

УДК 517.938

## СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ МАЛОВЫСОТНОГО КОНТУРА БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА\*

А.М. БРОННИКОВ, Е.О. КАРАВАШКИНА, В.С. КУЛАБУХОВ, А.Ю. ЧЕКИН

Рассматривается синтез закона управления общим шагом несущего винта беспилотного вертолета в режиме маловысотного полета. Новизной работы является использование в нижнем контуре системы управления адаптивного закона с идентификатором и эталонной моделью, который обеспечивает автоматическую компенсацию возмущений в канале управления высотой при произвольном маневрировании по крену и рысканию. Верхний уровень обеспечивает стабилизацию заданной высоты по сигналам радиовысотомера с желаемой амплитудно-частотной характеристикой для ошибки стабилизации.

**Ключевые слова:** маловысотный контур, стабилизация геометрической высоты, эталонная модель, идентификатор, адаптивная система, метод частотных характеристик.

### Введение

Успешное применение беспилотного вертолета (БПВ) на малых и предельно малых высотах связывается с возможностью уверенного и безопасного облета препятствий по высоте и по направлению. В статье рассматривается решение задачи синтеза закона управления общим шагом несущего винта БПВ одновинтовой схемы в режиме облета препятствий по сигналам радиовысотомера. Считается, что комплексная система управления состоит из двух уровней: нижнего – системы улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) и верхнего – системы автоматического управления (САУ). Задача формирования управления в боковом канале не рассматривается. Считается, что по крену и рысканию вертолет может произвольно маневрировать в пределах заданных ограничений, огибая препятствия по направлению. При этом канал управления высотой независимо от текущего крена вертолета и угловой скорости рыскания должен обеспечивать стабилизацию заданной высоты полета над рельефом. Синтез закона управления проводится в два этапа.

На первом этапе синтезируется закон управления СУУ. Для этого используются алгоритмы адаптивной системы управления с идентификатором и эталонной моделью, обеспечивающие инвариантность канала управления вертикальной скоростью к произвольному маневрированию по крену и рысканию в условиях параметрической неопределенности математической модели БПВ и воздействии неконтролируемых внешних возмущений. Данные алгоритмы обеспечивают желаемую динамику управления вертикальной скоростью БПВ, заданную в виде неявной эталонной модели. Это придает системе управления свойство универсальности – заданная динамика управления вертикальной скоростью обеспечивается не для конкретного БПВ, а для любого БПВ из класса вертолетов, построенных по классической схеме управления. Возможной корректировки требуют только назначаемые параметры эталонной модели в зависимости от маневренных характеристик вертолета.

На втором этапе синтезируется закон управления САУ, обеспечивающий стабилизацию заданной высоты полета над рельефом. Так как СУУ обеспечивает стабильную, заданную в виде эталонной модели динамику управления вертикальной скоростью, то для второго этапа синтеза неопределенность в математической модели процесса управления высотой отсутствует. Это позволяет использовать для синтеза закона управления САУ метод частотных характеристик и

---

\* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант 14-08-01173а.

обеспечить желаемую амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) для ошибки стабилизации высоты.

Синтезированные законы управления являются адаптивными и способны автоматически подстраиваться под текущие свойства объекта управления. Такая универсальность позволяет использовать их без изменения на различных классах БПВ одновинтовой схемы.

Приводятся результаты численных исследований синтезированных законов управления. В качестве объектов управления используются модели нескольких вертолетов авиасимулятора X-Plane. Данные модели являются закрытыми и для пользователя выступают в виде «черного ящика». Проведенные численные исследования подтверждают работоспособность и универсальность синтезированных законов управления.

