

УДК 623.745.-519

DOI: 10.54503/0321-1339-2024.124.1-12

В. В. Аветисян¹, О. Н. Гаспарян², Н. Г. Нерсисян²

Разработка системы управления нового типа БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой

(Представлено академиком Л. А. Агаловяном 14/II 2024)

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, вертикальный взлет и посадка, система управления, уравнения Эйлера – Лагранжа.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) имеют в настоящее время широкое применение как в гражданской, так и в военной областях. На практике существует много разновидностей БПЛА, среди которых особый интерес представляют БПЛА самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой (ВВП), которые обладают целым рядом положительных качеств [1 - 3]. Конструктивно БПЛА самолетного типа с ВВП состоят из нескольких роторов (моторов с пропеллерами) и имеют крыло. Это дает возможность выполнять вертикальный взлет и посадку, как и обычные многороторные БПЛА, а в остальное время совершать полет, как крылатые БПЛА, с использованием минимального количества роторов [4]

В наиболее распространенных типах рассматриваемых БПЛА роторы либо жестко закреплены на аппарате (рис. 1), либо вращаются с помощью дополнительных сервоприводов относительно корпуса аппарата. Во втором варианте это может быть осуществлено как поворотом роторов относительно крыла, так и поворотом всего крыла вместе с роторами (рис. 2). Управление БПЛА при этом существенно усложняется, особенно в режиме поворота роторов.

В настоящей статье исследована динамика нового типа БПЛА, названного БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу, который предложен и запатентован в США известным канадским ученым и инженером, профессором Джейкобом Апкаряном (Jacob Aprarian) [5 - 7]. В дальнейшем под БПЛА будет пониматься данный тип БПЛА с ВВП, общий вид которого показан на рис. 3.

Основная идея, заложенная в патенте Дж. Апкаряна, иллюстрируется на рис. 4. Как и в случае обычного БПЛА с ВВП, фюзеляж этого аппарата состоит из двух частей: квадрокоптера и самолета. В режимах взлета и по-



Рис. 1. БПЛА самолетного типа с ВВП.



Рис. 2. БПЛА типа конвертоплан.



Рис. 3. БПЛА с ВВП с развязкой по тангажу и роботом-манипулятором.

садки пропеллеры расположены вертикально, т.е. взлет и посадка БПЛА осуществляются, как в обычном квадрокоптере (рис. 4, а). В режиме продольного (горизонтального) полета пропеллеры разворачиваются на 90 градусов относительно корпуса БПЛА и функционируют как обычные пропеллеры самолета (рис. 4, б). Однако особенность данной схемы состоит в том, что передние и задние пропеллеры кинематически связаны и их разворот относительно корпуса БПЛА осуществляется не за счет дополнительных сервоприводов, как на рис. 2, а за счет дифференциальной силы тяги (разных скоростей вращения) передней и задней пар

пропеллеров. При этом с целью повышения управляемости по тангажу в режиме разворота пропеллеров данный тип БПЛА оснащен 5-метровым двигателем, расположенным возле хвостового оперения. БПЛА также имеет элероны и руль высоты, которые предназначены для обеспечения дополнительного управления полетом БПЛА в режиме самолёта.

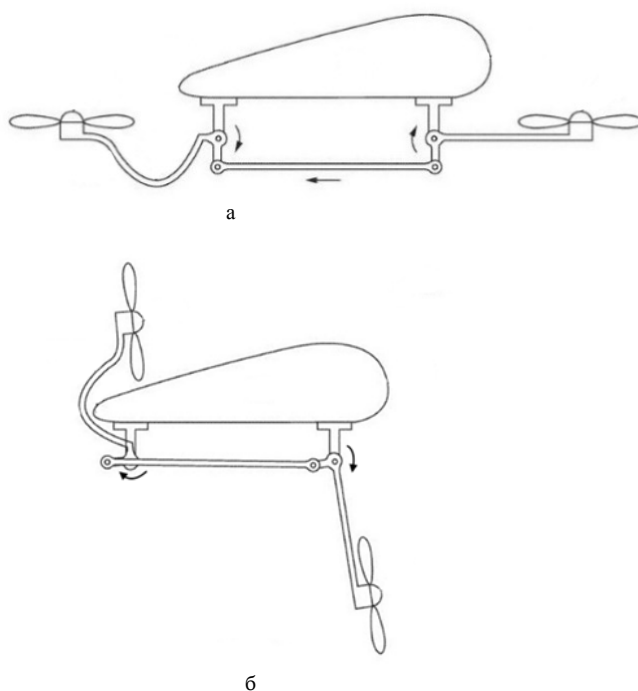


Рис. 4. Кинематика БПЛА с ВВП с развязанным тангажом: а – режим вертикального взлета и посадки; б – режим горизонтального полета.

