

УДК 681.532.8

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ГИБРИДНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

© С. А. Белоконь¹, Д. С. Деришев², Ю. Н. Золотухин¹,
А. А. Нестеров¹, М. Н. Филиппов¹

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 результаты исследования системы управления полётом прототипа гибридного летательного аппарата (ЛА) в переходных режимах. Гибридный ЛА оборудован двумя силовыми установками квадрокоптерного и маршевого типов. Разработанная система управления включает подсистемы стабилизации углового положения, вертикального взлёта, зависания и посадки, а также подсистему управления в переходных режимах — от квадрокоптерного к самолётному и обратно.

Ключевые слова: гибридный летательный аппарат, управление в переходных режимах, безразмерные аэродинамические коэффициенты.

DOI: 10.15372/AUT20190404

Введение. В настоящее время повышенный интерес вызывает гибридный беспилотный летательный аппарат (БПЛА), который объединяет основные функции традиционных схем. У летательных аппаратов подобной компоновки есть значительные перспективы, поскольку они не требовательны к условиям взлёта и посадки, способны зависать в заданном районе, имеют преимущество в крейсерской скорости, грузоподъёмности, продолжительности полёта, прочности. Более подробно конфигурации таких ЛА рассмотрены в работе [1], в частности, конвертоплан с двумя силовыми установками: винтомоторные группы (ВМГ) для вертикальных операций (взлёт, посадка, зависание) и толкающий двигатель для горизонтального полёта. Такие летательные аппараты отличаются простотой конструкции и повышенной надёжностью.

В научной литературе представлено несколько разработок подобных летательных аппаратов. Helicopter Adaptive Aircraft [2] взлетает и садится в режиме вертолёта; после взлёта раскладываются крылья, которые находятся под фюзеляжем, и мощность с двигателя передаётся на основной толкающий винт для горизонтального полёта. Airbus Defence and Space (Германия) [3] разрабатывает гибридный дистанционно пилотируемый летательный аппарат Quadcruiser со взлётной массой приблизительно 500 кг и размахом крыльев 9 метров. В [3] приведены результаты разработки и испытаний его динамически подобной модели QC 11. Беспилотные аппараты Acturus [4], Hybrid Quadrocopter [5], SLT VTOL [6] также оснащены четырьмя подъёмными винтами для вертикальных режимов и одним толкающим винтом для горизонтального полёта. Отличием разработки компании Rheinmetall Airborne Systems GmbH (Германия) является конфигурация с двумя подъёмными винтами большого диаметра, работающими совместно с толкающим винтом.

Исследуемый в данной работе прототип гибридного аппарата должен обеспечивать вертикальный взлёт, зависание, переход в фазу крейсерского полёта, длительный крейсерский полёт, обратный переход в фазу зависания и вертикальную посадку. Очевидно,

что наличие двух силовых установок создаёт дополнительные сложности при управлении полётом гибридного ЛА особенно в переходных режимах.

Вопросам управления полётом гибридного ЛА посвящён ряд работ [7–10]. В [7] представлена бортовая электроника и сценарий управления малым гибридным ЛА вертикального взлёта и посадки. Одним из основных аспектов работы является проект системы управления, включающий сценарий полёта в переходных режимах. Приведены краткие результаты лётных испытаний ЛА. В [8] представлены результаты моделирования квадрокоптерной составляющей гибридного ЛА и сосредоточено внимание на разделении системы управления и организации супервизорного контроллера. Полученные результаты позволяют надеяться на успешное проведение лётных испытаний аппарата. В [3] изложены принципы управления полётом, реализованные в динамически подобной модели дистанционно пилотируемого гибридного ЛА Quadcruiser, разрабатываемого отделением компании Airbus. Оригинальные решения применены в системе управления: переход от зависания к горизонтальному полёту представлен как манёвр ускорения с включением толкающего двигателя на полную мощность, а обратный переход — как манёвр замедления с выключенным толкающим двигателем. Приведены результаты моделирования и лётных испытаний, отмечено влияние ветра на устойчивость ЛА. Итеративный процесс проектирования гибридного ЛА с использованием моделирования в пакете вычислительной гидродинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD) и сопутствующего анализа аэродинамических характеристик дан в [9]. В [10] представлен полный цикл разработки гибридного ЛА, включая проектирование, математическое моделирование и лётные испытания.