## Постановка задачи

Рассматривается нелинейная математическая модель динамики полета БПВ

$$\underbrace{\begin{pmatrix} \dot{V}_{kx} \\ \dot{V}_{ky} \\ \dot{V}_{kz} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{V}_{yg} \\ \dot{H}_a \end{pmatrix}}_{\dot{x}} = \underbrace{\begin{pmatrix} V_{ky}\omega_z - V_{kz}\omega_y + \bar{X} - g \sin \vartheta \\ V_{kz}\omega_x - V_{kx}\omega_z + \bar{Y} - g \cos \vartheta \cos \gamma \\ V_{kx}\omega_y - V_{ky}\omega_x + \bar{Z} + g \cos \vartheta \sin \gamma \\ (J_y - J_z)\omega_y\omega_z / J_x + \bar{M}_x \\ (J_z - J_x)\omega_x\omega_z / J_y + \bar{M}_y \\ (J_x - J_y)\omega_x\omega_y / J_z + \bar{M}_z \\ \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma \\ \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)tg\vartheta \\ \bar{Y}_g - g \\ V_{yg} \end{pmatrix}}_{F(x,a,t)+S(x,a,t)w(t)} + \underbrace{\begin{pmatrix} \bar{X}^\kappa & \bar{X}^\eta & \bar{X}^{\varphi_{\text{ош}}} & 0 \\ \bar{Y}^\kappa & \bar{Y}^\eta & \bar{Y}^{\varphi_{\text{ош}}} & 0 \\ 0 & \bar{Z}^\eta & \bar{Z}^{\varphi_{\text{ош}}} & \bar{Z}^{\varphi_{\text{рв}}} \\ \bar{M}_x^\kappa & \bar{M}_x^\eta & 0 & \bar{M}_x^{\varphi_{\text{рв}}} \\ \bar{M}_y^\kappa & \bar{M}_y^\eta & \bar{M}_y^{\varphi_{\text{ош}}} & \bar{M}_y^{\varphi_{\text{рв}}} \\ \bar{M}_z^\kappa & \bar{M}_z^\eta & \bar{M}_z^{\varphi_{\text{ош}}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \bar{Y}_g^\kappa & \bar{Y}_g^\eta & \bar{Y}_g^{\varphi_{\text{ош}}} & \bar{Y}_g^{\varphi_{\text{рв}}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}}_{B(x,a,t)} \underbrace{\begin{pmatrix} \kappa \\ \eta \\ \varphi_{\text{ош}} \\ \varphi_{\text{рв}} \end{pmatrix}}_u, \quad (1)$$

здесь вектор состояния  $x$  математической модели включает: проекции земной скорости  $V_{kx}$ ,  $V_{ky}$  и  $V_{kz}$  и проекции угловой скорости  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  и  $\omega_z$  на оси связанной системы координат; углы крена  $\gamma$  и тангажа  $\vartheta$ ; вертикальную скорость  $V_{yg}$ ; абсолютную высоту полета  $H_a$ . Вектор управления  $u$  включает продольный  $\kappa$  и поперечный  $\eta$  наклоны тарелки автомата перекоса, а также углы отклонения общего шага несущего винта  $\varphi_{\text{ош}}$  и общего шага рулевого винта  $\varphi_{\text{рв}}$ . В качестве  $\bar{X}(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$ ,  $\bar{Y}(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$ ,  $\bar{Z}(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, m)$  обозначены проекции на оси связанной системы координат полной аэродинамической силы вертолета при нулевых управлениях, которые отнесены к массе вертолета  $m$ , зависят от угловой скорости оборотов несущего винта  $\Omega_{\text{нв}}$ , составляющих воздушной скорости полета на оси связанной системы координат  $V_x$ ,  $V_y$  и  $V_z$  ( $V_i = V_{ki} - U_i$ ,  $U_i$  – соответствующая проекция скорости ветра) и плотности воздуха  $\rho$ ;  $\bar{M}_x(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_x)$ ,  $\bar{M}_y(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_y)$ ,  $\bar{M}_z(\Omega_{\text{нв}}, V_x, V_y, V_z, \rho, J_z)$  – отнесенные к моментам инерции  $J_x$ ,  $J_y$  и  $J_z$  суммарные аэродинамические моменты вертолета относительно осей связанной системы координат при нулевом векторе управлений;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\bar{X}^i$ ,  $\bar{Y}^i$ ,  $\bar{Z}^i$  и  $\bar{M}_j^i$  – производные аэродинамических сил и моментов, характеризующих эффективность управлений;  $F(x,a,t)$  – вектор-функция состояния;  $a$  – вектор параметров;  $t$  – текущее время;  $w(t)$  – вектор неконтролируемых внешних возмущений, под которыми понимается в первую очередь ветер;  $B(x,a,t)$  – матрица коэффициентов эффективности

управления;  $S(x, a, t)$  – матрица коэффициентов эффективности возмущений;  $x \in X$ , где  $X$  – множество возможных состояний объекта (1). Принимается допущение, что действующие на вертолет аэродинамические силы и моменты, а также их производные являются неизвестными функциями (параметры вектора  $a$  неизвестны).

