

УДК 629.7.014

ПРОЕКТИРОВАНИЕ РОБАСТНЫХ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2014 О. А. Сущенко, В. Н. Азарсков

Национальный авиационный университет, г. Киев

Разработана модель трёхосной системы стабилизации и управления ориентацией осей визирования наблюдательных устройств, эксплуатируемых на БПЛА. Рассмотрены особенности процедуры робастного структурного синтеза применительно к системе исследуемого типа. Представлены результаты моделирования синтезированной системы.

Системы стабилизации, системы управления осями визирования, робастное управление, структурный синтез, стабилизированная платформа, метод смешанной чувствительности.

Введение

Одной из актуальных проблем проектирования оборудования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является необходимость обеспечения стабилизации эксплуатируемой на них аппаратуры наблюдения. В состав типовой аппаратуры наблюдения, эксплуатируемой на современных БПЛА, могут входить телекамера, цифровой фотоаппарат, лазерное сканирующее устройство и т. д. Перечисленные типы оборудования позволяют решать задачи картографии и фотосъёмки с помощью цифровой фотограмметрии и аэровидеосъёмки с помощью телекамеры высокого разрешения. Для картографических съёмок может использоваться лазерное сканирующее устройство (лазерный локатор). Использование этого устройства позволяет создать модель рельефа за счёт послышки лазерных импульсов и анализа отражённых сигналов [1]. Высокое качество изображения может быть достигнуто за счёт использования системы стабилизации и управления ориентации осями визирования устройств, которые входят в состав аппаратуры, устанавливаемой на БПЛА и обеспечивающей процесс съёмок [2].

В соответствии с классификацией, принятой Международной ассоциацией беспилотных систем и основанной на взлётной массе, БПЛА разделяются на

микро-, мини-, лёгкие, средние и тяжёлые [3]. В настоящее время для многих стран характерна тенденция развития малых БПЛА. При этом имеет место стабилизация эксплуатируемого на них оборудования. Например, гиростабилизированные платформы используются в БПЛА российской разработки ZALA 421-16EM для повышения точности процессов наблюдения [3]. Как правило, в аппаратах такого типа используется сменная нагрузка, например видеокамера, тепловизор или фотоаппарат высокого разрешения, при этом вес полезной нагрузки может достигать 3 кг.

Эксплуатация аппаратуры наблюдения на БПЛА выполняется в условиях внешних возмущений, обусловленных, прежде всего, воздействием ветра. При этом имеют место значительные параметрические возмущения. Современная тенденция проектирования систем стабилизации заключается в применении робастного управления, обеспечивающего выполнение предъявляемых к системе требований в сложных условиях эксплуатации, сопровождающихся воздействием как внутренних параметрических, так и внешних координатных возмущений. Использование робастного управления обеспечивает стабилизацию полезной нагрузки в условиях углового движения летательного аппарата, обусловленного возмущениями разного рода.

Анализ последних исследований и публикаций

Проектированию робастных систем управления посвящено значительное количество работ, например, [4, 5]. Следует отметить, что в современной научно-технической литературе значительное место уделяется проектированию робастных систем управления движением летательных аппаратов, в том числе БПЛА. В то же время вопросы создания робастных систем стабилизации эксплуатируемого на них оборудования ещё не получили должного развития. Настоящая статья посвящена решению этих проблем.

Математическое описание системы стабилизации

Для обеспечения высокой точности процессов наблюдения стабилизация соответствующей аппаратуры должна осуществляться по трём осям, связанным с летательным аппаратом. Для этого стабилизируемая платформа с установленными на ней аппаратурой наблюдения и измерительными устройствами размещается в трёхстепенном кардановом подвесе. При

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x J_x + \omega_y \omega_z (J_z - J_y) - (\omega_y^2 - \omega_z^2) J_{yz} - (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) J_{xz} + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) J_{xy} &= M_x; \\ \dot{\omega}_y J_y + \omega_x \omega_z (J_x - J_z) - (\omega_z^2 - \omega_x^2) J_{xz} - (\omega_z \omega_y + \dot{\omega}_x) J_{xy} + (\omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z) J_{yz} &= M_y; \\ \dot{\omega}_z J_z + \omega_x \omega_y (J_y - J_x) - (\omega_x^2 - \omega_y^2) J_{xy} - (\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y) J_{yz} + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_x) J_{xz} &= M_z; \end{aligned} \quad (1)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости платформы на её собственные оси; J_x, J_y, J_z – моменты инерции платформы с установленной на ней полезной нагрузкой и измерительными устройствами относительно осей подвеса; J_{yz}, J_{xz}, J_{xy} – центробежные моменты инерции относительно осей подвеса; $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ – проекции углового ускорения платформы на её собственные оси; M_x, M_y, M_z – моменты, действующие по осям подвеса. Следует отметить, что моменты инерции J_x, J_y, J_z , входящие в состав выражения (1), представляют собой эквивалентные моменты