В данной работе предложен вариант системы управления полётом ЛА, основанный на организации вынужденного движения вдоль желаемой траектории в пространстве состояний системы. Указанный подход использован в системе управления угловым положением, вертикальным взлётом и посадкой.

Отметим, что результаты моделирования поведения гибридного летательного аппарата ЛЛ-100 с разработанной системой управления в переходных режимах приведены в [11].

Постановка задачи. В рассматриваемой конфигурации гибридного ЛА предусмотрены две силовые установки: квадрокоптерная, предназначенная в основном для обеспечения движения по вертикали (взлёт и посадка), и маршевая, используемая в горизонтальном полёте, а совместно с квадрокоптерной — для движения в переходных режимах.

Внешний вид типичного летательного аппарата двойной системы показан на рис. 1.

Исследуемый прототип гибридного аппарата должен обеспечивать вертикальный взлёт, зависание, переход в горизонтальный полёт, длительный крейсерский полёт, обратный переход к зависанию, а также вертикальную посадку.

Целью данного исследования является разработка системы управления, обеспечивающей заданные параметры движения гибридного летательного аппарата.

Математическая модель. Надёжная модель, достаточно точно представляющая динамику полёта в интересующей области эксплуатационных условий, важна для разработки систем управления автономным полётом. Для гибридных БПЛА характерны три режима: вертикальный полёт, переходный и горизонтальный полёт, вследствие чего сложность модели динамики полёта гибридных БПЛА выше в сравнении с моделями динамики аппарата традиционной компоновки.

Конфигурация исследуемого летательного аппарата представлена на рис. 2.

Уравнения движения. Движение аппарата рассматривается относительно четырёх систем координат: нормальной земной $O_0X_gY_gZ_g$, нормальной $OX_gY_gZ_g$, скоростной $OX_aY_aZ_a$ и связанной $OXYZ$ [12]. В уравнениях сделан ряд допущений: не учитываются кривизна земли, гироскопические моменты двигателей, масса самолёта предполагается постоянной.



Рис. 1

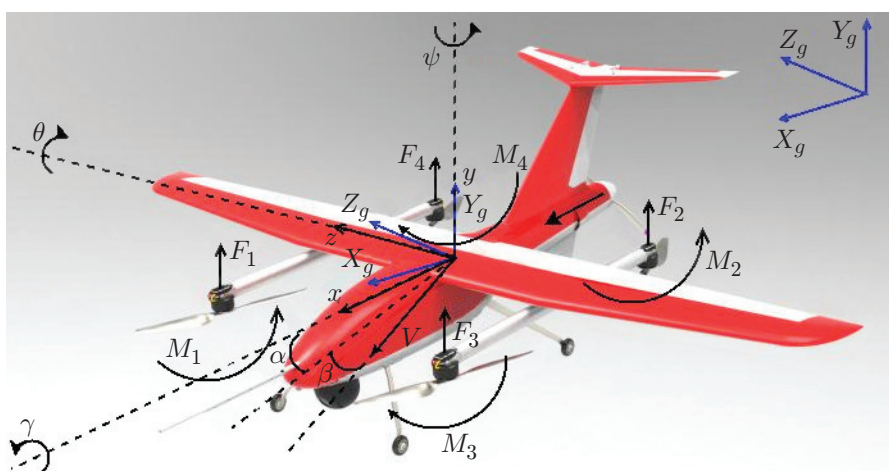


Рис. 2

В рассматриваемой конфигурации гибридного ЛА предусмотрены две силовые установки: квадрокоптерная, предназначенная в основном для обеспечения движения по вертикали (взлёт и посадка), и маршевая, используемая в переходных режимах и крейсерском полёте. Обозначим силы и моменты, относящиеся к квадрокоптерной и маршевой силовым подсистемам, индексами Q и E соответственно. Например, \mathbf{P}^Q — вектор тяги квадрокоптерной установки, \mathbf{P}^E — вектор тяги маршевого двигателя.

