

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7+623:001.51

ДИНАМИКА ПОЛЁТА БЕСПИЛОТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ МАЛЫХ СКОРОСТЯХ И ВЫСОТАХ СТАРТА

Альбокрина А.С.^{*}, Грумондз В.Т.^{**}

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

^{} e-mail: asti_albo@mail.ru*

*^{**} e-mail: v.grumondz@gmail.com*

Рассматриваются вопросы динамики полета беспилотного планирующего летательного аппарата (БПЛА) с разгонным двигателем (РД) при малых скоростях и высотах старта. Исследуется влияние величины и характера изменения тяги РД на дальность полёта при ограничениях общего импульса, а также влияние возможных технологических погрешностей, приводящих к отклонению направления вектора тяги от продольной оси БПЛА, на устойчивость движения и безопасность старта БПЛА.

Ключевые слова: разгонный двигатель, эксцентриситет тяги, математическая модель движения, максимальная дальность полёта, беспилотный планирующий летательный аппарат, стабилизация, безопасность старта.

Динамика полета БПЛА существенно зависит от начальной скорости и начальной высоты полета, представляющих собой стартовую скорость и стартовую высоту БПЛА. Этими параметрами определяется суммарная энергия БПЛА, полученная им при старте и, как следствие, динамические возможности БПЛА во все время движения по траектории, прежде всего — дальность полета и возможности угловой стабилизации БПЛА с заданными характеристиками переходных процессов, т.е. параметры, традиционно имеющие высокую важность в динамике полета любых летательных аппаратов.

Вопросы моделирования различных возможных вариантов старта БПЛА рассмотрены, например, в [1, 2]. В частности, здесь исследованы вопросы бе-

зопасности старта при использовании внутрифюзеляжной системы катапультного старта. Одним из основных результатов моделирования процесса старта в каждой из подобных работ является формирование условий после окончания действия стартового устройства.

В настоящей работе рассматриваются две следующие задачи:

1) обеспечение максимальной дальности полета при ограничениях начальной энергии движения БПЛА и общего импульса РД;

2) обеспечение устойчивости и управляемости БПЛА при его движении на всех участках траектории.

Предварительный анализ указанных выше задач показал, что при малой начальной энергии старта получение сколько-нибудь значимых величин дальности полета БПЛА (существенно отличного от баллистического) без использования первоначального разгона с помощью дополнительных средств, прежде всего разгонного двигателя, невозможно. В связи с этим предполагается, что БПЛА снабжен некоторым РД с фиксированным суммарным импульсом, который может быть реализован различными законами изменения тяги в процессе движения. Эта ситуация порождает проблему обеспечения безопасности при малых скоростях и высотах старта, которая, в свою очередь, разбивается на следующие две:

1) обеспечение такой угловой стабилизации БПЛА на начальном участке (от момента старта до момента включения РД), которая к моменту включения РД гарантирует благоприятную угловую ориентацию БПЛА, исключающую возможность столкновения БПЛА с носителем;

2) обеспечение возможности парирования возмущений, возникающих при работе РД на активном участке, обусловленных технологическими погрешностями (различного рода асимметриями) его размещения на БПЛА. Заметим, что, как показывают расчеты, последний фактор может неблагоприятно влиять и на суммарную дальность полета БПЛА.

Постановка задачи

Предполагается, что БПЛА стартует в условиях невозмущенной атмосферы, так что в начальный момент $t = t_0$ не испытывает дополнительных аэродинамических воздействий. Число Маха при старте не превышает значений $M < 0,25$. В системе управления рулевые приводы считаются идеальными. Носитель считается материальной точкой, движущейся на высоте $H = \text{const}$ со скоростью $V = \text{const}$.

Математическая модель

Разработанная математическая модель описывает пространственное движение БПЛА с разгонным двигателем на всём протяжении полёта от момента старта до момента попадания в цель, расположенную на высоте $H = 0$.

