

УДК 681.532.8

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ГИБРИДНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© С. А. Белоконь¹, Д. С. Деришев², Ю. Н. Золотухин¹, А. П. Ян¹

¹Институт автоматизации и электрометрии СО РАН,
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

²АО «Новосибирский научно-исследовательский институт авиационной технологии и
организации производства»,
630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 15
E-mail: zol@idisys.iae.nsk.su

Представлены лётно-технические характеристики гибридного летательного аппарата, приведена математическая модель в среде MATLAB/Simulink и результаты, полученные на стенде полунатурного моделирования и подтверждающие эффективность предложенного способа управления.

Ключевые слова: гибридный летательный аппарат, стенд полунатурного моделирования, переходные режимы.

DOI: 10.15372/AUT20190405

Введение. В [1] приведены результаты исследования поведения в полёте летательного аппарата (ЛА) гибридной схемы с двумя силовыми установками: подъёмной и маршевой. Представлена разработанная математическая модель гибридного ЛА, изложены методы управления аппаратом на различных этапах полёта и, в частности, в переходном режиме от зависания к горизонтальному полёту, сопровождающемуся сменой источника подъёмной силы — от тяги квадрокоптера к аэродинамике полёта.

Целью предлагаемой работы является исследование поведения гибридного летательного аппарата ЛЛ-100 с использованием общей математической модели и законов управления гибридным летательным аппаратом [1].

На первом этапе исследований гибридного летательного аппарата создана математическая модель летательного аппарата ЛЛ-100, проведено исследование поведения ЛА в спокойной атмосфере, проанализировано взаимодействие силовых подсистем в полёте, особенно в переходных режимах: от вертикального взлёта к горизонтальному полёту и от горизонтального полёта к вертикальному снижению. Моделирование объекта реализовано в среде MATLAB/Simulink на стенде полунатурного моделирования Института автоматизации и электрометрии (ИАиЭ) СО РАН [2].

Летательный аппарат. Разработанный прототип гибридного летательного аппарата предназначен для поиска решений нетривиальных научно-технических задач в области беспилотных летательных аппаратов внеаэродромного применения в целях создания высокотехнологичной продукции специального и двойного назначения. Внешний вид летательного аппарата показан на рис. 1. Основные массогабаритные и лётно-технические характеристики аппарата приведены в табл. 1.

Моделирование.

Моделирующий комплекс. При выполнении данной работы был использован уже созданный [2] программно-аппаратный комплекс полунатурного моделирования систем управления беспилотными летательными аппаратами, предоставляющий функции разработки математической модели объекта, исследования характеристик системы управления



Рис. 1

Таблица 1

Характеристики ЛА	Значения
Взлётный вес (кг)	30
Крейсерская скорость (м/с)	40
Скорость сваливания (м/с)	20
Максимальная скорость (м/с)	50
Положение центра масс (на оси OX)	30 % САХ
Размах крыла (м)	3,1
Площадь крыла (м ²)	1,112
Средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ) (м)	0,37
Моменты инерции относительно оси (кг · м ²):	
OX	5,5
OY	10,7
OZ	8,5

в различных условиях полёта, создания алгоритмов и программного обеспечения наземного пункта управления и бортового радиоэлектронного оборудования, а также визуализации трёхмерной модели аппарата и закабинной обстановки в режиме тренажёра.

Отличительными особенностями разработанного в ИАиЭ СО РАН программно-аппаратного комплекса являются встроенные функции поддержки технологии динамически подобных летающих моделей, в частности, поддержки анализа, сравнения и итерационного уточнения математического описания объекта по результатам лётных испытаний, а также реализация метода полунатурного моделирования, позволяющего задействовать как установленный на самолёте пилотажно-навигационный комплекс, так и наземный пункт управления для регистрации и отображения телеметрических данных в реальном времени и проверки функционирования системы в целом.

Структурная схема комплекса полунатурного моделирования представлена на рис. 2 (синим отмечены линии связи, задействованные при программно-аппаратном тестировании, зелёным — видеоканал макета носовой камеры самолёта). Обозначения: НПУ — наземный пункт управления, АРМ — автоматизированное рабочее место, САУ — система автоматического управления, ПНК — пилотно-навигационный комплекс.