этом должна обеспечиваться возможность разворотов в достаточно широком диапазоне, а именно: 360° по углу рыскания и $\pm 90^\circ$ по углам тангажа и крена. В общем случае система стабилизации может поддерживать режимы предварительной и точной стабилизации. Реализация этих режимов требует применения измерителей кинематических параметров в инерциальном пространстве, а именно: акселерометров и гироскопических измерителей угловой скорости. Для системы исследуемого типа в качестве таких измерителей могут использоваться маятниковые акселерометры и волоконно-оптические гироскопы.

В общем случае объект управления представляет собой платформу с установленными на ней аппаратурой наблюдения и измерительными устройствами. Математическое описание объекта управления должно включать описание его динамики и кинематики.

Динамика платформы с установленной на ней полезной нагрузкой и измерительными устройствами может быть описана уравнениями Эйлера [6]:

инерции, которые учитывают как моменты инерции платформы с установленной на ней полезной нагрузкой и измерительными устройствами, так и моменты инерции двигателей стабилизации J_m . Эквивалентные моменты инерции определяются выражениями

$$J_i = J_{pi} + n_r^2 J_m, \quad i = x, y, z, \quad (2)$$

где J_{pi}, J_m – моменты инерции платформы с установленной на ней нагрузкой и измерительными устройствами и двигателя стабилизации соответственно; n_r – передаточное отношение редуктора [7]. Соотношения для центробежных моментов

инерции платформы могут быть получены аналогично выражениям (2).

Моменты, действующие на платформу, включают следующие составляющие: моменты сухого трения в шарикоподшипниковых опорах карданового подвеса; моменты, развиваемые двигателями стабилизации, и моменты возмущения.

При создании математического описания системы в режиме точной стабилизации необходимо учитывать, что в состав каждого её контура управления входят двигатель стабилизации, широтно-импульсный модулятор (ШИМ) и гироскопический измеритель угловой скорости [8].

Составляющие моментов, действующих по осям карданового подвеса, определяются следующим образом [9]

$$M_{1i} = M_{fr} \text{sign} \omega_i; M_{2i} = c_m U_{ai} / R_a; M_{3i} = M_{dist i}; i = x, y, z, \quad (3)$$

где M_{fr} – номинальный момент трения в шарикоподшипниковых опорах, установленных в осях карданового подвеса; c_m – коэффициент нагрузки на валу двигателя; U_{ai} – напряжения управляющих обмоток якорей двигателей; R_a – сопротивление обмотки цепи якоря двигателя, $M_{dist i}$ – моменты возмущения.

Формирование напряжения в управляющей обмотке якоря двигателя описывается выражением [7, 9]

$$T_a \dot{U}_{ai} + U_{ai} = k_{PWD} U_{PWDi} - n_r c_e \omega_i, i = x, y, z, \quad (4)$$

где T_a – постоянная времени цепи якоря двигателя; c_e – коэффициент пропорциональности между угловой скоростью двигателя стабилизации и ЭДС; k_{PWD} – коэффициент передачи линеаризованного ШИМ; U_{PWDi} – напряжения на входе ШИМ.

Управляющие напряжения на выходе датчика угловой скорости $U_{\omega i}$ могут быть описаны следующим образом [8]

$$T_g^2 \ddot{U}_{\omega i} + 2\xi T_g \dot{U}_{\omega i} + U_{\omega i} = k_g \omega_i, i = x, y, z, \quad (5)$$

где T_g – постоянная времени гироскопического датчика угловой скорости; ξ – коэффициент затухания; k_g – коэффициент передачи гироскопического датчика угловой скорости.

Для описания кинематики системы стабилизации исследуемого типа необходимо ввести в рассмотрение системы координат, описывающие положение стабилизируемой платформы в инерциальном пространстве.

Положение связанной с платформой системы координат $OXYZ$ в инерциальном пространстве относительно исходной системы координат $O X_{ЛА} Y_{ЛА} Z_{ЛА}$ определяется последовательностью трёх поворотов на углы ψ, ϑ, γ , как это показано на рис. 1.