В общем случае

$$\bar{\mathbf{F}} = \bar{\mathbf{F}}^E + \bar{\mathbf{F}}^Q. \quad (1)$$

Особенность конфигурации ЛА состоит в необходимости сложения вращающих моментов от двух силовых подсистем летательного аппарата — маршевой и квадрокоптерной:

$$\bar{\mathbf{M}} = \bar{\mathbf{M}}^E + \bar{\mathbf{M}}^Q. \quad (2)$$

Движение аппарата как абсолютно твёрдого тела с шестью степенями свободы описывается двенадцатью дифференциальными уравнениями первого порядка. Для случая

полёта в спокойной атмосфере эти уравнения в связанной системе координат хорошо известны [13]. С учётом отмеченных особенностей компоновки (1) и (2) система уравнений движения для гибридного аппарата имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) &= P_x^E + P_x^Q - X - mg \sin \theta; \\
 m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) &= P_y^E + P_y^Q + Y - mg \cos \theta \cdot \cos \gamma; \\
 m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) &= P_z^E + P_z^Q + Z + mg \cos \theta \cdot \sin \gamma; \\
 I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \left(\frac{d\omega_y}{dt} - \omega_x \omega_z\right) + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x^Q + M_x^E; \\
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z\right) + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y^Q + M_y^E; \\
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z^Q + M_z^E; \\
 \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \theta;
 \end{aligned} \tag{3}$$

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

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

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

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

Здесь использованы стандартные [12] обозначения параметров движения, инерционно-массовых характеристик, сил и моментов самолёта.

Поскольку аэродинамические силы и моменты зависят от скорости полёта, углов атаки и скольжения, к системе уравнений добавлены соотношения

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}, \quad \beta = \arcsin (V_z/V), \quad \alpha = \operatorname{arctg} (-V_y/V_x).$$

Аэродинамические силы \mathbf{R}_A и моменты \mathbf{M} , действующие на ЛА, определены в терминах безразмерных аэродинамических коэффициентов [14, 15]:

$$X_a = \bar{q} S c_{x_a}, \quad Y_a = \bar{q} S c_{y_a}, \quad Z = \bar{q} S c_z, \quad \mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{z_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q} S l m_x \\ \bar{q} S l m_y \\ \bar{q} S b_A m_{z_a} \end{bmatrix},$$

где $\bar{q} = 0,5\rho V_\alpha^2$ — динамическое давление воздушного пространства (скоростной напор); ρ — плотность воздуха; V_α — воздушная скорость ЛА; S — площадь крыла; l — размах крыла; b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла; c_{x_a} , c_{y_a} и m_{z_a} — безразмерные коэффициенты в скоростной системе координат, m_x , m_y и c_z — безразмерные коэффициенты в связанной системе.

Аэродинамические силы X , Y , Z и моменты M_x , M_y , M_z в связанной системе могут быть выражены через силы X_a , Y_a , Z_a и моменты M_{x_a} , M_{y_a} , M_{z_a} соответственно с использованием матрицы направляющих косинусов $DCM_{w \rightarrow b}$ в виде

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = DCM_{w \rightarrow b} \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = DCM_{w \rightarrow b} \begin{bmatrix} M_{x_a} \\ M_{y_a} \\ M_{z_a} \end{bmatrix},$$

где

$$DCM_{w \rightarrow b} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta & -\sin \alpha \cdot \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \cdot \sin \beta & \sin \alpha \cdot \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}^T.$$

Важно отметить, что величины безразмерных аэродинамических коэффициентов сил и моментов данного гибридного ЛА определены для значений углов атаки $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ и скольжения $-180^\circ \leq \beta \leq 180^\circ$.

Моменты, действующие на ЛА во время полёта, в связанной системе координат представляются как

$$\mathbf{M}_R = \begin{bmatrix} M_{R_x} \\ M_{R_y} \\ M_{R_z} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_P + \mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_{P_x} \\ M_{P_y} \\ M_{P_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где \mathbf{M}_R — результирующий момент; M_{R_x} , M_{R_y} , M_{R_z} — моменты крена, рыскания и тангажа соответственно; \mathbf{M}_P — момент тяги; M_{P_x} , M_{P_y} , M_{P_z} — составляющие момента тяги по осям связанной системы координат; M_x , M_y , M_z — аэродинамические моменты крена, рыскания и тангажа соответственно.

Аэродинамический момент \mathbf{M} в (4) складывается из моментов, определяемых безразмерными аэродинамическими коэффициентами, и моментов, обусловленных разницей положений центра масс и центра давления:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q} S l m_x \\ \bar{q} S l m_y \\ \bar{q} S b_A m_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (z_{cg} - z_{cp})Y - (y_{cg} - y_{cp})Z \\ -(z_{cg} - z_{cp})X + (x_{cg} - x_{cp})Z \\ (y_{cg} - y_{cp})X - (x_{cg} - x_{cp})Y \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где x_{cg} , y_{cg} , z_{cg} — координаты положения центра масс ЛА; x_{cp} , y_{cp} , z_{cp} — координаты положения центра давления в связанной системе.