Силовые установки летательного аппарата ЛЛ-100. Маршевая силовая установка. Самолётный режим полёта обеспечивается маршевой силовой установкой, состоящей из электрического двигателя Double AXI 5345/16 HD Gold Line, вращающего двухлопастный толкающий винт диаметром 0,5 м с углом наклона сечения лопасти на относительном

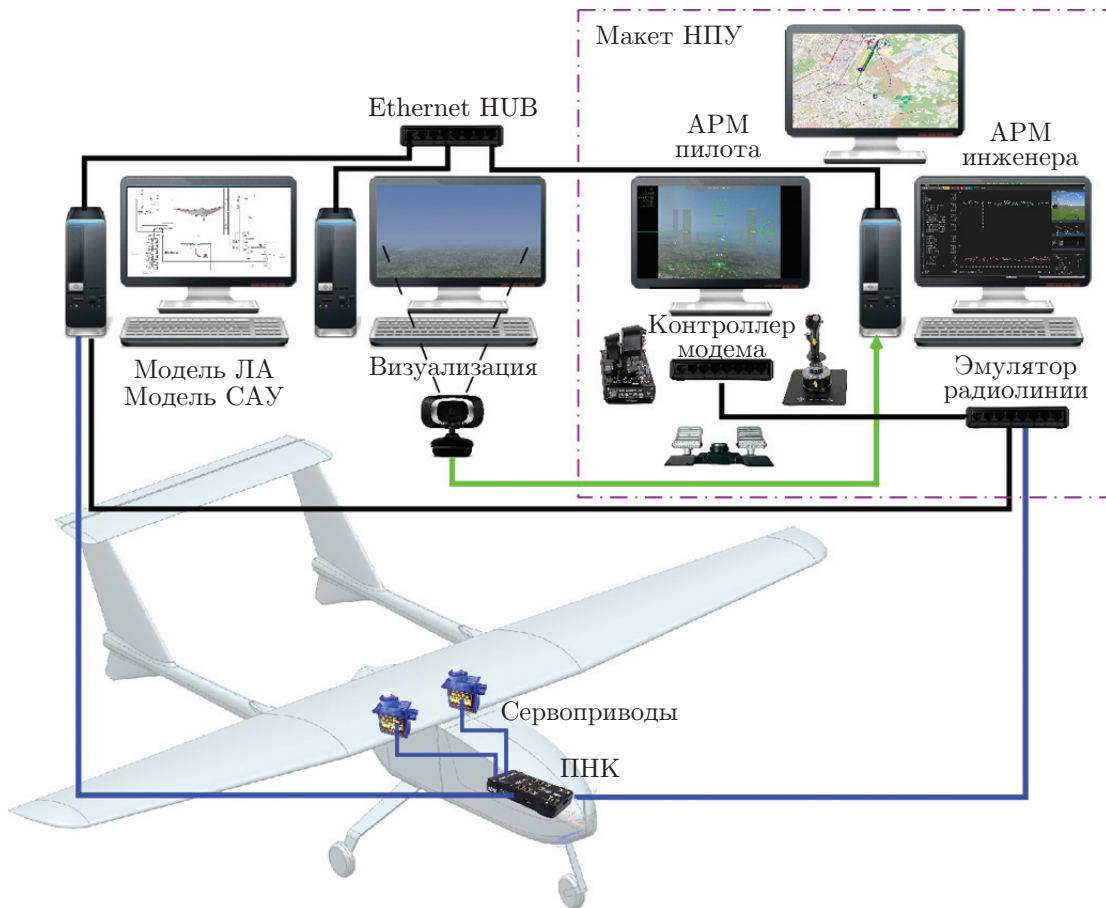


Рис. 2

радиусе $\bar{r} = 0,75$ ($\varphi_{0,75} = 21^\circ$). На рис. 3 приведены аэродинамические характеристики (экспериментальные данные) винта $\alpha = f(\lambda)$ и $\beta = f(\lambda)$ ($\lambda = V_x/(n_c D)$ — относительная поступь винта).

Сила тяги маршевого двигателя направлена по оси вращения винта и равна [3–5] $P_x^E = \alpha \rho n_E^2 D_E^4$, где P_x^E — сила тяги, α — коэффициент тяги, ρ — плотность воздуха, n_E — число оборотов винта в минуту, D_E — диаметр винта.