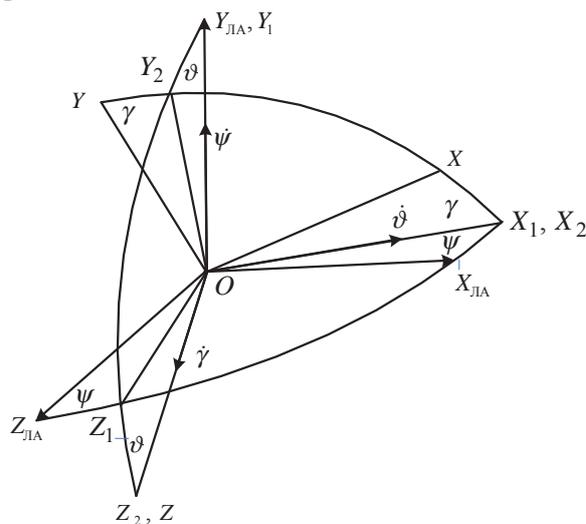


Рис. 1. Последовательность поворотов, определяющая положения платформы с установленной на ней полезной нагрузкой и измерителями

При этом соответствующие матрицы направляющих косинусов принимают вид:

$$A_1 = \begin{matrix} & X_1 & Y_1 & Z_1 \\ X_{ЛА} & \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ Y_{ЛА} & 0 & 1 & 0 \\ Z_{ЛА} & -\sin \psi & 0 & \cos \psi \end{matrix}; \quad (6)$$

$$A_2 = \begin{matrix} & X_2 & Y_2 & Z_2 \\ X_1 & 1 & 0 & 0 \\ Y_1 & 0 & \cos \vartheta & -\sin \vartheta \\ Z_1 & 0 & \sin \vartheta & \cos \vartheta \end{matrix}; \quad (7)$$

$$A_3 = \begin{matrix} & X & Y & Z \\ X_2 & \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ Y_2 & \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ Z_2 & 0 & 0 & 1 \end{matrix}. \quad (8)$$

На основании соотношений (6) – (8) матрицы направляющих косинусов от осей XYZ к осям $X_{ЛА} Y_{ЛА} Z_{ЛА}$ и от осей $X_{ЛА} Y_{ЛА} Z_{ЛА}$ к осям XYZ становятся такими:

$$A = \begin{matrix} & X & Y & Z \\ X_{ЛА} & \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \vartheta \\ Y_{ЛА} & \cos \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & -\sin \vartheta \\ Z_{ЛА} & -\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \vartheta \end{matrix}; \quad (9)$$

$$A^T = \begin{matrix} & X_{ЛА} & Y_{ЛА} & Z_{ЛА} \\ X & \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \sin \gamma & -\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ Y & -\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ Z & \sin \psi \cos \vartheta & -\sin \vartheta & \cos \psi \cos \vartheta \end{matrix}. \quad (10)$$

Определение угловых скоростей, задаваемых регулятором системы стабилизации, осуществляется следующим образом. Если ω – угловая скорость платформы, на которой устанавливается аппаратура наблюдения и устройства измерения угловой скорости платформы в инерциальном пространстве, а Ω – угловая скорость платформы, обусловленная действием моментов управления, то условие точной стабилизации принимает вид [10]

$$\Omega + \omega = 0. \quad (11)$$

Если считать, что переход к новому положению платформы в инерциальном пространстве в соответствии с рис. 1 осуществляется поворотами на углы ψ, ϑ, γ , то угловые скорости всех рамок карданового подвеса с учётом матриц направляющих косинусов (6) – (8) будут определяться следующим образом

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_1} \\ \omega_{Y_1} \\ \omega_{Z_1} \end{bmatrix} = A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_2} \\ \omega_{Y_2} \\ \omega_{Z_2} \end{bmatrix} = A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_2^T \left(A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right); \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = A_3^T A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_3^T \left(A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + A_2^T \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} \right) = A^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \cos \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma \\ -\dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma \\ \dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \vartheta \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Следует отметить, что угловые скорости платформы определяются выражениями (12) – (14), если оси карданового подвеса в начальный момент времени совпадают с осями БПЛА. С учётом этого

обстоятельства последовательность поворотов платформы с установленным на ней оборудованием и измерительными устройствами во время стабилизации будет соответствовать рис. 2.

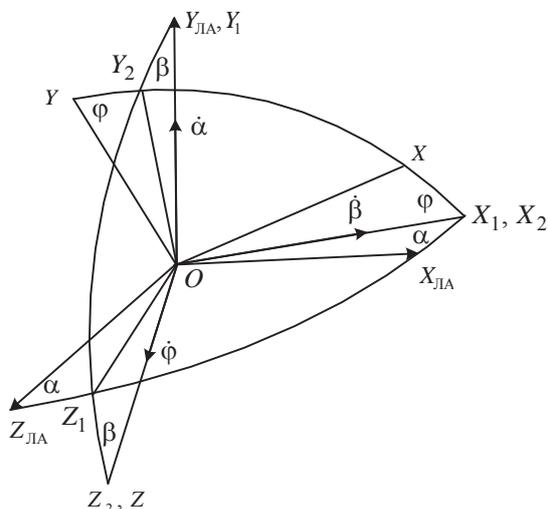


Рис. 2. Последовательность поворотов осей карданового подвеса в процессе стабилизации платформы