Ошибка выдерживания геометрической высоты удовлетворяет равенствам (рис. 1)

$$\Delta H = H - H_{\text{зад}} = H_a - H_p - H_{\text{зад}}, \quad (2)$$

где  $H$  – геометрическая высота;  $H_{\text{зад}}$  – заданная геометрическая высота;  $H_p$  – высота рельефа.

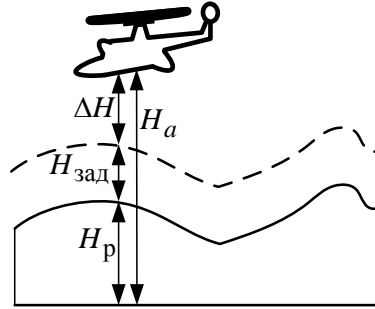


Рис. 1. Соотношения высот

Таким образом, параметры математической модели (1) неизвестны. Непосредственно измеряются: воздушная скорость  $V$ ; вертикальная скорость  $V_{yg}$ ; вертикальное ускорение  $\dot{V}_{yg}$ ; угловые скорости  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  и  $\omega_z$  по осям связанной системы координат; углы крена  $\gamma$  и тангажа  $\vartheta$ ; геометрическая высота  $H$ . Требуется синтезировать закон управления общим шагом несущего винта  $\varphi_{\text{ош}}$ , обеспечивающий заданную АЧХ  $W_{\text{ож}}(\omega)$  для ошибки выдерживания геометрической высоты  $\Delta H$  при произвольном горизонтальном маневрировании с ограниченными в зависимости от типа БПВ углами крена, тангажа и угловой скоростью рыскания.

### Законы управления СУУ

В контуре управления общим шагом несущего винта СУУ предлагается использовать адаптивный закон управления с идентификатором и эталонной моделью, основанный на упрощенных требованиях к идентификатору [1-4]. В перечисленных работах показано, что для обеспечения заданной точности слежения за эталонной моделью от идентификатора не требуется получения асимптотически точных оценок параметров. Требуется лишь выполнение некоторых структурных условий, а также обеспечение малой нормы невязки идентификации  $\varepsilon$  (не путать с ошибкой оценки параметров), по которой в большинстве алгоритмов идентификации настраиваются оценки параметров.

Желаемое качество управления вертикальной скоростью задается в виде эталонной модели

$$\dot{V}_{yg}^M = a^M V_{yg}^M + b^M X_{\text{ош}}, \quad (3)$$

где  $V_{yg}^M$  – эталонный сигнал вертикальной скорости;  $a^M$  ( $a^M < 0$ ) и  $b^M$  – параметры эталонной модели;  $X_{\text{ош}}$  – поступающее от САУ задающее воздействие в канале управления общим шагом несущего винта. Качество управления оценивается по ошибке слежения

$$e = V_{yg} - V_{yg}^M.$$

Таким образом, слежение за эталонной моделью осуществляется не по всему вектору состояния, а только по вертикальной скорости.

Идентификации подлежат только параметры 9-й строки математической модели (1). В качестве предсказателя в идентификаторе используется псевдолинейная регрессия [5, с. 173], которая в рассматриваемом случае экспериментальным путем выбрана в следующем виде

$$\dot{\hat{V}}_{ygi} = \hat{a}_i^V V_i + \hat{a}_i^{V_{yg}} V_{ygi} + \hat{a}_i^{\vartheta} \vartheta_i + \hat{a}_i^{\gamma} \gamma_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{оши}}} \varphi_{\text{оши}} + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\eta} \eta_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\kappa} \kappa_i + \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{рвб}}} \varphi_{\text{рвб}} + \hat{a}_{0i} + \hat{a}_i^t \sin 0,2t_i = \hat{\theta}_i^T z_i,$$