При расчёте моментов, создаваемых маршевым двигателем, принимается во внимание, что ось вращения винта совпадает с осью OX связанной системы, а гироскопический момент, создаваемый маршевым двигателем, пренебрежимо мал. Таким образом, учитывался только реактивный момент

$$M_x^E = \frac{\beta \rho n_E^2 D_E^5}{2\pi},$$

где β — коэффициент мощности.

Подъёмная (квадрокоптерная) силовая установка. Для обеспечения вертикального взлёта и посадки исследуемый ЛА оснащён подъёмной силовой установкой, состоящей из четырёх винтомоторных групп (ВМГ), каждая из которых включает в себя двухлопастный воздушный винт диаметром 0,65 м с углом установки лопастей $\varphi_{0,75} = 8^\circ$ и электрический двигатель TMotor U11 KV120. Для компенсации суммарного реактивного момента винты 1 и 2 вращаются против часовой стрелки, а 3 и 4 — по часовой (см. рис. 2 в [1]).

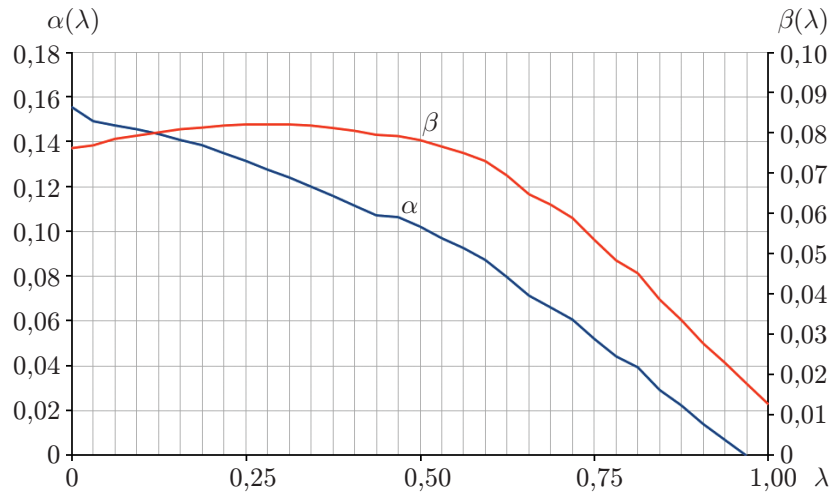


Рис. 3

Таблица 2

Скорость вращения, об./мин	Мощность, Вт	Тяга, Г
1000	0	0
2860	4590	505
3600	6700	915
3900	8100	1250
4300	9640	1675
4600	12235	2370

В табл. 2 в виде зависимостей тяги и потребляемой мощности от числа оборотов приведены дроссельные характеристики одной ВМГ (экспериментальные данные).

Тяга винта зависит от числа оборотов и скорости ЛА [1, 3–5]:

$$P_y^Q = P_y^Q(0) \left(1 + 0,1 \frac{[(\mathbf{L} \otimes \boldsymbol{\omega}) - \mathbf{V}]_y}{n_Q D_Q} \right),$$

где P_y^Q — сила тяги, создаваемая одной ВМГ; $P_y^Q(0)$ — сила тяги неподвижной ВМГ; \mathbf{L} — вектор расстояний от осей вращения до ВМГ; $\boldsymbol{\omega}$ и \mathbf{V} — угловая и линейная скорости ЛА соответственно; n_Q — число оборотов винта в минуту; D_Q — диаметр винта подъёмной силовой установки.

Суммарный момент сил, действующих на ЛА в результате работы ВМГ, складывается из гироскопического M_Q^{gyro} и реактивного M_Q^r моментов подъёмных винтов, а также момента от силы тяги M_Q^P :

$$M_Q = \sum_{i=1}^4 M_Q^{gyro}(i) + M_Q^r(i) + M_Q^P(i),$$

где $M_Q^r(i) = [0 \ N(i)/2(\pi n_Q(i)) \ 0]$, $N = \beta \rho n_Q^3 D_Q^5$ — мощность, потребляемая винтом; $M_Q^{gyro}(i) = 2\pi n_Q(i) J(i) [\omega_z \ 0 \ \omega_x]^T$, J — момент инерции ВМГ; $M_Q^P(i) = \beta \rho n_Q^2(i) D_Q^4 / (2\pi)$.