Условие точной стабилизации (11) в проекциях на оси платформы принимает вид

$$\begin{aligned} \Omega_x + \omega_x &= 0; \\ \Omega_y + \omega_y &= 0; \\ \Omega_z + \omega_z &= 0. \end{aligned} \tag{15}$$

Проекции угловой скорости стабилизации платформы на её собственные оси в соответствии с рис. 2 могут быть определены следующими соотношениями

$$\begin{aligned} \Omega_x &= \dot{\beta} \cos \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \sin \varphi; \\ \Omega_y &= -\dot{\beta} \sin \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \cos \varphi; \\ \Omega_z &= \dot{\varphi} - \dot{\alpha} \sin \beta. \end{aligned} \tag{16}$$

На основании соотношений (16) с учётом уравнений (15) можно получить выражения для угловых скоростей платформы в процессе её стабилизации

$$\begin{aligned} -\omega_x &= \dot{\beta} \cos \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \sin \varphi; \\ -\omega_y &= -\dot{\beta} \sin \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \cos \varphi; \\ -\omega_z &= \dot{\varphi} - \dot{\alpha} \sin \beta. \end{aligned} \tag{17}$$

Используя выражения (17), после некоторых преобразований можно получить дифференциальные уравнения угловых скоростей стабилизации рамок карданового подвеса

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\frac{1}{\cos \beta} (\omega_x \sin \varphi + \omega_y \cos \varphi); \\ \dot{\beta} &= -\omega_x \cos \varphi + \omega_y \sin \varphi; \\ \dot{\varphi} &= \frac{\sin \beta}{\cos \beta} (\omega_x \sin \varphi + \omega_y \cos \varphi) - \omega_z. \end{aligned} \tag{18}$$

При создании математического описания системы стабилизации необходимо учитывать, что моменты управления, формируемые в регуляторе, управляют движением рамок карданового подвеса, а модель динамики системы (1) определяется в проекциях на её собственные оси. Выражения для составляющих моментов управления могут быть определены на основании следующих преобразований

$$\begin{bmatrix} M_{X(1)} \\ M_{Y(1)} \\ M_{Z(1)} \end{bmatrix} = A_3^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_{Z_2} \end{bmatrix}; \tag{19}$$

$$\begin{bmatrix} M_{X(2)} \\ M_{Y(2)} \\ M_{Z(2)} \end{bmatrix} = A_3^T A_2^T \begin{bmatrix} M_{X_1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi M_{X_1} \\ -\sin \varphi M_{X_1} \\ 0 \end{bmatrix}; \tag{20}$$

$$\begin{bmatrix} M_{X(3)} \\ M_{Y(3)} \\ M_{Z(3)} \end{bmatrix} = A_3^T A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ M_{Y_{ЛА}} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \sin \varphi M_{Y_{ЛА}} \\ \cos \beta \cos \varphi M_{Y_{ЛА}} \\ -\sin \beta M_{Y_{ЛА}} \end{bmatrix}. \tag{21}$$

На основании выражений (19) – (21) проекции моментов управления платформой на её собственные оси принимают вид

$$\begin{aligned} M_x &= \sum_{i=1}^3 M_{X(i)} = \cos \varphi M_{X_1} + \cos \beta \sin \varphi M_{Y_{ЛА}}; \\ M_y &= \sum_{i=1}^3 M_{Y(i)} = -\sin \varphi M_{X_1} + \cos \beta \cos \varphi M_{Y_{ЛА}}; \\ M_z &= \sum_{i=1}^3 M_{Z(i)} = M_{Z_2} - \sin \beta M_{Y_{ЛА}}. \end{aligned} \tag{22}$$

Соотношения (1) – (5), (9), (10) и (18), (22) представляют собой математическое описание системы стабилизации аппаратуры наблюдения, эксплуатируемой на БПЛА. В современной теории управления проектирование робастных систем принято осуществлять в два этапа. На первом этапе осуществляется робастный синтез, основанный на использовании линеаризованной модели, представленной в пространстве состояний. На втором этапе выполняется проверка синтезированной системы при помощи имитационного моделирования. В зависимости от полученных результатов первый этап может выполняться повторно после внесения изменений в начальные условия и весовые передаточные функции, входящие в критерий оптимизации.