Для симметричного относительно плоскости XOY летательного аппарата $z_{cg} - z_{cp} = 0$. При этом выражение (5) принимает вид

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q} S l m_x \\ \bar{q} S l m_y \\ DCM_{w \rightarrow b} \bar{q} S b_A m_{z_a} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -(y_{cg} - y_{cp})Z \\ (x_{cg} - x_{cp})Z \\ (y_{cg} - y_{cp})X - (x_{cg} - x_{cp})Y \end{bmatrix}.$$

Модель силовой установки. Тяга маршевого двигателя P_x^E определяется выражением [16, 17]

$$P_x^E = \alpha \rho n_E^2 D_E^4,$$

где P_x^E — тяга винта; n_E — число оборотов маршевого двигателя в секунду; D_E — диаметр винта маршевого двигателя; α — коэффициент тяги винта; ρ — плотность воздуха.

Реактивный момент задаётся в виде

$$M_x^E = \beta \rho n_E^2 D_E^5 / (2\pi).$$

Здесь β — коэффициент мощности винта.

Нормальная сила F_y^Q и вращающие моменты M_x^Q , M_y^Q , M_z^Q подъёмной установки определяются через создаваемые винтами квадрокоптера силы F_1 , F_2 , F_3 , F_4 [17]. Тяга винта зависит от числа оборотов и скорости ЛА. Сила тяги, создаваемая одной ВМГ, направлена вдоль оси OY (в системе отсчёта винта) и равна сумме двух составляющих: первой, зависящей от числа оборотов (при заданных диаметре винта, плотности воздуха и коэффициенте тяги),

$$P_y^Q(0) = \alpha \rho n_Q^2 D_Q^4$$

и второй, поправки, зависящей от скорости ЛА,

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

т. е.

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

где P_y^Q — сила тяги, создаваемая одной ВМГ; n_Q — число оборотов винта в секунду; $\boldsymbol{\omega}$ и \mathbf{V} — угловая и линейная скорости ЛА соответственно; \mathbf{L} — вектор расстояний от винтомоторных групп до осей вращения OX и OZ ; D_Q — диаметр винта подъёмной силовой установки; $P_y^Q(0)$ — сила тяги неподвижной ВМГ; ΔP_y^Q — поправка к тяге, зависящая от скорости пространственного движения ВМГ [16, 17].

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 — вектор моментов инерции ВМГ; $M_Q^P(i) = \beta \rho n_Q^2(i) D_Q^4 / (2\pi)$.

Структурная схема модели ЛА в системе MATLAB/Simulink приведена на рис. 3.