Система управления по тангажу представляет собой пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор следующего вида:

$$\delta_{\text{в}} = K_{\vartheta} \vartheta + K_{\omega} \omega_z + K_p \int (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}). \quad (1)$$

В качестве разгонного двигателя рассматривается твёрдотопливный ускоритель (ТТУ) с фикси-

рованным значением импульса I , с изменяемыми тягой P и временем работы τ . Рассматриваются следующие законы изменения модуля вектора тяги:

- «импульсный»:

$$P = \begin{cases} P(t) = \frac{1}{\tau} & \text{при } t_0 \leq t \leq t_0 + \tau; \\ 0 & \text{при } t < t_0, t > t_0 + \tau, \end{cases} \quad (2)$$

где τ — время работы двигателя; t_0 — момент включения двигателя;

- «ступенчатый»:

$$P = P_k \text{ при } t_{k-1} \leq t \leq t_k, \quad k=1, \dots, n, \quad (3)$$

где $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}$ — величины отрезков времени, на которые разбит весь временной интервал работы двигателя; P_k — тяга на каждом отрезке Δt_k ;

- «линейный»:

$$P = \begin{cases} P(t) = P = at, \quad I = \frac{a\tau^2}{2} & \text{при } t_0 \leq t \leq t_0 + \tau; \\ 0 & \text{при } t < t_0, t > t_0 + \tau. \end{cases} \quad (4)$$

Здесь $I = \sum_{k=1}^n \Delta t_k P_k$, где n — общее число шагов по

времени на интервале $t_0 \leq t \leq t_0 + \tau$.

Законы (3) и (4) могут иметь как убывающий, так и нарастающий характер.

Предварительные расчёты показывают, что большой мгновенный импульс в первые секунды после включения может привести к столкновению БПЛА с носителем. Одним из способов предотвращения подобных ситуаций может служить использование регулирования величины тяги с помощью нарастающего характера законов (3) и (4). В таком случае с ростом возмущающего продольного момента от тяги будет возрастать и эффективность рулей в канале тангажа, что может благоприятно сказаться на стабилизации БПЛА в продольном движении и, в свою очередь, на безопасности полета в целом.

При выгорании топлива во время работы РД масса m , центр масс $x_{\text{ц.м}}$ и моменты инерции J_x, J_y, J_z будут также изменяться на отрезке времени $[t_0, \tau + t_0]$. Будем считать, что масса и центр масс изменяются во времени по линейному закону:

$$\begin{aligned} m_2 &= m_1 - \Delta m t; \\ x_{\text{ц.м}2} &= x_{\text{ц.м}1} - \Delta x_{\text{ц.м}} t, \end{aligned} \quad (5)$$

где $m_1, x_{ц.м1}$ — масса, кг, и центр масс, м, БПЛА в момент включения РД;

$m_2, x_{ц.м2}$ — масса, кг, и центр масс, м, БПЛА в момент полного выгорания топлива;

Δm — секундный расход топлива, кг/с;

$\Delta x_{ц.м}$ — скорость смещения центра масс, м/с.

Система уравнений движения центра масс и относительно центра масс БПЛА, разрешённых относительно производных линейных и угловых скоростей в проекциях на оси связанной системы координат, имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= \frac{(P \cos \varepsilon - C_x q S)}{m} - g \sin \vartheta - (V_z \omega_y - V_y \omega_z); \\ \dot{V}_y &= \frac{(P \sin \varepsilon + C_y q S)}{m} - g \sin \gamma \cos \vartheta - (V_x \omega_z - V_z \omega_x); \\ \dot{V}_z &= \frac{(C_z q S)}{m} - g \sin \gamma \cos \vartheta - (V_y \omega_x - V_x \omega_y); \\ \dot{\omega}_x &= M_x q S L / J_x; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y q S L + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z}{J_y}; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{(M_z q S L - P \sin \varepsilon)(d + x_{ц.м}) + (J_y - J_x) \omega_x \omega_z}{J_z}, \end{aligned} \tag{6}$$

где ε — угловое смещение вектора тяги от продольной оси симметрии БПЛА.

Аэродинамические характеристики, входящие в систему (6), получены на основе продувок в аэродинамической трубе. Расчётная и экспериментальная оценки влияния струи двигателя на коэффициент лобового сопротивления C_x показывают, что у БПЛА с работающим РД лобовое сопротивление уменьшается на 30–40%, что может дать некоторое приращение общей дальности полёта.