При разработке математической модели системы управления БПЛА предполагалось также, что на аппарате установлен робот-манипулятор с двумя степенями свободы (рис. 3), который рассматривался вместе с БПЛА как единая робототехническая система [8].

Кинематическая модель БПЛА. Полная кинематическая схема БПЛА с развязкой по тангажу с роботом-манипулятором и указанием всех обобщенных координат показана на рис. 5.

С корпусом БПЛА жестко связана система координат O_6 , в которой определены положения четырех несущих винтов. Всего для описания кинематики БПЛА было введено шесть обобщенных координат. Составление кинематической модели БПЛА было осуществлено на основе известного в робототехнике метода Денавита – Хартенберга [9, 10], который позволяет при помощи однородных матриц преобразования представлять как угловое положение одной системы координат относительно другой, так и относительное линейное смещение этих систем координат. Общая однородная матрица преобразования имеет следующий вид [11]:

$$A_i(q_i) = \begin{bmatrix} \cos(q_i) & -\sin(q_i) & 0 & a_i \\ \cos(\alpha_i) * \sin(q_i) & \cos(\alpha_i) * \cos(q_i) & -\sin(\alpha_i) & 0 \\ \sin(\alpha_i) * \sin(q_i) & \cos(q_i) * \sin(\alpha_i) & \cos(\alpha_i) & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где через q_i обозначены обобщенные координаты (углы поворотов или линейные перемещения).

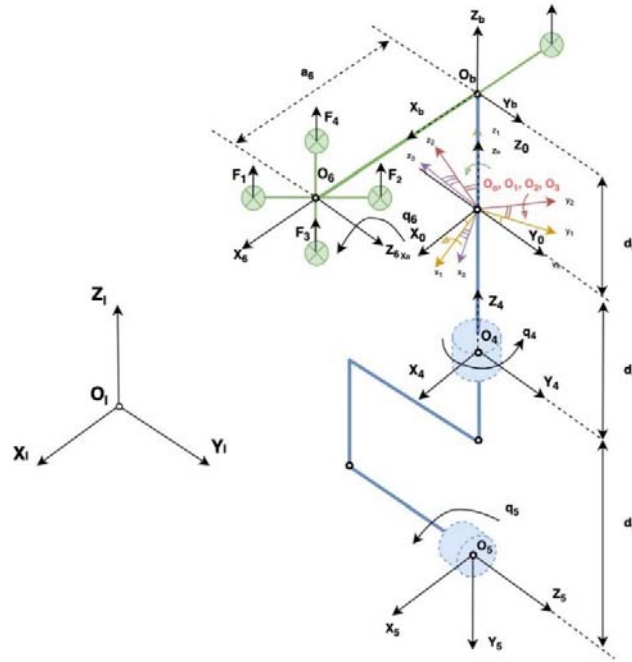


Рис. 5. Кинематическая модель БПЛА.

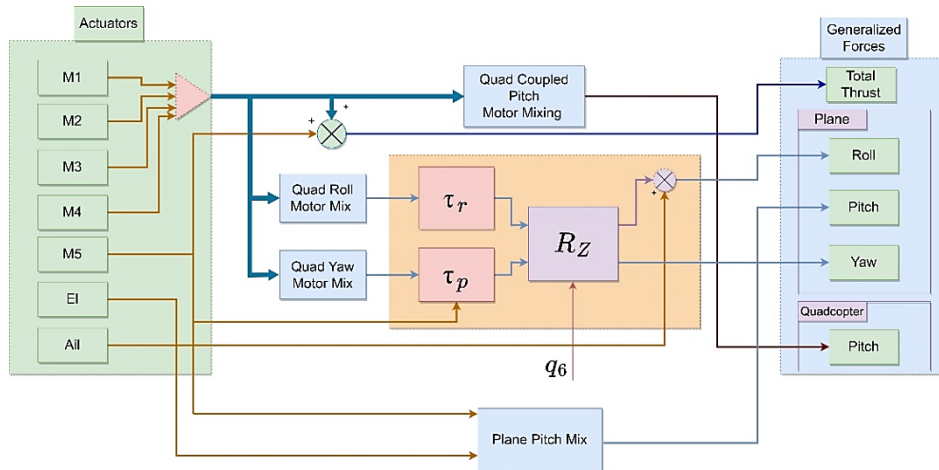


Рис. 6. Блок-схема кинематики БПЛА.