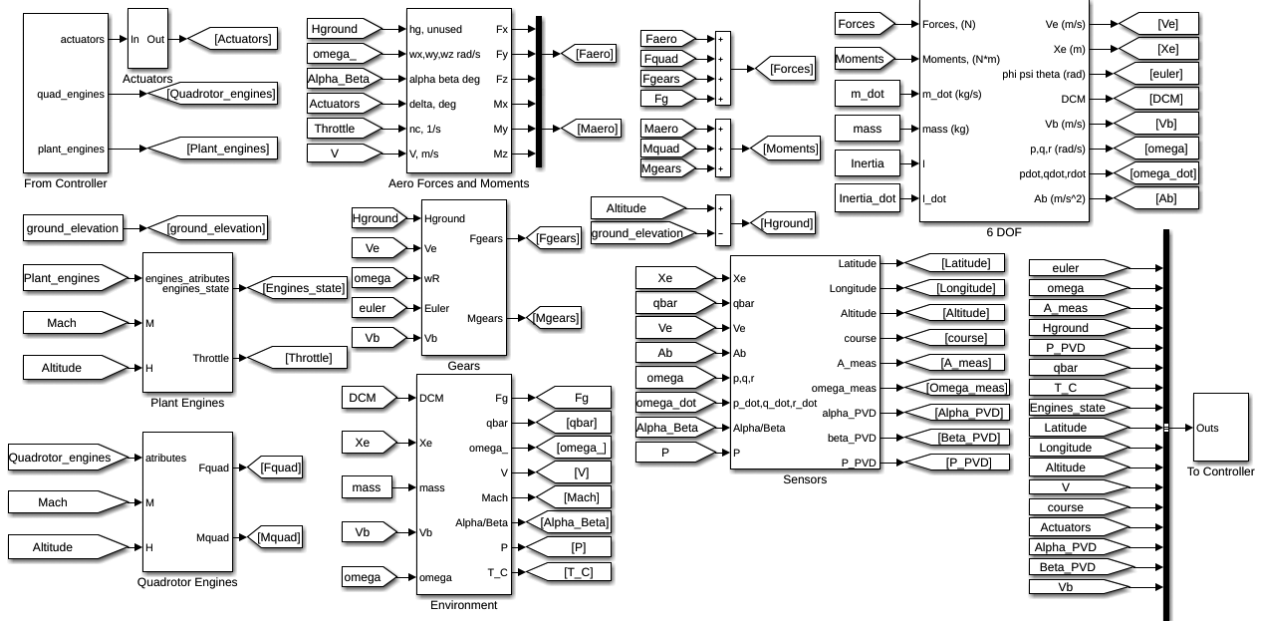


Рис. 3

Система управления. В данном исследовании разработана система управления, обеспечивающая вертикальный взлёт, переход в режим крейсерского полёта и посадку ЛА.

В [18–20] рассмотрен ряд задач, связанных с управлением движением летательных аппаратов, в том числе управлением угловым положением аппарата, параметрами полёта квадрокоптера при движении по заданной траектории и др. Здесь мы воспользуемся некоторыми результатами для решения поставленной задачи.

Управление угловым положением (ориентацией) ЛА. Под управлением ориентацией ЛА будем понимать целесообразное изменение значений углов ψ , θ и γ . Управление ориентацией даёт возможность изменять угловое положение ЛА относительно воздушных потоков, обтекающих аппарат. Это, в свою очередь, изменяет значения аэродинамических сил и моментов, воздействующих на ЛА, что позволяет управлять скоростью и направлением его движения.

Будем считать, что известны желаемые значения углов $\psi = \psi_{ref}$, $\theta = \theta_{ref}$ и $\gamma = \gamma_{ref}$, обеспечивающие требуемый режим полёта. Наша задача — путём использования органов управления ЛА перевести значения эйлеровых углов из произвольного начального состояния в заданные значения ψ_{ref} , θ_{ref} , γ_{ref} по траекториям, удовлетворяющим требованиям к качеству переходных процессов [18].

В режиме вертикального взлёта и посадки управление угловым положением ЛА обеспечивается только моментами вращения, создаваемыми разностями тяг винтомоторных групп подъёмной силовой установки. В самолётном режиме особенности конструкции ЛА и эффективность его рулей не всегда позволяют реализовать потребные моменты вращения. В этом случае говорят о располагаемых значениях моментов вращения и допустимых углах отклонения рулевых поверхностей. Определение необходимых углов отклонения рулей существенно зависит от конструкции ЛА.

В общем случае значение располагаемого момента M_{av} можно представить в виде

$$M_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta}) = M_0(\alpha, \beta) + M(\omega) + \frac{\partial M(\alpha, \beta, \delta)}{\partial \bar{\delta}} \delta, \quad (6)$$

где $\boldsymbol{\delta} = (\delta_a, \delta_r, \delta_e)^\top$ — вектор углов отклонений элеронов, рулей направления и высоты соответственно; $\mathbf{M}_0(\alpha, \beta)$ — момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевых отклонениях рулей; $\mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$ — демпфирующий момент. Для создания момента \mathbf{M}_{ref} необходимо отклонить рули на углы

$$\boldsymbol{\delta}_{ref} = \text{inv} \left(\frac{\partial \mathbf{M}(\alpha, \beta, \boldsymbol{\delta})}{\partial \boldsymbol{\delta}} \right) (\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M}_0(\alpha, \beta) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})). \quad (7)$$

Последнее соотношение справедливо при зависимости $\mathbf{M}_{av}(\alpha, \beta, \boldsymbol{\delta})$ от $\boldsymbol{\delta}$, близкой к линейной при ограниченных углах $\boldsymbol{\delta}$.