Оценка момента времени включения двигателя и параметров движения на начальном участке полета

Для рассмотрения вопроса о безопасности на начальном участке полёта необходимо определить момент времени включения двигателя и параметры движения БПЛА. Начальный участок представляет собой интервал времени с момента отделения БПЛА от носителя до момента включения РД. Условия старта БПЛА (V_0, H_0) соответствуют условиям полёта носителя. Примем, что разгонный двигатель работает по импульсному закону (2) в течение 4 с

с постоянной тягой. Обозначим $D_{отн} = \frac{D_{РД}}{D_{БЛ}}$ даль-

ность с РД, работающим по соответствующему закону, отнесённую к дальности, полученной при моделировании баллистического полёта (без РД).

На рис. 1 и 2 представлены результаты расчетов, выполненных с помощью интегрирования системы уравнений управляемого продольного движения БПЛА (1), (2), (5), (6). Из расчётов следует, во-первых, что раннее время включения двигателя увеличивает дальность (например, включение двигателя на первой секунде увеличивает дальность на 2,2% по сравнению с дальностью, полученной при включении двигателя на четвёртой секунде). Во-вторых, на первой секунде полёта БПЛА расстояние между ним и носителем соизмеримо с размерами БПЛА: $R = 1.5L$, где L — длина БПЛА. В соответствии с двумя вышеприведенными условиями в дальнейшем при оценивании значений параметров безопасного удаления БПЛА от носителя на начальном участке приняты параметры, соответствующие второй секунде полета.

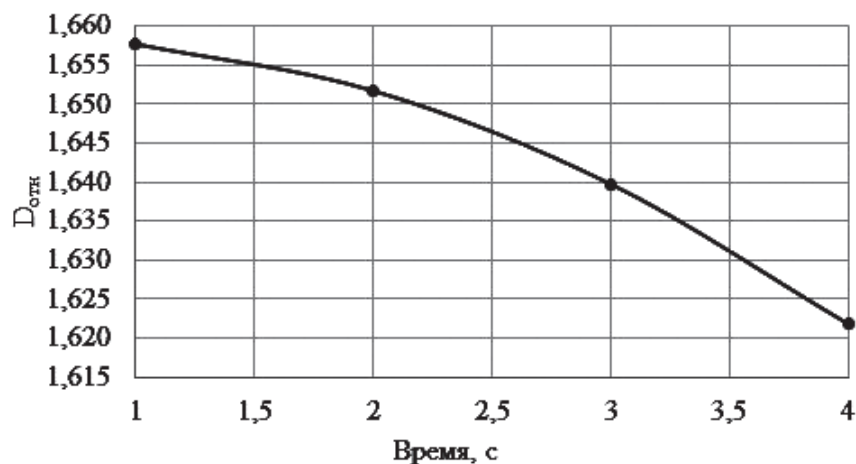


Рис. 1. Зависимость относительной дальности полёта БПЛА от времени движения на начальном участке

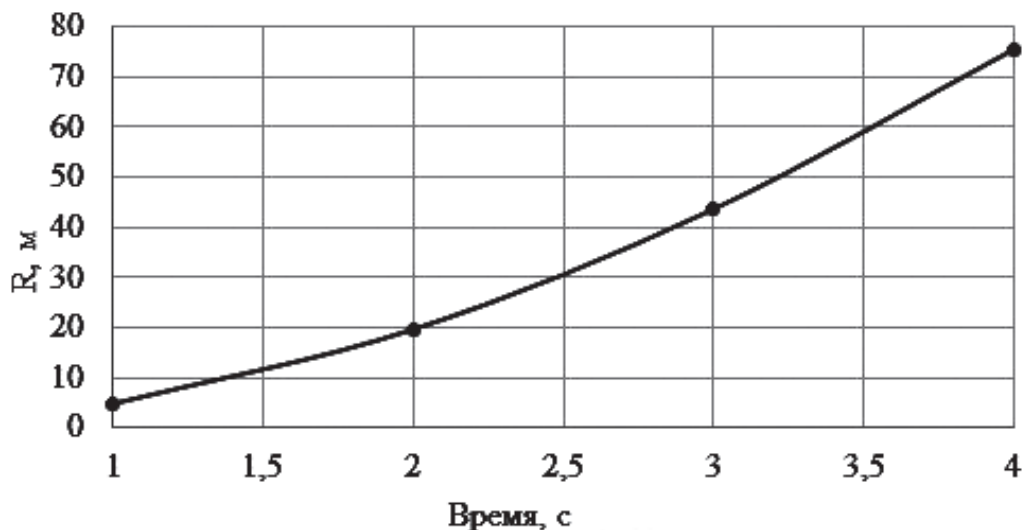


Рис. 2. Зависимость расстояния R между БПЛА и носителем от времени на начальном участке