где  $\hat{\theta}_i = [\hat{a}_i^V \quad \hat{a}_i^{V_{yg}} \quad \hat{a}_i^{\vartheta} \quad \hat{a}_i^{\gamma} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{оши}}} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\eta} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\kappa} \quad \hat{b}_{V_{yg}i}^{\varphi_{\text{рвб}}} \quad \hat{a}_{0i} \quad \hat{a}_i^t]$  – вектор-строка оценок параметров;  $z_i^T = [V_i \quad V_{ygi} \quad \vartheta_i \quad \gamma_i \quad \varphi_{\text{оши}} \quad \eta_i \quad \kappa_i \quad \varphi_{\text{рвб}} \quad 1 \quad \sin 0,2t_i]$  – вектор факторов;  $i$  – квантор времени. Составляющая  $\hat{a}_{0i} + \hat{a}_i^t \sin 0,2t_i$  предназначена для идентификации постоянных и медленно изменяющихся возмущений. В качестве алгоритма текущей идентификации используется рекуррентный метод наименьших квадратов с фактором забывания [5]

$$\hat{\theta}_i = \hat{\theta}_{i-1} + \varepsilon_i z_i^T P_i,$$

где  $P_i$  – положительно определенная квадратная матрица коэффициентов усиления идентификатора размером 10. Алгоритм для вычисления  $P_i$  приведен в [5, с. 266]. Невязка идентификации вычисляется по формуле

$$\varepsilon_i = \dot{V}_{ygi} - \dot{\hat{V}}_{ygi} = \dot{V}_{ygi} - \hat{\theta}_i^T z_i. \quad (4)$$

Большинство алгоритмов идентификации обеспечивает быструю сходимость (за несколько шагов работы алгоритма) невязки  $\varepsilon_i$  в малую область в окрестности нуля (например, [2]). Для вычисления невязки идентификации требуется информация о вертикальном ускорении (4). Можно избежать данного недостатка за счет численного вычисления производной вертикальной скорости, как показано в [6]. В этом случае слежение за эталонным сигналом будет обеспечиваться лишь в ограниченной частотной области. Ниже будем считать оценки параметров непрерывными величинами, что допустимо при существенном превышении частоты дискретизации алгоритма текущей идентификации правой границы области рабочих частот БПВ.

Подробный синтез законов управления СУУ вертолета приведен в [7]. Здесь лишь приведем законы управления СУУ, а также условия, при которых обеспечивается слежение вертикальной скорости за эталонным сигналом.

Законы управления СУУ имеют следующий вид:

$$\varphi_{\text{оши}} = \frac{1}{\hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}}} \left( (a^M - \hat{a}^{V_{yg}}) V_{yg} + b^M X_{\text{оши}} - \hat{a}^V V - \hat{a}^{\vartheta} \vartheta - \hat{a}^{\gamma} \gamma - \hat{a}_0 - \hat{a}^t \sin 0,2t - \hat{b}_{V_{yg}}^{\eta} \eta - \hat{b}_{V_{yg}}^{\kappa} \kappa - \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{рвб}}} \varphi_{\text{рвб}} \right); \quad (5)$$

$$\eta = \eta_0 + W_{\eta}^{\omega_x} \omega_x + W_{\eta}^{X_{\gamma}} X_{\gamma};$$

$$\kappa = \kappa_0 + W_{\kappa}^{\omega_z} \omega_z + W_{\kappa}^{X_{\vartheta}} X_{\vartheta};$$

$$\varphi_{\text{рвб}} = \varphi_{\text{рвб}0} + W_{\varphi_{\text{рвб}}}^{\omega_y} \omega_y + W_{\varphi_{\text{рвб}}}^{X_{\text{н}}} X_{\text{н}},$$

где  $X_{\gamma}$ ,  $X_{\vartheta}$ ,  $X_{\text{н}}$  и  $X_{\text{оши}}$  – задающие воздействия в поперечном, продольном, путевом каналах и канале управления высотой, поступающие от САУ; произвольные  $W_j^i$  – передаточные функции в соответствующих каналах управления, содержащие в общем случае динамические звенья; нижним символом «б» обозначены балансировочные значения органов управления вертолетом. Синтез передаточных функций  $W_j^i$  в статье не рассматривается.