Управление взлётом, зависанием и посадкой. Для указанного режима полёта выполняются соотношения $X = 0$, $Z = 0$, $P^A = 0$, $\gamma \equiv \psi \equiv \theta \equiv 0$. С учётом этих ограничений система уравнений (3) существенно упрощается:

$$m\ddot{y} = P_y^Q + Y - mg \cos \gamma \cdot \cos \theta \quad (8)$$

или

$$\ddot{y} = \frac{P_y^Q + Y}{m} - g \cos \gamma \cdot \cos \theta. \quad (9)$$

Управление объектом, который описывается уравнением (8), встречает существенные трудности, так как объект нелинеен и не имеет устойчивых точек равновесия, кроме положения покоя на поверхности Земли.

Ставится задача определения управляющего параметра P_y^Q , обеспечивающего устойчивое движение ЛА по желаемой траектории, включающей вертикальный взлёт, зависание и посадку.

В [21, 22] предложена и успешно использована система управления, основанная на реализации вынужденного движения управляемого объекта по заданной траектории в пространстве состояний объекта.

В нормальной земной системе координат $O_0X_gY_gZ_g$ уравнение (9) преобразуется к виду

$$m\ddot{y}_g = (P_y^Q + Y) \cos \gamma \cdot \cos \theta - mg$$

или

$$\ddot{y}_g = \frac{P_y^Q + Y}{m} \cos \gamma \cdot \cos \theta - g. \quad (10)$$

Определим управляющий параметр P_y^Q , обеспечивающий взлёт на высоту $y_{g.ref}$ над поверхностью Земли.

В соответствии с методикой, предложенной в [21, 22], определим уравнение желаемой траектории

$$S_y = \dot{y}_g + k_y(y_g - y_{g.ref}) = 0. \quad (11)$$

Выполнение условия (11) обеспечивает взлёт ЛА и экспоненциальный выход на заданную высоту $y_{g.ref}$. Однако эти условия не выполняются, по крайней мере, в начальной и конечной точках полёта или в любой точке траектории при наличии возмущений.

Необходимым условием устранения отклонений от режима, определяемого уравнением (11), является соотношение

$$\frac{d}{dt} S_y^2 \leq 0, \quad (12)$$

при этом знаки равенства допустимы лишь при $S_y = 0$. Заменяем условие (12) эквивалентным:

$$\dot{S}_y = -a_y S_y. \quad (13)$$

Дифференцируя соотношение (13) и подставляя результат в (11), получим уравнение для вычисления второй производной \ddot{y}_g , гарантирующей выход ЛА на заданную высоту и зависание на ней:

$$\ddot{y}_g = -a_y k_y (y_g - y_{g.ref}) - (a_y + k_y) \dot{y}_g. \quad (14)$$

Тогда из уравнений (10) и (14) управляющий параметр P_y^Q задаётся как

$$P_y^Q = m \frac{-a_y k_y (y_g - y_{g.ref}) - (a_y + k_y) \dot{y}_g + g}{\cos \gamma \cdot \cos \theta} - Y.$$

Управление в переходных режимах. Представленные в предыдущих разделах методы управления угловым положением, а также вертикальным взлётом, зависанием и посадкой составляют основу алгоритма управления ЛА в переходных режимах.

Рассмотрим четыре состояния системы:

- 1) исходное, когда ЛА находится на поверхности Земли и неподвижен;
- 2) зависание, в котором ЛА неподвижен и находится на заданной высоте;
- 3) горизонтальный полёт: завершающее состояние для вертикального взлёта или начальное для процесса посадки либо состояние перехода в крейсерский режим полёта и возвращения из него;
- 4) крейсерский полёт, аналогичный полёту ЛА традиционной компоновки.

В фазе перехода от исходного состояния к зависанию квадрокоптерные ВМГ создают подъёмную силу, обеспечивающую подъём ЛА на заданную высоту и зависание на ней. В фазе перехода от зависания к горизонтальному полёту при запуске маршевой силовой установки доля подъёмной силы, создаваемой квадрокоптером, уменьшается на величину подъёмной силы, создаваемой крылом и оперением летательного аппарата. При достижении величины аэродинамической подъёмной силы, уравновешивающей вес аппарата, доля подъёмной силы, создаваемой квадрокоптером, уменьшается до нуля. Обратный переход из состояния горизонтального полёта к зависанию обеспечивается уменьшением тяги маршевой установки, что ведёт к снижению скорости полёта и уменьшению подъёмной аэродинамической силы. При этом для сохранения заданной высоты полёта соответственно увеличивается доля подъёмной силы от квадрокоптерных ВМГ. При выключении маршевой установки ЛА переходит в состояние зависания. В фазе перехода из режима зависания в исходное состояние квадрокоптер формирует подъёмную силу, обеспечивающую заданное время снижения и посадку.