Реализация робастного синтеза требует использования линеаризованной модели в пространстве состояний. Такая мо-

дель может быть получена на основании соотношений (1) – (5), (9), (10) и (18), (22) с учетом:

- 1) пренебрежения центробежными моментами платформы и разницей осевых моментов, что позволяет значительно упростить выражения (1);
- 2) наличия только малых углов поворота платформы, что позволяет упростить выражения (9), (10), (18), (22);
- 3) замены нелинейных моментов трения линеаризованными моментами [7];
- 4) использования линеаризованной модели ШИМ;
- 5) пренебрежения моментами возмущения, действующими на платформу, в выражении (1).

На основании выражений (1) – (8), (9), (10), (18), (22) и перечисленных предположений линейная модель объекта стабилизации для вектора состояний

$$x^T = [\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad U_{\omega X} \quad U_{\omega Y} \quad U_{\omega Z} \quad U_{aX2} \quad U_{aX1A} \quad U_{aZ1} \quad \omega_X \quad \omega_Y \quad \omega_Z \quad U_{\omega dX} \quad U_{\omega dY} \quad U_{\omega dZ}] \quad (23)$$

может быть представлена четвёркой матриц A, B, C, D в пространстве состояний

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_x) & 0 & 0 & -f_x / J_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_y) & 0 & 0 & -f_y / J_y & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_z) & 0 & 0 & -f_z / J_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & -2\xi / T_g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & -2\xi / T_g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & 0 & -2\xi / T_g \end{bmatrix},$$

где $U_{\omega dX}, U_{\omega dY}, U_{\omega dZ}$ – производные от напряжений $U_{\omega X}, U_{\omega Y}, U_{\omega Z}$; f_x, f_y, f_z – коэффициенты линеаризованных моментов трения [7];

$$B^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{pWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{pWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{pWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (24)$$

Математическое описание (23), (24) может быть положено в основу процедуры проведения робастной структурной оптимизации.

Алгоритм структурного синтеза робастной системы стабилизации

Одним из современных подходов к структурному синтезу робастных систем стабилизации является H_∞ -синтез. Его основные принципы представлены во многих работах, например, [4], [5]. Стандартная конфигурация системы, проектируемой средствами H_∞ -синтеза, показана на рис. 3.

Такая система состоит из объекта управления G и регулятора K и может быть охарактеризована выходным вектором параметров z , подлежащим оптимизации, вектором внешних входных сигналов w , вектором сигналов управления u и вектором измеряемых сигналов y , поступающим на вход регулятора [4, 5]. Постановка проблемы H_∞ -синтеза использует понятие так называемой взаимосвязанной системы [5].

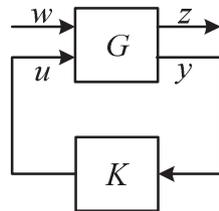


Рис. 3. Стандартная H_∞ -конфигурация

Рассмотрим систему, представленную на рис. 4 [4].

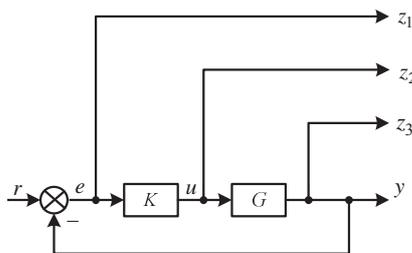


Рис. 4. Структурная схема проектируемой системы

Для такой системы взаимосвязь между сигналами может быть описана следующими выражениями [4]

$$w = r; z = \begin{bmatrix} e \\ u \\ y \end{bmatrix}; P = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & -G \\ 0 & I \\ 0 & G \\ I & -G \end{bmatrix}, \tag{25}$$

здесь P – передаточная функция взаимосвязанной системы.

При этом передаточная функция от входа w к выходу z принимает вид

$$T_w^z = P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}.$$

Постановка оптимизационной задачи робастного структурного синтеза может быть представлена в следующем виде [4, 5]

$$K_{\text{опт}} = \arg \inf_{K_{\text{опт}} \in K_{\text{доп}}} J(G, K), \tag{26}$$

$$\text{где } J(G, K) = \left\| \begin{bmatrix} (I + GK)^{-1} \\ K(I + GK)^{-1} \\ GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty. \tag{27}$$

Оптимизационная задача (26) может быть решена при помощи метода смешанной чувствительности [4, 5]. Современный подход к решению проблемы робастной структурной оптимизации основывается на формировании желаемых частотных характеристик системы (loop shaping) при помощи расширения объекта за счёт введения весовых передаточных функций, как это показано на рис. 5 [5].