Блок-схема на рис. 6 структурно представляет полученную кинематическую схему БПЛА, т.е. описывает связи между исполнительными механизмами и выходными обобщенными силами и координатами.

Уравнения Эйлера – Лагранжа. Уравнения динамики БПЛА были выведены с помощью уравнений Эйлера – Лагранжа, которые для механических систем с n степенями свободы имеют в общем случае вид (1) [12, 13]:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = F_i, \quad (1)$$

$$i = 1, 2, 3 \dots n,$$

где

$$L = K - P \quad (2)$$

является лагранжианом системы и равен разности полной кинетической и потенциальной энергий системы, а $q_i, i = 1, 2, 3 \dots n$ – обобщенные координаты системы. Кинетическая энергия системы K представляется следующим уравнением [14]:

$$K = \sum_{i=1}^6 K_i = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \text{trace} \left[\sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i \left(\frac{\partial T_i}{\partial q_j} I_i \frac{\partial T_i^T}{\partial q_k} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt} \right], \quad (3)$$

где T_i – матрица однородного преобразования из базовой системы координат в i -ю систему координат, I_i – матрица псевдоинерции i -го тела, имеющая вид:

$$I_i = \begin{bmatrix} \frac{-I_{ixx} + I_{iyy} + I_{izz}}{2} & I_{ixy} & I_{ixz} & 0 \\ I_{ixy} & \frac{I_{ixx} - I_{iyy} + I_{izz}}{2} & I_{iyz} & 0 \\ I_{ixz} & I_{iyz} & \frac{I_{ixx} + I_{iyy} - I_{izz}}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_i \end{bmatrix},$$

где принимается, что центр масс -го тела совпадает с осью вращения.

В векторной форме уравнение кинетической энергии (6) имеет следующий вид:

$$K = \frac{1}{2} \left(\frac{dq}{dt} \right)^T M(q) \frac{dq}{dt}, \quad (4)$$

где $M(q) = m_{ik}(q)$ называется матрицей инерции. В скалярной форме уравнение (4) запишется с учетом (3) следующим образом:

$$\begin{aligned} K = \sum_{i=1}^6 K_i &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \text{trace} \left[\sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i \left(\frac{\partial T_i}{\partial q_j} J_i \frac{\partial T_i^T}{\partial q_k} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt} \right] = \\ &= \frac{1}{2} \sum_{j=1}^6 \sum_{k=1}^6 m_{jk}(q) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt}. \end{aligned} \quad (5)$$

Если положение центра масс объекта описывается вектором r в инерциальной системе координат, то уравнение потенциальной энергии системы примет вид

$$P = -mgr.$$

Поскольку в данном случае система имеет шесть степеней свободы, полную потенциальную энергию можно представить, с учетом матриц однородных преобразований T_i как

$$P = - \sum_{i=1}^6 m_i g^T T_i^i r_i. \quad (6)$$

С учетом (5) и (6) лагранжиан системы примет следующий вид:

$$L = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \text{trace} \left[\sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i \left(\frac{\partial T_i}{\partial q_j} J_i \frac{\partial T_i^T}{\partial q_k} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt} \right] - \sum_{i=1}^6 m_i g^T T_i^i r_i. \quad (7)$$

Подставив (7) в (1) и сделав некоторые упрощения, получим систему уравнений динамики системы

$$\begin{aligned} & \sum_{j=i}^6 \sum_{k=1}^j \text{trace} \left(\frac{\partial T_j}{\partial q_k} J_j \frac{\partial T_j^T}{\partial q_i} \right) \frac{d^2 q_k}{dt^2} + \\ & + \sum_{j=i}^6 \sum_{k=1}^j \sum_{m=1}^j \text{trace} \left(\frac{\partial^2 T_j}{\partial q_k \partial q_m} J_j \frac{\partial T_j^T}{\partial q_i} \right) \frac{dq_k}{dt} \frac{dq_m}{dt} - \sum_{j=i}^6 m_j g^T \frac{\partial T_j}{\partial q_i} r_j = F_i. \end{aligned} \quad (8)$$

$i = 1, 2, 3 \dots 6$

Эти уравнения можно привести к виду

$$\sum_{j=i}^6 m_{ij}(q) \frac{d^2 q_j}{dt^2} + \sum_{j=1}^6 \sum_{k=1}^6 c_{ijk} \left(q, \frac{dq}{dt} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt} - \sum_{j=i}^6 m_j g^T \frac{\partial T_j}{\partial q_i} r_j = F_i, \quad (9)$$