Для случая расположения двигателей квадрокоптерной подсистемы, приведённого в

Таблица 3

Номер ВМГ	Координаты, мм	
	$x(i)$	$z(i)$
1	545	510
2	- 600	- 510
3	545	- 510
4	- 600	510

табл. 3, силы и моменты определяются как

$$\begin{bmatrix} P_y^Q \\ M_x^Q \\ M_y^Q \\ M_z^Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -z(1) & z(2) & z(3) & -z(4) \\ -\lambda & -\lambda & \lambda & \lambda \\ x(1) & -x(2) & x(3) & -x(4) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_y^Q(1) \\ P_y^Q(2) \\ P_y^Q(3) \\ P_y^Q(4) \end{bmatrix},$$

где $z(i)$, $x(i)$ — расстояния от оси ВМГ(i) до осей вращения x и z соответственно; λ — коэффициент пропорциональности между тягой винта и реактивным моментом вращения, создаваемым винтом.

Математическая модель для летательного аппарата ЛЛ-100. Особенностью исследуемого гибридного летательного аппарата является возможность использования тяги в направлении оси OX от толкающего винта летательного аппарата (P_x^E), а также тяги в направлении оси OY от квадрокоптерной подсистемы (P_y^Q):

$$\bar{F} = \bar{F}^E + \bar{F}^Q, \quad \bar{F}^E = \begin{bmatrix} P_x^E \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{F}^Q = \begin{bmatrix} 0 \\ P_y^Q \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Тогда система уравнений движения гибридного летательного аппарата (формула (3) из [1]) модифицируется в соответствии с особенностями исследуемого ЛА:

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= P_x^E - X - mg \sin \theta, \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= P_y^Q + Y - mg \cos \theta \cdot \cos \gamma, \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= Z + mg \cos \theta \cdot \sin \gamma, \\ I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \left(\frac{d\omega_y}{dt} - \omega_x \omega_z \right) + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x^Q + M_x^E, \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z \right) + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y^Q, \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + I_{xy} \left(\omega_y^2 - \omega_x^2 \right) + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z^Q, \end{aligned}$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \theta,$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma, \quad \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma),$$

$$\frac{dX_g}{dt} = V_x \cos \theta \cdot \cos \psi - V_y (\cos \gamma \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi - \sin \gamma \cdot \sin \psi) + V_z (\cos \gamma \cdot \sin \psi + \sin \gamma \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi),$$

$$\frac{dH}{dt} = V_x \sin \theta + V_y \cos \gamma \cdot \cos \theta - V_z \sin \gamma \cdot \cos \theta,$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V_x \cos \theta \cdot \cos \psi + V_y (\cos \gamma \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi - \sin \gamma \cdot \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \cdot \cos \psi - \sin \gamma \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi).$$

Здесь использованы стандартные [6] обозначения параметров движения, инерционно-массовых характеристик, сил и моментов самолёта.

Применяемые для оценивания аэродинамических сил и моментов уравнения с учётом особенностей летательного аппарата ЛЛ-100 приводятся к виду

$$F_x^A = ma_x - P_x^E, \quad F_y^A = ma_y - P_y^Q, \quad F_z^A = ma_z,$$

$$M_x^A = [I_x \dot{\omega}_x - I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - (M_x^E + M_x^Q)],$$

$$M_y^A = [I_y \dot{\omega}_y + I_{xy} (\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z) + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - M_y^Q],$$

$$M_z^A = [I_z \dot{\omega}_z + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + (I_x - I_y) \omega_x \omega_y - M_z^Q].$$

Результаты моделирования. Моделирование системы управления производилось в среде MATLAB/Simulink при следующих величинах параметров: заданная высота полёта над подстилающей поверхностью $h_{ref} = 15$ м, масса аппарата $m = 30$ кг, начальное значение углов крена $\gamma_{ref} = 0$, тангажа $\theta_{ref} = 0$ и рыскания $\psi_{ref} = 0$.

Описание эксперимента. В качестве примера представлены результаты моделирования процессов вертикального взлёта, зависания, перехода в режим горизонтального полёта, горизонтального полёта, перехода к зависанию, зависания над местом посадки, вертикального снижения и посадки.