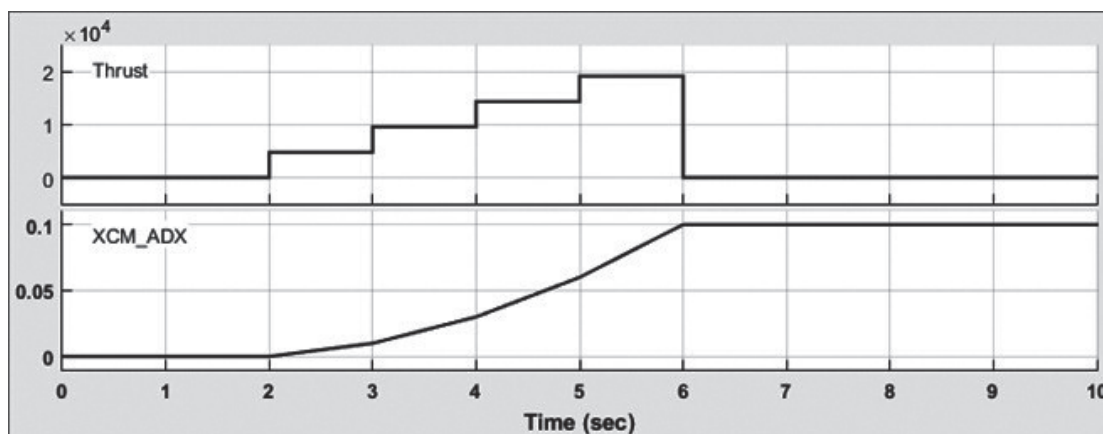


Рис. 3. Пример циклограммы работы РД по возрастающему ступенчатому закону

Оценка влияния законов изменения тяги РД на дальность полёта БПЛА

Оценим влияние на дальность полета БПЛА различных законов изменения тяги в процессе работы РД, имея в виду, что суммарный импульс тяги I остается постоянным.

На рис. 3 в качестве иллюстрации представлен один из законов изменения тяги (циклограмма работы РД).

В таблице в качестве модельного примера представлены результаты расчётов относительной дальности полёта БПЛА $D_{отн}$ и максимального допустимого эксцентриситета тяги ϵ_{max} , при котором обеспечивается безопасное движение БПЛА.

Проведенные расчеты динамики полета БПЛА для различных циклограмм работы РД при сохранении ограничений на суммарный импульс тяги и результаты их сравнительного анализа показывают, что их влияние на дальность полета незначительно.

| № | Закон изменения тяги РД | $D_{отн}$ | ϵ_{max} , град |
|---|--|-----------|-------------------------|
| 1 | Импульсный: 24кН x 2с | 1,656 | ± 2 |
| | 16кН x 3с | 1,653 | $\pm 1,5$ |
| | 12кН x 4с | 1,652 | $\pm 2,5$ |
| | 4,8кН x 10с | 1,643 | $\pm 4,5$ |
| | 3,2кН x 15с | 1,640 | $\pm 5,5$ |
| 2 | Ступенчатый: 1с-24кН, 2с-16кН, 3с-8кН | 1,655 | $\pm 1,5$ |
| | 1с-19200Н, 2с-14400Н, 3с-9600Н, 4с-4800Н | 1,656 | ± 2 |
| | 1с-8кН, 2с-16кН, 3с-24кН | 1,649 | ± 2 |
| | 1с-4800Н, 2с-9600Н, 3с-14400Н, 4с-19200Н | 1,646 | $\pm 2,5$ |
| 3 | Линейный: 48кНс за 2с | 1,655 | $\pm 1,5$ |
| | 48кНс за 3с | 1,650 | ± 2 |
| | 48кНс за 4с | 1,646 | ± 2 |
| | 48кНс за 5с | 1,643 | ± 3 |