$i = 1, 2, 3 \dots 6,$

или

$$\sum_{j=i}^6 m_{ij}(q) \frac{d^2 q_j}{dt^2} + c_i \left(q, \frac{dq}{dt} \right) - \sum_{j=i}^6 m_j g^T \frac{\partial T_j}{\partial q_i} r_j = F_i, \quad (10)$$

$$i = 1, 2, 3 \dots 6,$$

где

$$m_{ij}(q) = \sum_{p=1}^6 \text{trace} \left(\frac{\partial T_p}{\partial q_j} J_p \frac{\partial T_p^T}{\partial q_i} \right), \quad (11)$$

$$c_i \left(q, \frac{dq}{dt} \right) = \sum_{j=1}^6 \sum_{k=1}^6 c_{ijk} \left(q, \frac{dq}{dt} \right) \frac{dq_j}{dt} \frac{dq_k}{dt}. \quad (12)$$

$$i = 1, 2, 3 \dots 6.$$

Поскольку $\frac{\partial T_i}{\partial q_j} = 0$ при $j > i$, то уравнения (11) и (12) примут вид

$$m_{ij}(q) = \sum_{p=\max(i,j)}^6 \text{trace} \left(\frac{\partial T_p}{\partial q_j} J_p \frac{\partial T_p^T}{\partial q_i} \right), \quad (13)$$

$$c_{ijk} \left(q, \frac{dq}{dt} \right) = \sum_{p=\max(i,j,k)}^6 \text{trace} \left(\frac{\partial^2 T_p}{\partial q_j \partial q_k} J_p \frac{\partial T_p^T}{\partial q_i} \right), \quad (14)$$

где члены $c_{ijj}(q, dq/dt)$ описывают центробежные силы вокруг j -й оси, обусловленные скоростями вокруг j -й оси, а $c_{ijk}(q, dq/dt)$ описывают силы Кориолиса вокруг i -й оси, обусловленные скоростями вокруг j -й и k -й осей.

В приведенных выше уравнениях производная однородной матрицы преобразования $\frac{\partial T_i}{\partial q_j}$ по обобщенным координатам q_i представляется следующим образом:

$$\frac{\partial T_i}{\partial q_j} = S T_i, \quad (15)$$

где S – кососимметричная матрица, выражаемая через угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ следующим образом:

$$S = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & -\omega_y & 0 \\ \omega_z & 0 & -\omega_x & 0 \\ -\omega_y & -\omega_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Окончательно уравнение (10) можно записать с учетом вышеприведенных уравнений в векторной форме

$$M(q) \frac{d^2 q}{dt^2} + C\left(q, \frac{dq}{dt}\right) - P = \tau, \quad (17)$$

где τ – вектор обобщенных сил, в данном случае крутящих моментов.

Разработка системы управления БПЛА. В настоящем разделе рассмотрим систему управления БПЛА на рис. 3, динамика которого описывается в векторной форме уравнением (17), а кинематические связи между приводами представлены структурно на рис. 6. Для этого определим следующую блочную матрицу размера 5×7 , где 5 строк отражают степени свободы или обобщенные силы системы, а 7 столбцов характеризуют двигатели и исполнительные механизмы, комбинации которых создают вращение или поступательное движение соответствующей обобщенной координаты:

$$B_M = \begin{bmatrix} B^{2 \times 4} & l^{3 \times 3} \\ R_{O_6}^{3 \times 4} & O^{2 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

где верхние индексы показывают размерность соответствующего блока.

Матрица B в (18) размера 2×4 имеет вид

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{14} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{24} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(q_6) & \sin(q_6) \\ -\sin(q_6) & \cos(q_6) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_{2,1}^{BF} & R_{2,2}^{BF} & R_{2,3}^{BF} & R_{2,4}^{BF} \\ -k_\psi & -k_\psi & k_\psi & k_\psi \end{bmatrix} = R_z \tau_{rp}, \quad (19)$$

где k_ψ – конструктивные параметры двигателей. В (18) $l^{3 \times 3}$ – матрица, зависящая от характеристик крыла и хвостового оперения; $O^{2 \times 3}$ – матрица нулей; $R_{O_6}^{3 \times 4}$ – матрица, описывающая вращение системы координат O_6 за счет работы соответствующих исполнительных механизмов.