На рис. 4 показано поведение ряда переменных, характеризующих состояние ЛА: высоты полёта (Altitude), подъёмной силы квадрокоптерной силовой установки (F_{quad}), аэродинамической подъёмной силы (F_{aero}), приборной скорости (IAS), угла атаки (α) и углов Эйлера (Euler). Для удобства изложения использовано разделение процесса на фазы полёта.

Первая фаза (вертикальный взлёт): в момент времени $t = 0$ с включается подъёмная силовая установка, фаза завершается достижением заданной высоты полёта $h_{ref} = 15$ м приблизительно в момент времени $t = 40$ с. В этот момент начинается вторая фаза (зависание), завершающаяся в момент времени $t = 100$ с при запуске маршевого двигателя.

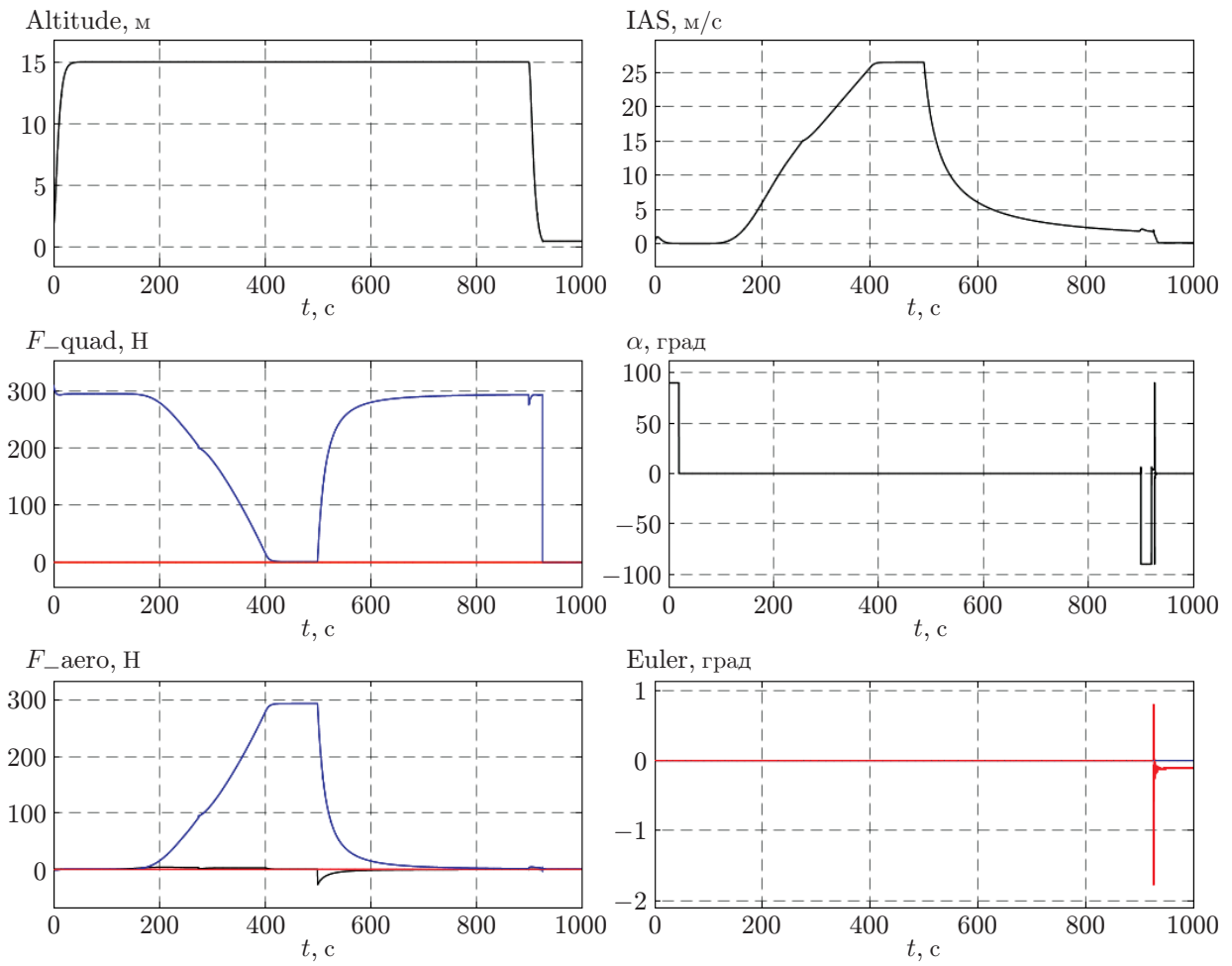


Рис. 4

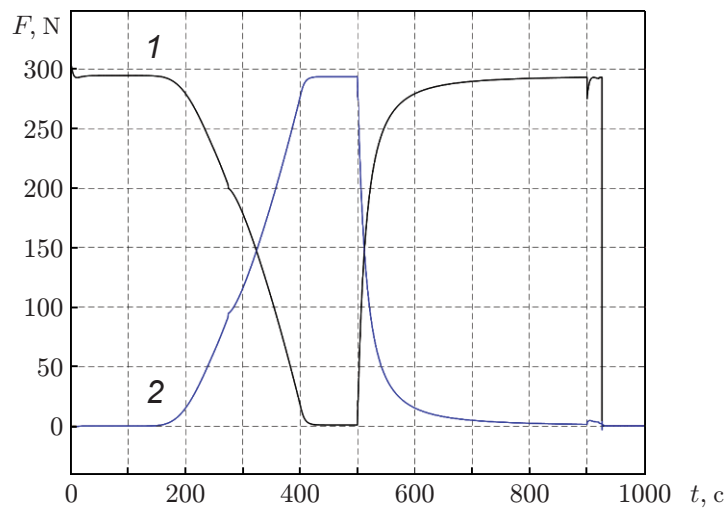


Рис. 5

Третья фаза (переход в режим горизонтального полёта) характеризуется увеличением скорости полёта и, как следствие, нарастанием аэродинамической подъёмной силы, призванной заместить подъёмную силу квадрокоптера. К моменту времени $t = 400$ с процесс замещения завершается и ЛА переходит в четвёртую фазу (режим горизонтального полёта). Следует отметить, что переходный режим не сопровождается таким нежелательным явлением, как потеря высоты полёта. В момент времени $t = 500$ с происходит отключение маршевой силовой установки и начинается пятая фаза (переход к зависанию над точкой посадки), которая завершается примерно к моменту времени $t = 800$ с. Шестая фаза (зависание над местом посадки) продолжается до момента времени $t = 920$ с, когда выдаётся команда на снижение ($h_{ref} = 0$ м). Во время седьмой фазы (вертикальное снижение и посадка) при снижении ЛА до высоты $h = 0,5$ м выключается подъёмная силовая установка (высота шасси ЛА составляет 0,45 м) и процесс завершается.