Оценка влияния эксцентриситета тяги РД на параметры движения БПЛА

Среди технологических погрешностей изготовления и установки РД, существенно влияющих на динамику полета БПЛА, одной из наиболее вероятных является угловое смещение вектора тяги ϵ (эксцентриситет тяги) относительно продольной оси симметрии БПЛА. Ниже приведены результаты оценки влияния эксцентриситета тяги на параметры движения БПЛА для различных законов изменения тяги РД, а также сравнение дальностей с угловым эксцентриситетом вектора тяги ϵ и без него. За базовое значение дальности принята дальность при $\epsilon = 0$. Будем считать, что эксцентриситет является положительным ($\epsilon > 0$), если вектор тяги РД отклонен вверх от продольной оси симметрии БПЛА при положении последнего с нулевым углом тангажа, в противоположенном случае эксцентриситет отрицательный ($\epsilon < 0$).

На рис. 4 приведены в безразмерной форме значения дальности при $\epsilon \geq 0$ и при $\epsilon < 0$, отнесенные к её базовому значению при $\epsilon = 0$, в зависимости от величины эксцентриситета ϵ . Параметрический анализ результатов, относящихся к различным значениям ϵ из интервала $\epsilon_{\min} < \epsilon < \epsilon_{\max}$ и различным законам изменения тяги РД, показывает, что наибольшую относительную дальность ($D_{\text{отн}} = 1,69$) и наибольший технологический запас ($\epsilon_{\max} = \pm 5,5$ град) изделие достигает при импульсном законе (2) при 3,2 кН x 15 с.

Технологические погрешности изготовления РД и, как следствие, возможные при этом угловые эксцентриситеты вектора тяги могут влиять не только на дальность, но и на безопасность полета БПЛА. Наиболее опасный случай возникает при отрицательном эксцентриситете, когда последним создаётся возмущающий момент на кабрирование, который может привести к соударению БПЛА с носителем. В результате моделирования получены траектории, представленные на рис. 5.

Численные оценки предельных значений эксцентриситета вектора тяги показывают, что наилучшим законом изменения тяги РД является импульсный закон (2) при 3,2 кН x 15 с. Максимально допустимая с точки зрения безопасности технологическая погрешность изготовления РД не должна превышать значений $\epsilon = \pm 5,5$ град.

Выводы

1. Построена математическая модель движения БПЛА с разгонным двигателем на всех участках траектории: начальном участке, участке разгона с РД и участке планирования.

2. Проведена оценка влияния законов изменения тяги при фиксированном суммарном импульсе и величины эксцентриситета тяги на дальность полёта БПЛА.

3. Определены предельные (гарантированные) значения эксцентриситета тяги твёрдотопливного РД, вызванные технологическими погрешностями изготовления и установки РД на БПЛА, при которых обеспечивается безопасность полёта БПЛА на