Умножение матрицы B_M на требуемый вектор силы тяги T на выходе исполнительной части системы дает необходимые крутящие моменты и общую силу тяги:

$$\begin{bmatrix} \tau \\ F_\Sigma \end{bmatrix} = B_M T, \quad (20)$$

где

$$T = [T_1, T_2, T_3, T_4, T_5, \alpha_{el}, \alpha_{ail}]^T. \quad (21)$$

Обозначим четыре выходных степени свободы БПЛА, а именно высоту полета и углы тангажа, крена и рыскания, вектором η .

Суммарная сила тяги F_Σ в (20) выражается относительно жестко связанной с корпусом БПЛА системы координат O_6 . Для получения сис-

темы динамических уравнений линейного движения БПЛА представим F_Σ относительно инерциальной системы координат:

$$F_I = F_\Sigma R_V, \quad (22)$$

где R_V – третий столбец ортогональной матрицы вращения, имеющий вид:

$$R_V = \begin{bmatrix} c\gamma(c\psi s\theta + c\theta s\varphi s\psi) + s\gamma(c\psi c\theta - s\varphi s\psi s\theta) \\ c\gamma(s\psi s\theta - c\psi c\theta s\varphi) + s\gamma(c\theta s\psi + c\psi s\varphi s\theta) \\ c\gamma s\varphi c\theta - c\varphi s\gamma s\theta \end{bmatrix}, \quad (23)$$

где приняты следующие обозначения: $c\alpha = \cos\alpha$, $s\alpha = \sin\alpha$

Введем в рассмотрение также векторы аэродинамической подъемной силы и силы лобового сопротивления, F_L, F_D , действующие на БПЛА в скоростной системе координат. Далее эти силы преобразованы из скоростной системы координат в инерциальную систему отсчета и обозначены F_I^A .

Можно показать, что уравнения линейного движения центра масс БПЛА в инерциальном пространстве дается выражением

$$\frac{d^2\eta}{dt^2} = \frac{1}{m} [F_I + F_I^A + G] = \frac{1}{m} F, \quad (24)$$

где η – вектор линейных перемещений БПЛА с координатами x, y и z ; m – масса БПЛА, G – вектор силы тяжести.

Автономная система управления установленного на БПЛА робота-манипулятора оснащена специальными видеокамерами компьютерного зрения. Это дает возможность зафиксировать необходимый объект и рассчитать углы ошибки в поле зрения камеры, соответствующие двум степеням свободы робота. Умножив вектор ошибки на диагональную матрицу регуляторов, получим требуемые крутящие моменты манипулятора в виде

$$\bar{\tau} = \begin{bmatrix} \tau_1^r \\ \tau_2^r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_{reg1}(s) & 0 \\ 0 & W_{reg2}(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{bmatrix}. \quad (25)$$

С учетом предыдущих обозначений в выражениях (17) - (25) полная динамика БПЛА, включая уравнения вращательных и линейных движений в комбинированном виде, может быть описана в операторной форме в следующем виде:

$$\zeta = \begin{bmatrix} \eta \\ q \end{bmatrix} = \frac{1}{s^2} \begin{bmatrix} 1/m & 0 \\ 0 & M^{-1} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} F_\Sigma R_V \\ \tau \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_I^A + G \\ dp - C \end{bmatrix} \right) = \frac{1}{s^2} M_\Sigma \left(\begin{bmatrix} F_\Sigma R_V \\ \tau \end{bmatrix} + H \right), \quad (26)$$

где

$$H = \begin{bmatrix} F_I^A + G \\ dp - C \end{bmatrix}, \quad \tau = \begin{bmatrix} \tau^d \\ \tau^r \end{bmatrix}, \quad (27)$$

τ^d, τ^r – требуемые крутящие моменты для корпуса БПЛА и роботизированной руки соответственно.

На рис. 7 представлена общая структурная схема системы управления БПЛА, построенная на основе блок-схемы на рис. 6 и уравнений динамики (17), где C – основной регулятор системы управления БПЛА, имеющий диагональный вид:

$$C = \text{diag}\{w_i^R(s)\};$$

L – оператор, описывающий динамические уравнения (17); q^d, q^r – обобщенные координаты БПЛА и робота-манипулятора соответственно, которые можно объединить в один вектор $q = [q^d \quad q^r]$.

