed of flight, aerodynamic quality.