На рис. 5 в увеличенном масштабе приведены графики поведения подъёмной силы квадрокоптерной установки F_{quad} (кривая 1) и аэродинамической подъёмной силы F_{aero} (кривая 2). Очевидно, что сумма их постоянна в каждый момент времени, за исключением начального и конечного, и равна весу летательного аппарата.

Заключение. Моделирование полёта гибридного летательного аппарата ЛЛ-100 подтвердило эффективность предложенной в [1] системы управления в переходных режимах. Разработанный способ управления, основанный, в частности, на оценивании аэродинамических сил и моментов летательного аппарата в реальном времени, обеспечил требуемые характеристики переходных режимов.

В дальнейшем планируются исследования влияния внешних факторов на поведение гибридного летательного аппарата методами математического моделирования и лётными испытаниями.

Финансирование. Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственная регистрация № АААА-А17-117060610006-6).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоконь С. А., Деришев Д. С., Золотухин Ю. Н. и др. Управление движением гибридного летательного аппарата в переходных режимах // Автометрия. 2019. 55, № 4. С. 37–48.
2. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н. Архитектура комплексного полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами // Автометрия. 2017. 53, № 4. С. 44–50.
3. Кравец А. С. Характеристики воздушных винтов. М.: Оборонгиз, 1941. 264 с.
4. Теуш В. Л., Сидоров И. А. Общий курс воздушных винтов. М.: Оборонгиз, 1943. 280 с.
5. Александров В. Л. Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951. 447 с.
6. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1981. 51 с. URL: <http://gostexpert.ru/gost/getDoc/3780> (дата обращения: 29.05.2019).

Поступила в редакцию 29.05.2019

После доработки 11.06.2019

Принята к публикации 11.06.2019