В предложенном алгоритме управления используются значения аэродинамических сил и моментов. Как правило, для их вычисления определяются значения безразмерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов, которые не могут быть измерены непосредственно в полёте и должны находиться на основе измеряемых и заранее известных величин с применением известных уравнений [23]. Этот способ неудобен в случае гибридного ЛА,

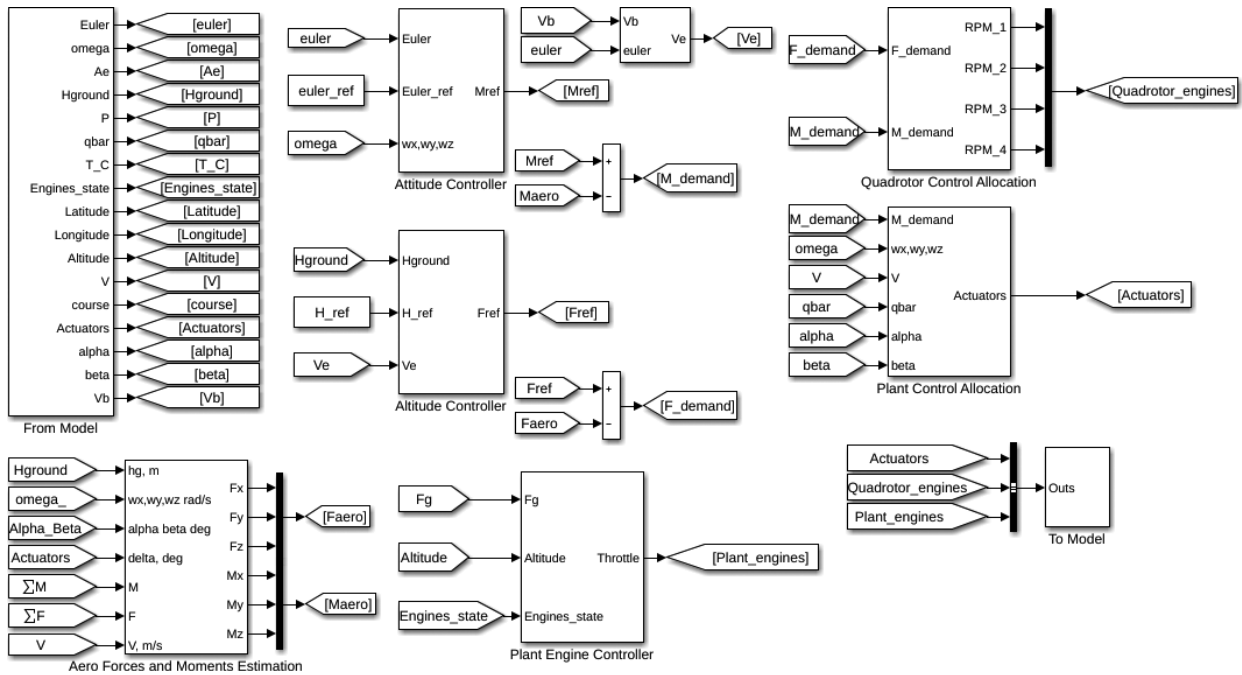


Рис. 4

способного зависеть в некотором положении, ввиду необходимости нормировки на $(\bar{q}S)^{-1}$ ($(\bar{q}Sl)^{-1}$), поскольку при зависании воздушная скорость V_α и, следовательно, скоростной напор \bar{q} равны либо близки к нулю. Для ЛА гибридной схемы с учётом влияния двух силовых установок уравнения аэродинамических сил и моментов имеют следующий вид:

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

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

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

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

Полученные величины используются в алгоритме управления движением ЛА в переходных режимах.

Общая система управления полётом ЛА представлена на рис. 4. В состав системы входят: блоки вычисления потребных вращательных моментов и потребной нормальной силы, контроллеры квадрокоптерной подсистемы, рулевых поверхностей, маршевой силовой установки, подъёмной (квадрокоптерной) силовой установки.

Заключение. Использование метода организации вынужденного движения вдоль желаемой траектории в пространстве состояний системы позволило эффективно решить ряд задач, связанных с управлением гибридным летательным аппаратом, таких как управление угловым положением ЛА и управление вертикальным взлётом и посадкой.