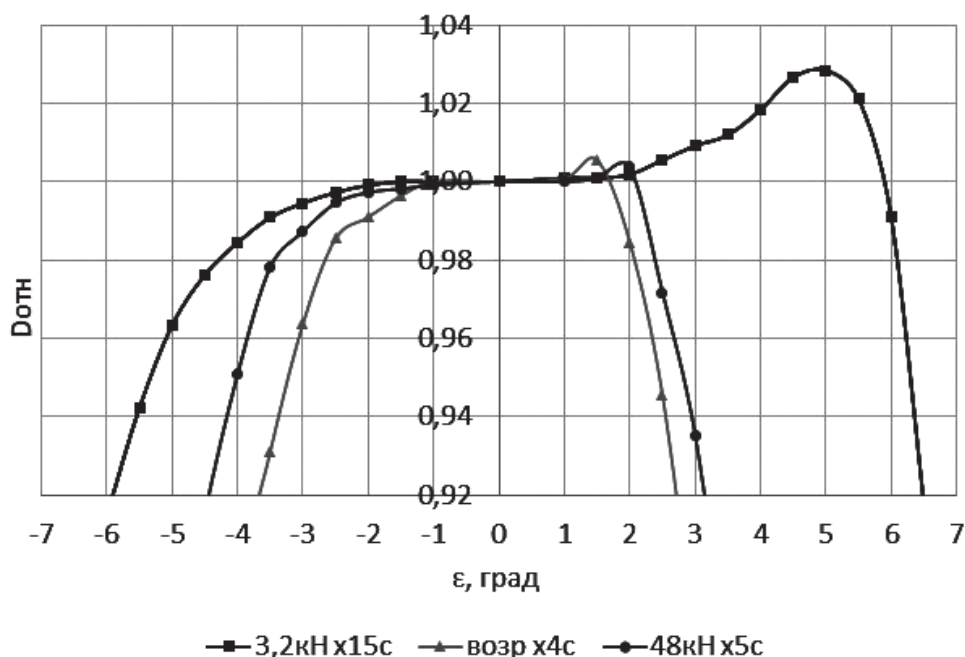


Рис. 4. Зависимость относительной дальности от эксцентриситета тяги для законов изменения тяги (2)–(4)

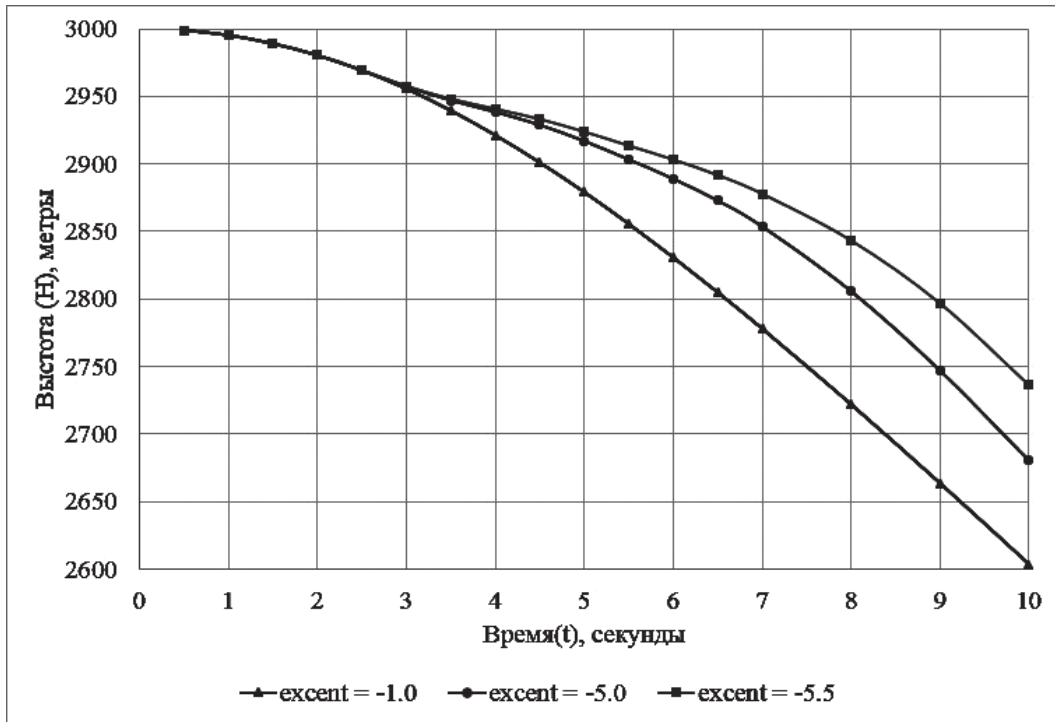


Рис. 5. Траектории движения БПЛА первые 14 с при отрицательных эксцентриситетах тяги

двух этапах: управляемого полёта без тяги и управляемого полёта при работающем РД.

Библиографический список

1. *Правидло М.Н., Беляев А.Н., Косарев А.В.* Моделирование одноступенчатой внутрифюзеляжной системы катапультного старта // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 3. С. 7-18.
2. *Грумондз В.Т., Яковлев Г.А.* Алгоритмы аэрогидробаллистического проектирования. — М.: Изд-во МАИ, 1994. — 304 с.
3. *Соловей Э.Я., Храпов А.В.* Динамика систем наведения управляемых авиабомб / Под ред. Е.С. Шахиджанова. — М.: Машиностроение, 2006. — 328 с.
4. *Грумондз В.Т., Полищук М.А.* Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель // Вестник Московского авиационного института. Т. 21. 2014. № 4. С. 7-12.
5. *Грумондз В.Т., Полищук М.А. Черторыжская С.С.* Синтез системы управления малого беспилотного планирующего летательного аппарата с крылом большого удлинения // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. №3. С. 22-27.
6. *Грумондз В.Т., Полищук М.А.* Динамика управляемого спуска в атмосфере беспилотного планирующего летательного аппарата с крылом большого удлинения // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник трудов (Казань, 20-24 августа 2015 г.). — Казань: Изд-во Казанского (Приволжского) федерального университета, 2015. С. 1083-1085.
7. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полёта. — М.: Оборонгиз, 1962. — 550 с.