При использовании закона управления (5) и выполнении условий:

$$b_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} \neq 0; \quad \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} \neq 0; \quad \text{sign} \hat{b}_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}} = \text{sign} b_{V_{yg}}^{\varphi_{\text{оши}}}$$

ошибка слежения в замкнутой системе описывается устойчивым дифференциальным уравнением

$$\dot{e} - a^M e = \varepsilon. \quad (6)$$

Уравнение (6) показывает, что при выполнении условия  $\varepsilon \rightarrow 0$  обеспечивается слежение за эталонной моделью  $V_{yg} \rightarrow V_{yg}^M$  при произвольных управлениях в каналах тангажа, крена и рыскания, а также при наличии внешних неконтролируемых возмущений. Ограничением является диапазон отклонения общего шага несущего винта. Поэтому диапазон кренов, углов тангажа, задающего воздействия в канале общего шага, при которых может обеспечиваться точное слежение за эталонной вертикальной скоростью, ограничен и зависит от конкретного вертолета. Такие ограничения могут быть определены экспериментально.

При синтезе закона управления задающим воздействием в канале общего шага  $X_{ош}$  будем считать, что в уравнении (6)  $\varepsilon = 0$  на всем промежутке времени работы системы. Это позволяет устранить неопределенность в канале управления высотой и считать, что динамика управления вертикальной скоростью БПВ совпадает с динамикой эталонной модели.

### Синтез закона управления САУ

Вертикальная скорость является первой производной по времени от абсолютной высоты

$$V_{yg}(p) = pH_a(p),$$

где  $p$  – переменная преобразования Лапласа. Закон формирования задающего воздействия в канале управления общим шагом несущего винта (5) будем в общем случае искать в виде

$$X_{ош}(p) = \frac{Q(p)}{R(p)} \Delta H, \quad (7)$$

где  $Q(p)$  и  $R(p)$  – степенные полиномы, подлежащие определению.

Структурная схема контура управления высотой с учетом (2), (3), (7) приведена на рис. 2.

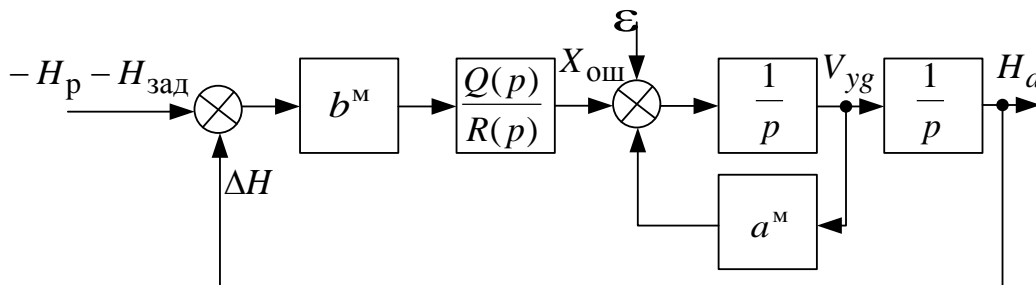


Рис. 2. Структурная схема контура управления высотой

В соответствии со структурной схемой передаточная функция от высоты рельефа к ошибке управления высотой имеет следующий вид

$$W_{\Delta H}^{H_p}(p) = \frac{p^2 R(p) - p a_m R(p)}{p^2 R(p) - p a_m R(p) - b^M Q(p)}. \quad (8)$$

В маловысотном полете нецелесообразно огибать мелкоструктурные высокочастотные колебания рельефа. Зададимся граничной частотой изменения рельефа, правее которой на колебания рельефа контур управления высотой должен быть настроен как фильтр высоких частот. При путевой скорости  $V_n$  частота изменения рельефа с одинаковым расстоянием  $D$  между вершинами будет определяться формулой

$$f = \frac{V_n}{D}.$$

Зададимся граничным значением частоты рельефа в 0,2 Гц. Это соответствует, например, при скорости 150 км/ч дальности между вершинами около 200 м, а при скорости 75 км/ч – около 100 м. На верхней части рис. 3 жирной линией показана желаемая АЧХ  $W_{аж}(\omega)$  для переда-

точной функции (8). Поясним ее физический смысл. Низкочастотные колебания рельефа ( $f < 2$  Гц) идеальная система управления должна огибать с нулевой ошибкой. Колебания же рельефа большей частоты не огибаются, то есть система на них не реагирует.

Если не ограничивать порядок степенных полиномов  $Q(p)$  и  $R(p)$ , то к желаемой АЧХ можно приблизиться как угодно близко. Однако высокий порядок полиномов усложнит практическую реализацию закона управления.