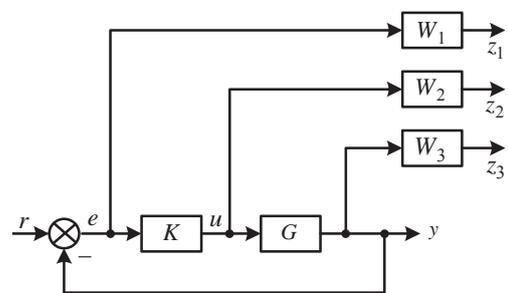


Рис. 5. Структурная схема проектируемой системы, расширенной при помощи весовых передаточных функций

При использовании метода смешанной чувствительности в качестве критерия оптимизации вместо формулы (27) может быть использовано выражение, которое представляет собой H_∞ -норму функции смешанной чувствительности расширенной системы [4, 5]

$$J(G, K) = \left\| \begin{bmatrix} W_1(I + GK)^{-1} \\ W_2K(I + GK)^{-1} \\ W_3GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty = \left\| \begin{bmatrix} W_1S \\ W_2R \\ W_3T \end{bmatrix} \right\|_\infty, \quad (28)$$

где W_1, W_2, W_3 – весовые передаточные функции; S, R, T – функции чувствительности по заданному сигналу и управлению, а также комплементарная функция чувствительности.

Реализация процедуры H_∞ -синтеза методом смешанной чувствительности основана на решении двух уравнений Риккати, проверке некоторых условий и минимизации H_∞ -нормы функции смешанной чувствительности системы (28) [4, 5]. Следует отметить, что существуют автоматизированные средства решения этой проблемы, основанные на использовании вычислительной системы MatLab. Соответствующая процедура оптимизации требует применения математического описания взаимосвязанной системы (25).

Процедура H_∞ -синтеза включает такие этапы, как создание математического описания системы (как линеаризованного, так и с учётом нелинейностей, присущих реальным системам), выбор весовых передаточных функций, расширение объекта управления и собственно структурный синтез. Эти стадии могут быть реализованы посредством использования пакета расширения Robust Control, входящего в состав вычислительной системы MatLab.

Одним из наиболее ответственных этапов процедуры робастного структурного синтеза является выбор весовых передаточных функций на основании эвристических подходов. В процессе синтеза исследуемой системы были получены выра-

жения для весовых передаточных функций следующего вида

$$W_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{s} \frac{0,1s + 20}{s + 0,005} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{s} \frac{0,02s + 10}{s + 0,002} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{s} \frac{0,01s + 10}{s + 0,001} \end{bmatrix};$$

$$W_2 = \begin{bmatrix} 0,04 & 0 & 0 \\ 0 & 0,04 & 0 \\ 0 & 0 & 0,04 \end{bmatrix};$$

$$W_3 = \begin{bmatrix} \frac{s}{0,005s + 50} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{s}{0,002s + 20} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{s}{0,001s + 10} \end{bmatrix}.$$

Структура синтезированного робастного регулятора может быть описана в пространстве состояний следующей четвёркой матриц:

$$A_p = \begin{bmatrix} 186,3 & 352,6 & 45,83 & 11,33 & 43,7 \\ 711,8 & -966,3 & -179,7 & -12,17 & -11,6 \\ -117,75 & 126,7 & -18,41 & -15,84 & -15,62 \\ -343,7 & 517,3 & 136,8 & 19,39 & -23,43 \\ -218,3 & 268,8 & 20,53 & 18,75 & -25,89 \end{bmatrix};$$

$$B_p^T = \begin{bmatrix} 20,98 & -37,1 & -8,3 & -5,36 & -7,25 \\ 17,6 & -32,1 & -7,3 & -4,2 & 6,23 \\ 15,6 & -30,5 & 5,4 & -3,1 & -5,21 \end{bmatrix};$$

$$C_p = \begin{bmatrix} 8,31 & -9,8 & -4,78 & -1,43 & 2,35 \\ 9,6 & -6,4 & 12,2 & -1,2 & 16,3 \\ 11,2 & -7,5 & 9,2 & -11,1 & -15,21 \end{bmatrix};$$

$$D_p = \begin{bmatrix} -0,9 & -0,543 & -0,217 \\ -0,6 & -0,312 & -0,123 \\ -0,4 & -0,213 & -0,223 \end{bmatrix}.$$

Результаты моделирования синтезированной системы представлены на рис. 6, 7.