GLIDING UNMANNED AERIAL VEHICLE FLIGHT DYNAMICS AT LOW SPEED AND LAUNCH ALTITUDES

Al'bokrinova A.S.* , Grumondz V.T.**

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: asti_albo@mail.ru

** e-mail: v.grumondz@gmail.com

Abstract

The authors conduct studies of gliding unmanned flying vehicle (UAV) flight dynamics at low speed and

launch altitude. In the case under consideration the UAV flight dynamics significantly depend on initial flight speed and initial flight altitude which determine

the total UAV energy and, as consequence, UAV's dynamic capacity while moving along the trajectory.

The paper considers the following two problems:

1) Maximum flying range provision under initial UAV motional energy limitations.

2) The UAV stability and maneuverability provision at all flight stages.

We assume the UAV is equipped with a certain booster engine with fixed total impulse, which can be realized by various thrust variation functions in the course of UAV movement.

Much attention was paid to the study of launching conditions and thrust behavior at the initial trajectory portion impact on the flight range under gross thrust impulse limitation, as well as studying of various possible technological deviations of thrust vector direction from UAV axis of roll impact on movement stability and UAV launching safety. The last problem was considered in the form of the following two problems:

- ensuring such UAV angular stability at the initial passive trajectory segment, which would guarantee UAV angular orientation, eliminating the possibility of UAV collision with the carrier by the time of its engine firing;
- ensuring the possibility of disturbances parrying, which occur during engine operation at the active trajectory segment and stipulated by technological errors of its mounting on the UAV. The results of the study revealed that the last factor could affect negatively as well on the UAV total flight range.

We assume that the UAV is launched in undisturbed air conditions so that at the starting moment it is not subjected to the additional aerodynamic impact, while the carrier is moving at constant altitude with constant speed. The authors developed a mathematical model of UAV spatial motion all over the flight. The control system accounts for pitch angle and angular velocity deviations. Solid fuel accelerator with fixed thrust impulse value, variable thrust value and operating time is considered as a boost engine. A time of engine ignition was computed. Movement parameters at the initial trajectory segment, booster thrust variation functions impact on the flight range and booster thrust misalignment impact on the UAV movement parameters and stabilization were evaluated. Extreme (guaranteed) values of solid fuel booster thrust misalignment caused by technological errors while booster manufacturing and mounting on the UAV ensuring the UAV flight safety at two stages - controlled flight without thrust and controlled flight with operating booster were obtained.

Keywords: booster engine, thrust misalignment, mathematical model of motion, maximum flight range, gliding unmanned aerial vehicle, stabilization, launch safety.

References

1. Pravidlo M.N., Belyaev A.N., Kosarev A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 3, pp. 7-18.
2. Grumondz V.T., Yakovlev G.A. *Algoritmy aerogidrobalisticheskogo proektirovaniya* (Aero-hydroballistic design algorithms), Moscow, MAI, 1994, 304 p.
3. Solovei E.Ya., Khrapov A.V. *Dinamika sistem navedeniya upravlyaemykh aviabomb* (Guided air bombs guidance systems dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 2006, 328 p.
4. Grumondz V.T., Polishchuk M.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 7-12.
5. Grumondz V.T., Polishchuk M.A., Chertoryzhskaya S.S. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, 2012, no. 3, pp. 22-27.
6. Grumondz V.T., Polishchuk M.A. *XI Vserossiiskii s'ezd po fundamental'nym problemam teoreticheskoi i prikladnoi mekhaniki. Sbornik trudov* (Kazan, 20–24 August 2015). Kazan, Kazanskii (Privolzhskii) federal'nyi universitet, 2015, pp. 1083-1085.
7. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Oborongiz, 1962, 550 p.