

ЛИТЕРАТУРА

1. ПРАВИТЕЛЬСТВО РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ. Распоряжение от 21 июня 2023 г. № 1630-р. Стратегия развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года. Москва. URL: <http://static.government.ru/media/files/3m4ANa9s3PrYTDDr316ibUtyEVUpnRT2x.pdf> (Дата обращения: 22.03.2024 г.)
2. Гусев А.Н. Системы автоматического управления самолетом: Учебное пособие/Самар.гос.аэрокосм.ун-т. Самара, 2004. 138 с.
3. Гуцевич Д.Е. Моделирование поведения летательного аппарата самолетного типа с автоматическим управлением в различных режимах полёта // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2018. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/modelirovanie-povedeniya-letatel'nogo-apparata-samoletnogo-tipa-s-avtomaticheskim-upravleniem-v-razlichnyh-rezhimah-polyota> (дата обращения: 22.03.2024).

УДК 681.51

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТА ВЕРТОЛЁТА

К.С. ЖУРАВЛЕВА, С.А. ТЕРЕНТЬЕВ

Казанский национальный исследовательский технический университет им.А.Н.Туполева – КАИ
Казань, Российская Федерация

Введение. Вертолеты – это летательные аппараты (ЛА) вертикального взлёта, которые имеют возможность решать широкий спектр задач и функционировать на режимах, которые недоступны другим типам ЛА. В настоящий момент является актуальной задача разработки автопилота вертолета, который способен управлять воздушным судном и осуществлять его полет по заранее определенному маршруту.

Особенностью автопилота является сохранение замкнутой системы "вертолет-пилот", так как и пилот, и автопилот могут воздействовать на органы управления одновременно, даже когда автопилот включен (рис. 1).

Уравнения равновесия сил, описывающих движения вертолета как твердого тела, а также уравнения равновесия моментов относительно оси несущего винта:

$$\begin{aligned}
m(\dot{V}_X + \omega_Y V_Z - \omega_Z V_Y) &= R_X - G \sin \vartheta ; \\
m(\dot{V}_Y + \omega_Z V_X - \omega_X V_Z) &= R_Y - G \cos \vartheta \cos \gamma ; \\
m(\dot{V}_Z + \omega_X V_Y - \omega_Y V_X) &= R_Z - G \cos \vartheta \sin \gamma ; \\
\int_X \dot{\omega}_X &= M_X + (M_Y - \xi M_{\text{ДВ}}) J_{XY} / J_Y ; \\
\int_Y \dot{\omega}_Y &= M_Y + M_X - \xi M_{\text{ДВ}} + M_X J_{XY} / J_X ; \\
\int_Z \dot{\omega}_Z &= M_Z .
\end{aligned}$$

где m и G – масса и сила тяжести (вес) вертолета; R_X, R_Y, R_Z – составляющие результирующей аэродинамической силы \bar{R} вертолета; M_X, M_Y, M_Z – составляющие момента сил \bar{M} вертолета; V_X, V_Y, V_Z – проекции вектора \bar{V}_B воздушной скорости полета на оси связанной системы координат; $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – скорости крена, рыскания и тангажа; ω_H – угловая скорость вращения несущего винта; J_X, J_Y, J_Z и J_{XY} – составляющие моменты инерции вертолета относительно соответствующих осей; J_ω – момент инерции несущего винта и кинематически связанных с ним агрегатов; $M_{\text{ДВ}}$ и M_K – мощности двигателя и несущего винта; ξ – коэффициент использования мощности двигателя.

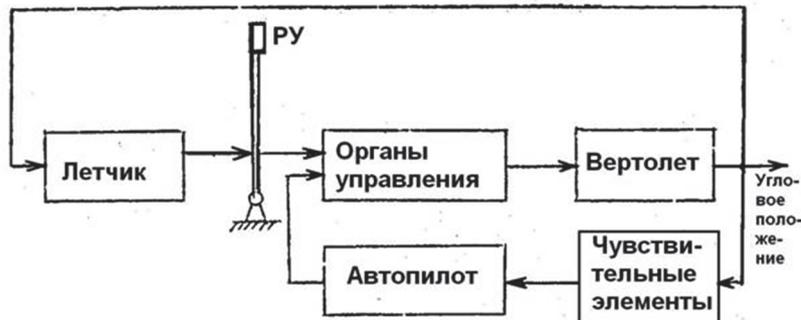


Рис. 1. Структурная схема системы управления

Схема сил и моментов, действующих на вертолет по осям связанной системы координат, показана на рис. 2.