При решении задачи плавного перехода между квадрокоптерным и самолётным режимами успешно применён способ замещения подъёмной силы квадрокоптера аэродинамической подъёмной силой крыла и оперения ЛА, основанный на оценивании безразмерных аэродинамических коэффициентов гибридного ЛА в реальном времени.

Направления дальнейших исследований связаны с оценкой влияния внешних возмущающих факторов на устойчивость и управляемость ЛА путём имитационного моделирования и лётных испытаний.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Saeed A. S., Younes A. B., Cai Ch., Cai G.** A survey of hybrid unmanned aerial vehicles // Progress in Aerospace Sci. 2018. **98**. P. 91–105.
2. **HADA** — Helicopter Adaptive Aircraft. Embention. URL: <https://www.embention.com/en/projects/hada-helicopter-adaptive-aircraft> (дата обращения: 29.05.2019).
3. **Hanel M., Haimerl M., Bienert T.** Flight control laws for the quadcopter RPA // Proc. of the Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. Bonn: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth, 2018. 10 p.
4. **Acturus-UAV™.** Jump 20. 2017. URL: <https://arcturus-uav.com/product/jump-20> (дата обращения: 29.05.2019).
5. **Hybrid Quadrotor™** Technology. L3 Technologies, Inc. 2019. URL: <https://www.latitudeengineering.com/products/hq> (дата обращения: 29.05.2019).
6. **Aletky J.** SLT VTOL. View Blog. 31 Oct., 2014. URL: <https://diydrone.com/profiles/blogs/out-of-the-black-slt-vtol-uav> (дата обращения: 29.05.2019).
7. **Hadi G. S., Kusnaedi M. R., Dewi P. T. et al.** Design of avionics system and control scenario of small hybrid vertical take-off and landing (VTOL) UAV // Journ. Instrum., Automat. Syst. 2015. **2**, N 2. P. 66–71.
8. **Mansoor Sh., Saedan M.** Software-in-the-loop simulation of a quadcopter portion for hybrid aircraft control // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2018. **297**. 012044.
9. **Czyba R., Lemanowicz M., Gorol Z., Kudala T.** Construction prototyping, flight dynamics modeling, and aerodynamic analysis of hybrid VTOL unmanned aircraft // Journ. Adv. Transportation. 2018. **2018**. P. 1–15.
10. **Gunarathna J. K., Munasinghe R.** Development of a quad-rotor fixed-wing hybrid unmanned aerial vehicle // Proc. of the Moratuwa Engineering Research Conf. (MERCon). Moratuwa, Sri Lanka, 30 May — 1 June 2018. P. 72–77.
11. **Белоконь С. А., Деришев Д. С., Золотухин Ю. Н., Ян А. П.** Моделирование движения гибридного летательного аппарата // Автометрия. 2019. **55**, № 4. С. 49–56.
12. **ГОСТ 20058-80.** Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М.: Изд-во стандартов, 1981. 54 с. URL: <http://gostexpert.ru/gost/getDoc/3780> (дата обращения: 29.05.2019).
13. **Гуськов Ю. П., Загайнов Г. И.** Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 213 с.
14. **Воробьев В. Г., Кузнецов С. В.** Автоматическое управление полетом самолета. М.: Транспорт, 1995. 448 с.
15. **Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.** Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
16. **Кравец А. С.** Характеристики воздушных винтов. М.: Оборонгиз, 1941. 264 с.
17. **Теуш В. Л., Сидоров И. А.** Общий курс воздушных винтов. М.: Оборонгиз, 1943. 280 с.
18. **Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Управление угловым положением летательного аппарата // Автометрия. 2015. **51**, № 5. С. 35–41.

19. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Метод управления угловым положением летательного аппарата // Тр. XVIII Междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: ООО «Офорт», 2016. С. 389–395.
20. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Мальцев А. С. и др.** Управление параметрами полёта квадрокоптера при движении по заданной траектории // Автометрия. 2012. **48**, № 5. С. 32–41.
21. **Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Управление перевернутым маятником с учетом диссипации энергии // Автометрия. 2010. **46**, № 5. С. 3–11.
22. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А., Филиппов М. Н.** Управление квадрокоптером на основе организации движения по желаемой траектории в пространстве состояний // Тр. XIII Междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2011. С. 217–222.
23. **Klein V., Morelli E. A.** Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 484 p.

Поступила в редакцию 29.05.2019

После доработки 11.06.2019

Принята к публикации 11.06.2019