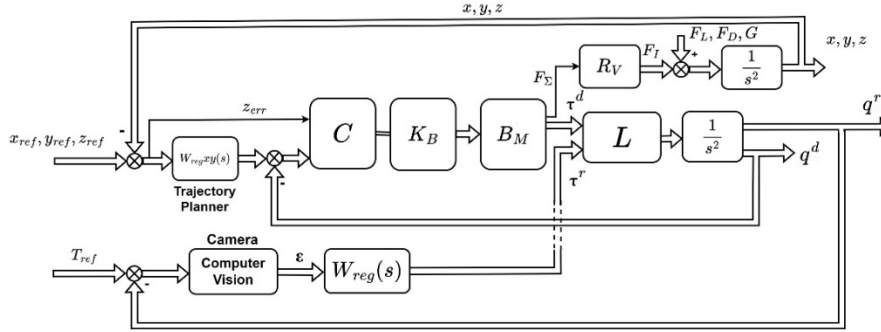


Рис. 7. Структурная схема системы управления СВВП БПЛА.

Для определения на основе современных методов теории управления регуляторов системы управления БПЛА с роботом-манипулятором линеаризуем уравнения движения БПЛА в режиме парения (hovering mode), т.е. будем считать все углы q малыми и пренебрегать динамическими взаимными связями, зависящими от квадратов и произведений малых угловых скоростей. Тогда передаточная матрица разомкнутой линеаризованной системы управления будет следующей [15-18]:

$$W(s) = \frac{1}{s^2} M_{\Sigma} B_M B_M^{-1} \text{diag}\{w_i^R(s)\}, \quad (28)$$

где $w_i^R(s)$ – передаточные функции регуляторов в прямых каналах, а соответствующая передаточная матрица замкнутой системы равна

$$\Phi(s) = [I + W(s)]^{-1} W(s) = \left[I + \frac{1}{s^2} M_{\Sigma} B_M B_M^{-1} \text{diag}\{w_i^R(s)\} \right]^{-1} \frac{1}{s^2} M_{\Sigma} B_M B_M^{-1} \text{diag}\{w_i^R(s)\}. \quad (29)$$

В случае линеаризованной системы управления БПЛА все матрицы в уравнении (28) становятся диагональными, т.е. система распадается на семь независимых систем с одним входом и выходом. Соответственно, характеристическое уравнение замкнутой системы равно произведению характеристических уравнений независимых одномерных подсистем [15]:

$$\det[I + W(s)]^{-1} W(s) = \prod_{i=1}^7 \left(1 + \frac{1}{l_i s^2} w_i^R(s) \right) = 0. \quad (30)$$

Для анализа устойчивости отдельных подсистем можно воспользоваться классическим критерием Найквиста. Годографы Найквиста подсистем при выбранных в качестве регуляторов $w_i^R(s)$ стандартных пропорционально-интегрально-дифференцирующих (ПИД) регуляторов показаны на рис. 8, откуда видно, что все подсистемы устойчивы [19, 20]. На рис. 9 и 10 показаны переходные процессы разработанной системы управления БПЛА при ступенчатых входных (задающих) процессах.

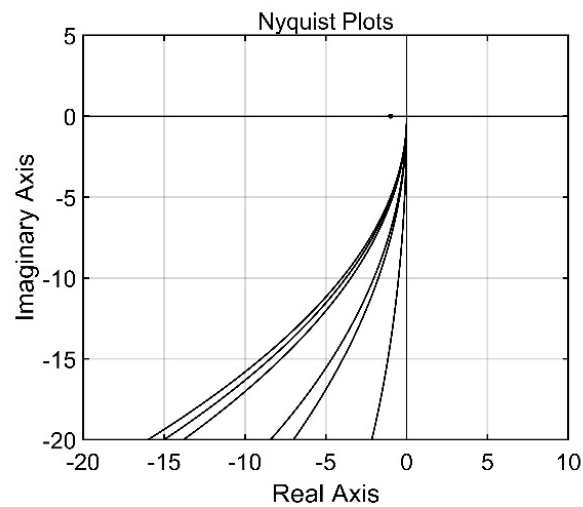


Рис. 8. Анализ устойчивости линейризованной системы управления БПЛА.