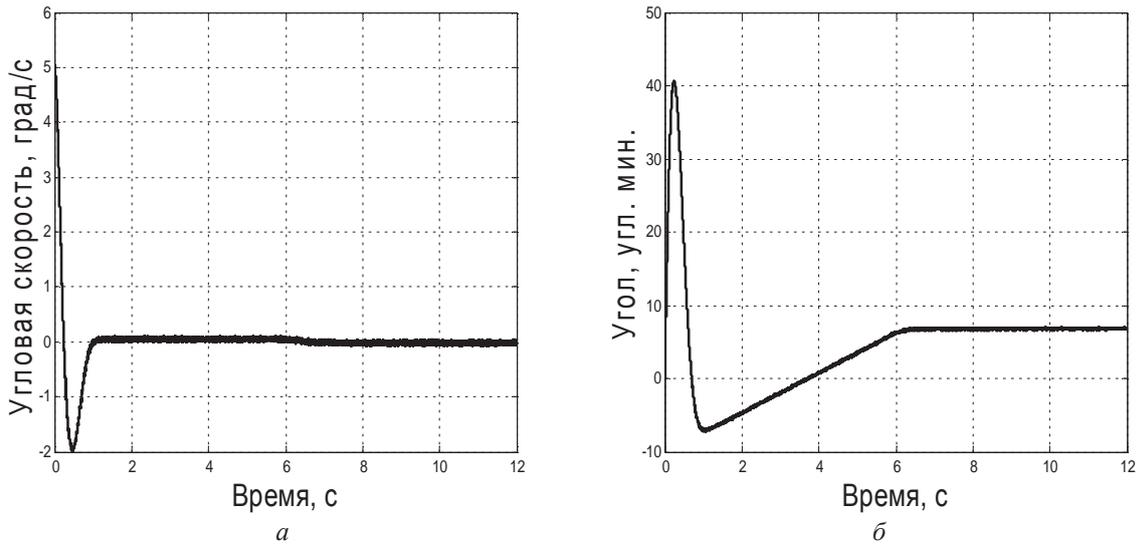


Рис. 6. Результаты моделирования движения платформы в режиме предварительной стабилизации: а – обработка заданной угловой скорости; б – ошибка определения углового положения

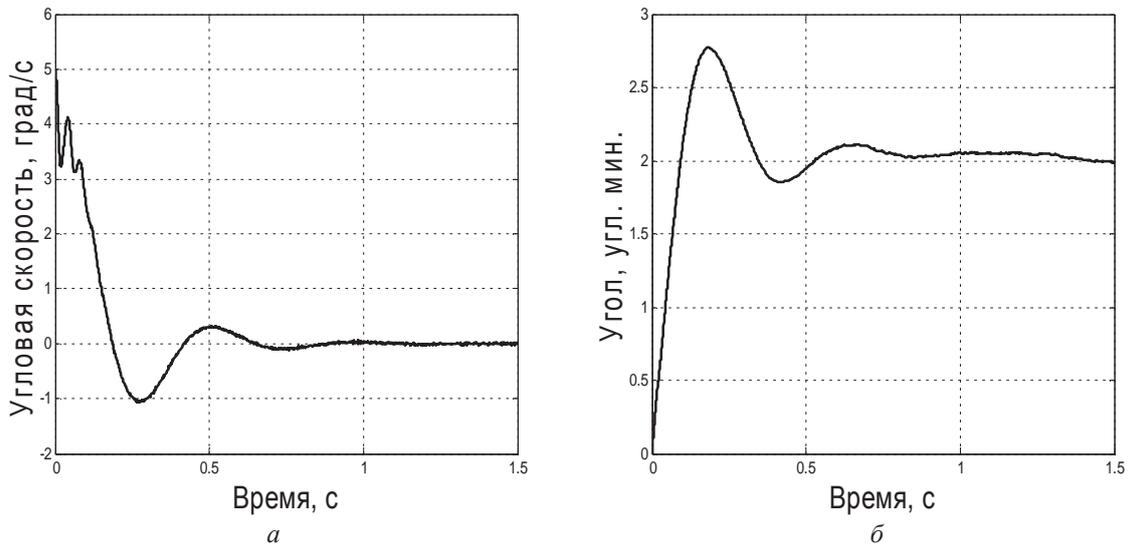


Рис. 7. Результаты моделирования движения платформы в режиме точной стабилизации: а – обработка заданной угловой скорости; б – ошибка определения углового положения

На представленных графиках в качестве возмущения рассматривалась угловая скорость БПЛА, на котором устанавливается аппаратура наблюдения. Представленные результаты свидетельствуют о возможности достижения приемлемых показателей по точности стабилизации и быстродействию в условиях воздействия внешних возмущений.

Выводы

В статье представлены основные подходы к робастному структурному син-

тезу системы стабилизации аппаратуры наблюдения, эксплуатируемой на БПЛА. Получено математическое описание гироскопической системы стабилизации, обеспечивающей стабилизацию и управление ориентацией осей визирования аппаратуры наблюдения. Выбраны матрицы весовых передаточных функций, обеспечивающие робастный структурный синтез системы исследуемого типа. Эффективность предложенных подходов подтверждается результатами моделирования синтезированной системы.