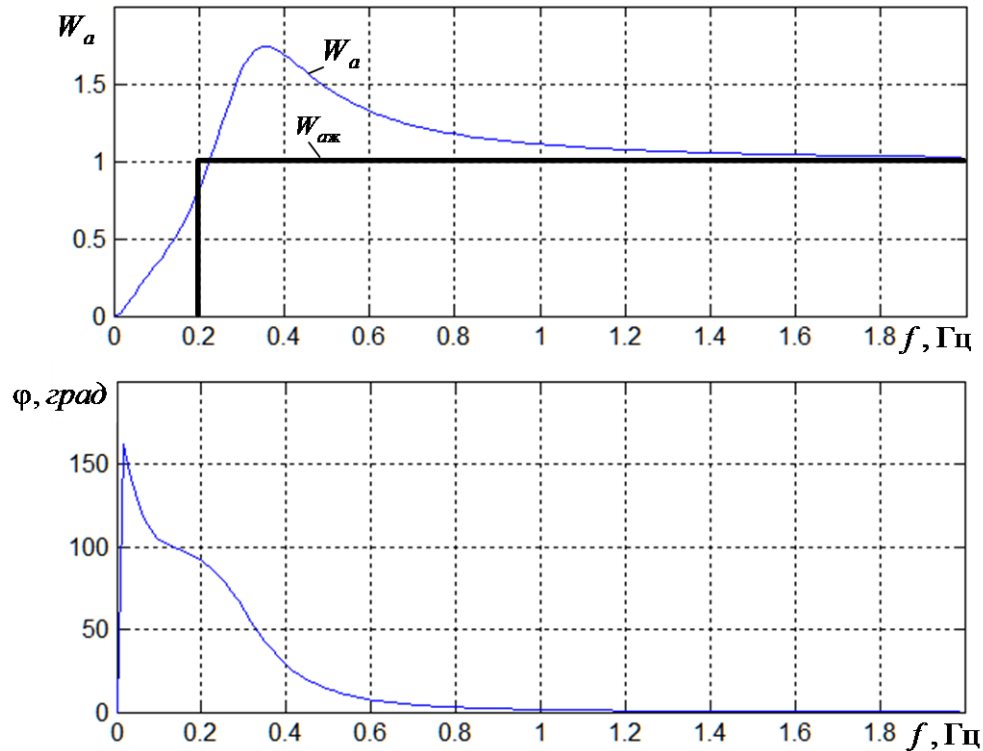


Рис. 3. Частотные характеристики для ошибки управления высотой

Рассмотрим закон управления ошибкой выдерживания высоты в виде ПИД-регулятора с предварительной фильтрацией всех сигналов с помощью апериодического звена с постоянной времени  $T$

$$X_{\text{ош}}(p) = \left( \frac{k_1 p}{Tp+1} + \frac{k_2}{Tp+1} + \frac{k_3}{(Tp+1)p} \right) \Delta H = \frac{k_1 p^2 + k_2 p + k_3}{Tp^2 + p} \Delta H. \quad (9)$$

В этом случае передаточная функция (8) принимает следующий вид

$$W_{\Delta H}^{H_p}(p) = \frac{p^2 (Tp^2 + (1 - a^M T)p - a^M)}{Tp^4 + (1 - a^M T)p^3 + (-a^M - b^M k_1)p^2 - b^M k_2 p - b^M k_3}. \quad (10)$$

Требуется назначить коэффициенты  $T$ ,  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$  в законе управления (9), а также параметры эталонной модели  $a^M$  и  $b^M$  для приближения частотной характеристики передаточной функции (10) к желаемому виду. Это было выполнено с помощью проектировщика фильтров Filter Designer системы Matlab. Следующим значениям параметров:

$$a^M = -1,0; b^M = 1; k_1 = -3,5; k_2 = -2,5; k_3 = -0,5; T = 0,85$$

соответствуют АЧХ  $W_a$  и фазочастотная характеристика  $\varphi$ , приведенные на рис. 4. Обеспечить более точное приближение к желаемой АЧХ при полиномах 4-го порядка передаточной функции (10) не удалось.

## Результаты численных исследований

При проведении численных исследований в качестве объектов управления использовались модели нескольких вертолетов авиасимулятора X-Plane: Ми-24, Ми-28 и Ан-64. Данные модели являются закрытыми и для пользователя выступают в виде «черного ящика».