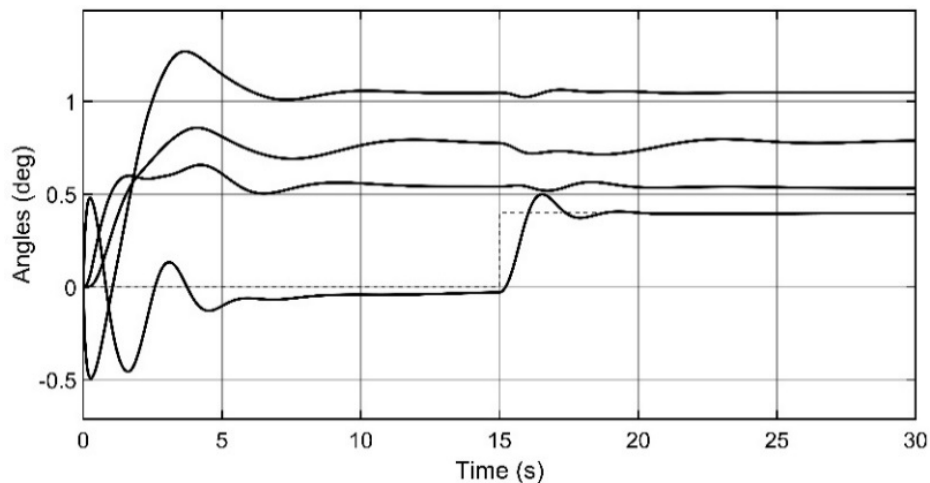


Рис. 9. Переходные процессы системы управления БПЛА по каналам тангажа, крена и рыскания.

Следует указать, что эти графики получены в результате моделирования системы управления в среде пакетов MATLAB и Simulink с учетом всех основных нелинейностей и взаимных связей, т.е. характеризуют динамику реальной системы с выбранными ПИД регуляторами. Как видно из рис. 9 и 10, реальная система управления устойчива, а динамические процессы в ней достаточно близки к расчетным на основе линейризованной системы.

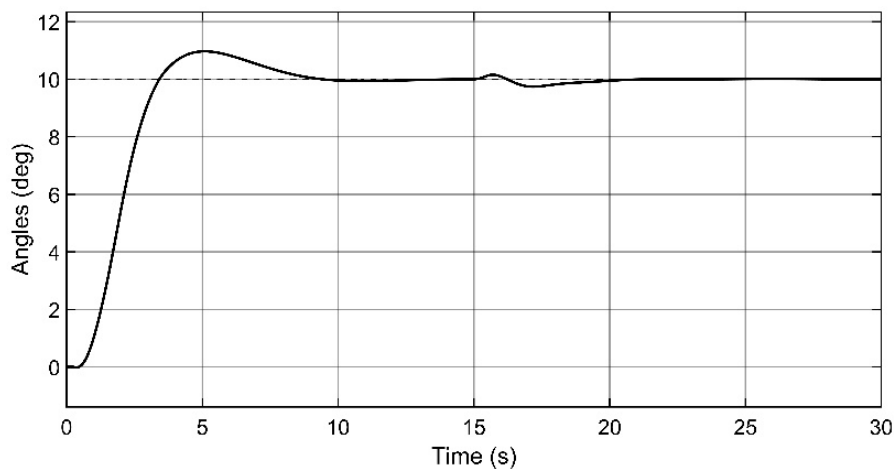


Рис. 10. Переходные процессы реальной системы управления БПЛА по каналу высоты полета.

Заключение. Разработана полная динамическая модель нового типа многороторного БПЛА самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой с установленным на нем двухступенным роботом-манипулятором. Показано, что при правильном учете кинематических взаимных связей линеаризованная система управления БПЛА распадается на семь независимых каналов, расчет которых можно проводить стандартными методами классической теории регулирования. На основе полученной модели спроектирована многомерная система управления БПЛА по всем степеням свободы, включая динамику робота-манипулятора. Моделирование системы управления в среде пакетов MATLAB и Simulink с учетом основных нелинейностей и взаимных связей подтвердило достоверность расчетов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Комитета по науке РА в рамках научного проекта № 21Т-2D255.

¹Институт механики НАН РА

²Национальный политехнический университет Армении

e-mails: vanavet@yahoo.com, ogasparyan@gmail.com,

nerses987@gmail.com,

В. В. Аветисян, О. Н. Гаспарян, Н. Г. Нерсисян

Разработка системы управления нового типа БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой

Разработана и исследована система управления нового типа многороторного БПЛА с вертикальным взлетом и посадкой с учетом механических и структурных особенностей системы. На основе метода Денавита – Хартенберга и уравнений Эйлера – Лагранжа получена математическая модель динамики БПЛА с установ-

ленным роботом-манипулятором с двумя степенями свободы и проведено исследование устойчивости и переходных процессов полученной системы управления.