Библиографический список

1. www.balt-agp.ru/services/aerofoto.htm. Aerial Photography with application of UAV.
2. Hilkert J.M. Inertially stabilized platform technology // IEEE Control Systems Magazine. 2008. V. 28, no. 1. P. 26-46.
3. www.aviales.ru/popup.aspx?document=378. Market report of unmanned means which may be used for forest protection against fire.
4. Gu D.W., Petkov P.Hr., Konstantinov M.M. Robust control design with MATLAB. London: Springer-Verlag, 2005. 576 p.
5. Skogestad S., Postlethwaite I. Multivariable feedback control. New York: John Wiley, 1997. 564 p.
6. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Гостехиздат, 1961. 822 с.
7. Кочергин В.В. Следящие системы с двигателями постоянного тока. Л.: Энергоатомиздат, 1988. 168 с.
8. Sushchenko O.A. Mathematical model of inertially stabilized platform for aircraft observation equipment // Aviation in the XXI-st century. Safety in Aviation and Space Technology: the Fourth World Congress, Kiev. 2010. V. 1. P. 21.43-21.46.
9. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Часть 1: Теория гироскопов и гиросtabilизаторов. М.: Высшая школа, 1971. 567 с.
10. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. М.: Наука, 1978. 320 с.

Информация об авторах

Сущенко Ольга Андреевна, кандидат технических наук, профессор кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный авиационный университет (г. Киев, Украина). E-mail: sushoa@ukr.net. Область научных интересов: системы стабилизации информационно-измерительных устройств, эксплуатируемых на подвижных объектах широкого класса.

Азарсков Валерий Николаевич, доктор технических наук, заведующий кафедрой систем управления летательных аппаратов, Национальный авиационный университет (г. Киев, Украина). E-mail: azarskov@nau.edu.ua. Область научных интересов: системы управления подвижными объектами широкого класса.

DESIGN OF ROBUST SYSTEMS FOR THE STABILIZATION OF UNMANNED AIRCRAFT EQUIPMENT

© 2014 O. A. Sushchenko, V. N. Azarskov

National Aviation University, Kiev, Ukraine

A model of a triaxial system for the stabilization and control of sight axis orientation of observation devices operated at unmanned aircraft is developed. The features of the robust structural synthesis procedure as applied to a system of the type analyzed are discussed. The results of the simulation of a synthesized system are presented.

Stabilization systems, systems of control by lines of sight, robust control, structural synthesis, stabilized platform; method of mixed sensitivity.

References

1. www.balt-agp.ru/services/aerofoto.htm. Aerial Photography with application of UAV.
2. Hilkert J.M. Inertially stabilized platform technology // IEEE Control Systems Magazine. 2008. V. 28, no. 1. P. 26-46.
3. www.aviales.ru/popup.aspx?document=378. Market report of unmanned means which may be used for forest protection against fire.
4. GuD.W., Petkov P.Hr., Konstantinov M.M. Robust control design with MATLAB. London: Springer-Verlag, 2005. 576 p.
5. Skogestad S., Postlethwaite I. Multivariable feedback control. New York: John Wiley, 1997. 564 p.
6. Lurye A.I. Analiticheskaya mekhanika [Analytical mechanics]. Moscow: Gostechizdat Publ., 1961. 822 p.
7. Kochergin, V.V. Sledyashchie sistemy s dvigatelyami postoyannogo toka [Servo systems with direct current motors]. Leningrad: Energoatomizdat Publ., 1988. 168 p.
8. Sushchenko O.A. Mathematical model of inertially stabilized platform for aircraft observation equipment // Aviation in the XXI-st century. Safety in Aviation and Space Technology: the Fourth World Congress, Kiev. 2010. V. 1. P. 21.43-21.46.
9. Pelpor D.S. Girokopicheskie sistemy. Chast' 1: Teoriya girokopov i girostabilizatorov [Gyro systems. Part 1: Theory of gyros and gyrostabilizers]. Moscow: Visshaya shkola Publ., 1976. 566 p.
10. Rivkin S.S. Stabilizatsiya izmeritel'nykh ustroystv na kachayushchemsya osnovanii [Stabilization of measuring devices on an oscillating base]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 320 p.

About the authors

Sushchenko Olga Andreevna, Candidate of Science (Engineering), Professor of the Aircraft Control Systems Department, National Aviation University (Kiev, Ukraine). E-mail: sushoa@ukr.net. Area of research: systems for the stabilization of information-measuring devices, operated on wide-class vehicles.

Azarskov Valeriy Nikolaevich, Doctor of Science (Engineering), Head of the Aircraft Control Systems Department, National Aviation University (Kiev, Ukraine). E-mail: azarskov@nau.edu.ua. Area of research: systems for the control of wide-class vehicles.