Для всех трех используемых моделей вертолетов точность и динамические характеристики управления при моделировании маловысотного полета практически одинаковы. Это объясняется наличием адаптивной СУУ, которая, «приспосабливаясь» к характеристикам вертолета, обеспечивает заданную в виде эталонной модели динамику управления высотой. При проведении численных исследований в X-Plane в качестве участка местности было выбрано предгорье Альп. В боковом канале вертолет выполнял змейку с кренами в 30 град. Результаты численных исследований для вертолета Ми-28 приведены на рис. 4.

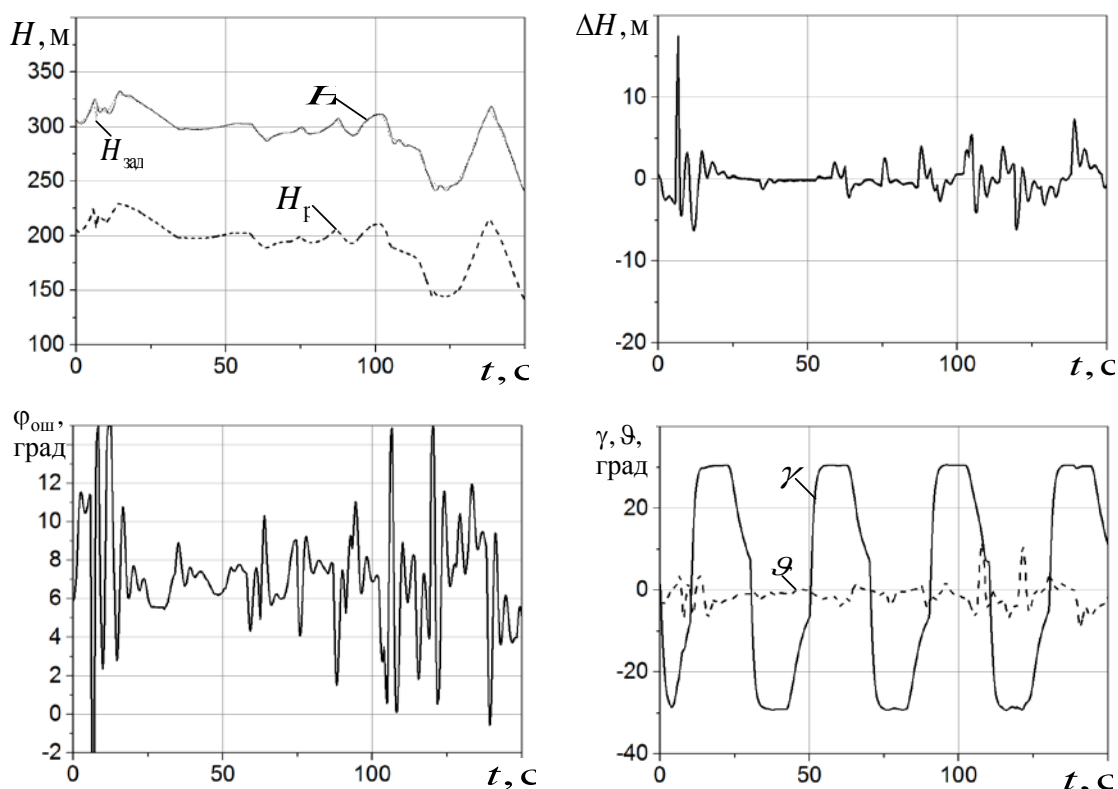


Рис. 4. Результаты численных исследований

Проведенные численные исследования подтверждают работоспособность и универсальность синтезированных законов управления.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П. Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью // *Автоматика и телемеханика*. 1994. № 3. С. 99-107.
2. Круглов С.П. Уточнение условий адаптируемости систем управления с идентификатором и эталонной моделью // *Автоматика и телемеханика*. 2002. № 12. С. 78-91.
3. Патент РФ 2191419. Адаптивная система управления с идентификатором и эталонной моделью / Бронников А.М., Круглов С.П., Максимов И.С., Сегедин Р.А. // Заявл. 05.02.2001. Оpubл. 20.10.2002.
4. Патент РФ 2192031. Адаптивная система управления с идентификатором и неявной эталонной моделью при временных задержках информации в системе управления / Бронников А.М., Круглов С.П., Максимов И.С. // Заявл. 05.02.2001. Оpubл. 27.10.2002.