Վ. Վ. Ավետիսյան, Օ. Ն. Գասպարյան, Ն. Գ. Ներսիսյան

**Ուղղաձիգ վերթիռով և վայրէջքով նոր տեսակի ԱԹՍ-ի
կառավարման համակարգի նախագծումը**

Նախագծվել և հետազոտվել է ուղղաձիգ վերթիռով և վայրէջքով նոր տեսակի բազմառոտոր անօդաչու թռչող սարքի կառավարման համակարգ՝ հաշվի առնելով համակարգի մեխանիկական և կառուցվածքային առանձնահատկությունները: Դենավիթ – Հարթենբերգի մեթոդի և Էյլեր – Լագրանժի հավասարումների հիման վրա մշակվել է ԱԹՍ-ի և նրան կցված երկու ազատության աստիճան ունեցող ռոբոտ մանիպուլյատորի դինամիկայի մաթեմատիկական մոդելը, և իրականացվել է ստացված կառավարման համակարգի կայունության և անցողիկ գործընթացների հետազոտություն:

V. V. Avetisyan, O. N. Gasparyan, N. G. Nersisyan

**Development of Control System of a New Type of UAV
with Vertical Take-Off and Landing**

In the article, the control system of a new type of multirotor UAV with vertical take-off and landing has been developed and analyzed, taking into account mechanical and structural features of the system. Based on Denavit – Harthenberg's method and Euler – Lagrange's equations, a mathematical model of the UAV dynamics with the mounted robot manipulator with two degrees of freedom was obtained, and the stability and transition processes of the resulting control system have been performed.

Литература

1. *Hassanalian M., Abdelkef A* Classifications, applications, and design challenges of drones: a review. Progress in Aerospace Sciences. 2017. V. 91. P. 99-131.
2. *Mahony R., Kumar V., Corke P.* Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. Robotics and Automation Magazine. 2012. V. 19(3). P. 20–32.
3. *Huang Y., Thomson S. J., Hoffmann W. C. et al.* Development and prospect of unmanned aerial vehicle technologies for agricultural production management. International Journal of Agricultural and Biological Engineering. 2013. V. 6(3) P. 1-10. USDA-ARS, Nebraska.
4. *Saeed Adnan S. et al.* A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Mile High City, Denver, CO. 2015. P. 806-815.

5. *Apkarian J.* "Pitch-decoupled VTOL/FW aircraft: First flights," 2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS),. Linköping, Sweden, 2017, P. 258-263
6. *Apkarian J.* Attitude Control of Pitch-Decoupled VTOL Fixed Wing Tiltrotor. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Dallas Marriott City. 2018. P. 195-201.
7. *Apkarinan J.* Hybrid Multicopter and fixed wing aerial vehicle. United States Patent No 9,873,508 B2. 2018.
8. *Kunal S.* Working of robotic arm in industries. Chennai, Tamil Nadu, India. 2021. 38 p.
9. *Mason M.T.* Mechanics of Robotic Manipulation. A Bradford Book, 2001. 272 p.
10. *Niku S.B.* Introduction to Robotics: Analysis, Control, Applications. Wiley. 2010. 480 p.
11. *Craig J.J.* Introduction to Robotics: Mechanics and Control. – Prentice Hall, 2005. 408 p.
12. Springer Handbook of Robotics. Siciliano B., Khatib O. (Eds.). Springer, 2008. 1611 p.
13. *Paul R.P.* Robot Manipulators: Mathematics, Programming and Control. – The MIT Press, 1981. 279 p.
14. *Jazar R.N.* Theory of Applied Robotics: Kinematics, Dynamics, and Control. Springer. 2010. 905 p.
15. *Gasparyan O., Darbinyan H. L₁* Adaptive Control of Quadcopters. CSIT Conference 2019. IIAP, Yerevan. 2019. P. 137-140.
16. *Yang, H., Jiang, B., Zhang, K.* Direct self-repairing control of the quadrotor helicopter based on adaptive sliding mode control technique. Yantai, China. Proceedings of the 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. 2014. P. 1403-1408.
17. *Freddi A., Longhi A.* A feedback linearization approach to fault tolerance in quadrotor vehicles. Elsevier, Milan. In: Proc. of 18th IFAC World Congress. 2011. P. 5413-5418.
18. *Gasparyan O.N.* Linear and Nonlinear Multivariable Feedback Control: A Classical Approach. UK. John Wiley & Sons Ltd. 2008. 354 p.
19. *Dorf R., Bishop R.* Modern Control Systems 13-th edition. Pearson Education Limited. 2017. 1032 p.
20. *Bouabdallah A., Roland S.* PID Vs LQ control techniques applied to an indoor Micro Quadrotor. Sendai, Japan. In: IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). 2004. V. 3. P. 1-6.