5. **Льюнг Л.** *Идентификация систем. Теория для пользователя* / пер. с англ. / под ред. Я.З. Цыпкина. М.: Наука, 1991.

6. **Бронников А.М., Журавлев Д.А., Харьков В.П.** Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2011. Т. 9. № 1. С. 52-61.

7. **Бронников А.М., Каравашкина Е.О.** Высокоточный алгоритм управления маловысотным полетом беспилотного вертолета при пространственном маневрировании // *Известия Южного федерального университета. Технические науки*. 2013. № 3 (140). С. 169-176.

## DESIGN OF THE LOW-LEVEL CONTROL SYSTEM IN LONGITUDINAL CHANNEL OF AN UNMANNED HELICOPTER

**Bronnikov A.M., Karavashkina E.O., Kulabukhov V.S., Chekin A.Yu.**

This paper describes the design of the collective pitch control law of an unmanned helicopter in low-level altitude mode. The novelty is using an adaptive inner-loop control with an identifier and a reference model, which automatically provides disturbance compensation in the altitude channel during roll and yaw arbitrary maneuvering. The outer-loop control provides radio altitude hold with desired gain-frequency characteristic of stabilization error.

**Keywords:** low-level flight, radio altitude hold, reference model, identifier, adaptive system, frequency-response method.

### REFERENCES

1. **Bukov V.N., Kruglov S.P., Reshetnyak E.P.** Adaptiruyemost' lineynoy dinamicheskoy sistemy s identifikatorom i etalonnoy model'yu. *Avtomatika i telemekhanika*. 1994. № 3. Pp. 99-107. (In Russian).

2. **Kruglov S.P.** Utochneniye usloviy adaptiruyemosti sistem upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu. *Avtomatika i telemekhanika*. 2002. № 12. Pp. 78-91. (In Russian).

3. **Patent RF 2191419.** *Adaptivnaya sistema upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu*. Bronnikov A.M., Kruglov S.P., Maksimov I.S., Segedin R.A. Declared 05.02.2001. Published 20.10.2002. (In Russian).

4. **Patent RF 2192031.** *Adaptivnaya sistema upravleniya s identifikatorom i neyavnoy etalonnoy model'yu pri vremennykh zaderzhkakh informatsii v sisteme upravleniya*. Bronnikov A.M., Kruglov S.P., Maksimov I.S. Declared 05.02.2001. Published 27.10.2002. (In Russian).

5. **L'jung L.** *Identifikatsiya sistem. Teoriya dlya pol'zovatelya*. per. s angl. pod red. Ya.Z. Tsypkina. M.: Nauka. 1991. (In Russian).

6. **Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A., Khar'kov V.P.** Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2011. Т. 9. № 1. Pp. 52-61. (In Russian).

7. **Bronnikov A.M., Karavashkina E.O.** Vysokotochnyy algoritm upravleniya malovysotnym poletom bespilotnogo vertoletа pri prostranstvennom manevrirovanii. *Izvestiya Yuzhnogo federal'nogo universiteta. Tekhnicheskkiye nauki*. 2013. № 3 (140). Pp. 169-176. (In Russian).

### Сведения об авторах

**Бронников Андрей Михайлович**, 1969 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1991), доцент, доктор технических наук, заместитель главного конструктора ТН-17 ОАО МНПК «Авионика», автор более 100 научных работ, область научных интересов – адаптивное управление, автоматизация управления полетом ЛА, контроль технических систем, управление техническим состоянием бортового оборудования.

**Каравашкина Елена Олеговна**, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2006), заместитель начальника патентного отдела ОАО МНПК «Авионика», автор 8 научных работ, область научных интересов – комплексные системы управления, беспилотные ЛА.

**Кулабухов Владимир Сергеевич**, 1956 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1978), ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1985), доцент, кандидат технических наук, главный конструктор ТН-17 ОАО МНПК «Авионика», автор более 200 научных работ, область научных интересов – автоматизация управления полетом ЛА, комплексные системы управления, системный анализ, пилотажно-навигационные комплексы, геоинформационные системы, авиационная эргономика.

**Чекин Андрей Юрьевич**, 1978 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (2000), кандидат технических наук, военнослужащий Военной академии РВСН им. Петра Великого, автор 18 научных работ, область научных интересов – адаптивное управление, автоматизация управления полетом ЛА, моделирование технических систем.