Математическая модель вертолета является нелинейной, поэтому целесообразно использовать линеаризацию.

Определение коэффициентов линеаризованных уравнений движения производится с использованием основных принципов метода малых возмущений путём численного дифференцирования правых частей исходных нелинейных уравнений движения.

Линеаризовать систему – значит представить ее в виде:

$$\dot{\vec{x}} = A\vec{x} + B\vec{u},$$

$$\begin{pmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{pmatrix} = |A(V)| \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ V_y \\ V_z \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + |B(V)| \cdot \begin{pmatrix} \delta_B \\ \delta_K \\ \delta_H \\ \varphi_{\text{ОШ}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \bar{X}(V) \\ \bar{Y}(V) + \Delta T(H) \\ \bar{Z}(V) \\ \bar{M}_x(V) \\ \bar{M}_y(V) \\ \bar{M}_z(V) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -g \cdot \sin\vartheta \\ -g \cdot \cos\vartheta \cdot \cos\gamma \\ g \cdot \cos\vartheta \cdot \sin\gamma \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Таким образом, при допущениях о балансировочном режиме получена линейная модель вертолёта.

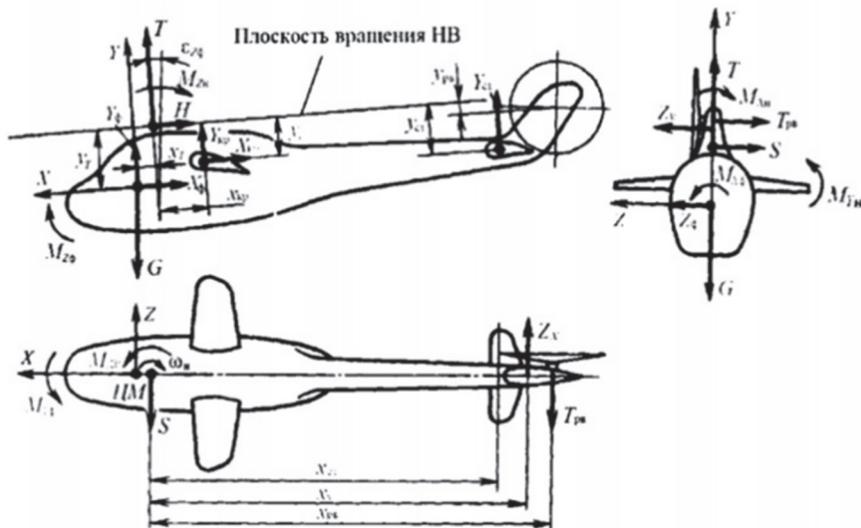


Рис. 2. Силы и моменты, действующие на вертолет

Алгоритмы управления стабилизации угла крена. Движение вертолета по крену с автопилотом описывается изображающими уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} (p^2 - \bar{M}_x^{\omega_x} p) \Delta\gamma = \left[\frac{\bar{M}_x^{\delta_k}}{F_B(t)} \right] \Delta\delta_k; \\ \Delta\delta_k = \Delta\delta_{k.a.} + \Delta\delta_{k.y.}; \\ (T_a p + 1) \Delta\delta_{k.a.} = i_\gamma \cdot (\gamma - \gamma_0) + i_{\omega_x} \cdot \omega_x; \end{array} \right.$$

Передаточные числа i_{ω_x}, i_{γ} в канале стабилизации угла крена определяются либо по заданным значениям постоянных времени эталонных переходных процессов с помощью методов оптимального управления, например, путем минимизации среднеквадратичного критерия качества

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt.$$

Аналогично формируется закон управления и рассчитываются передаточные числа для автопилота в режиме стабилизации тангажа.

$$\delta_B^{АП} = K_{кД\vartheta} (X_B - X_B^0) - i_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_0) - i_{\omega_z} \omega_z$$

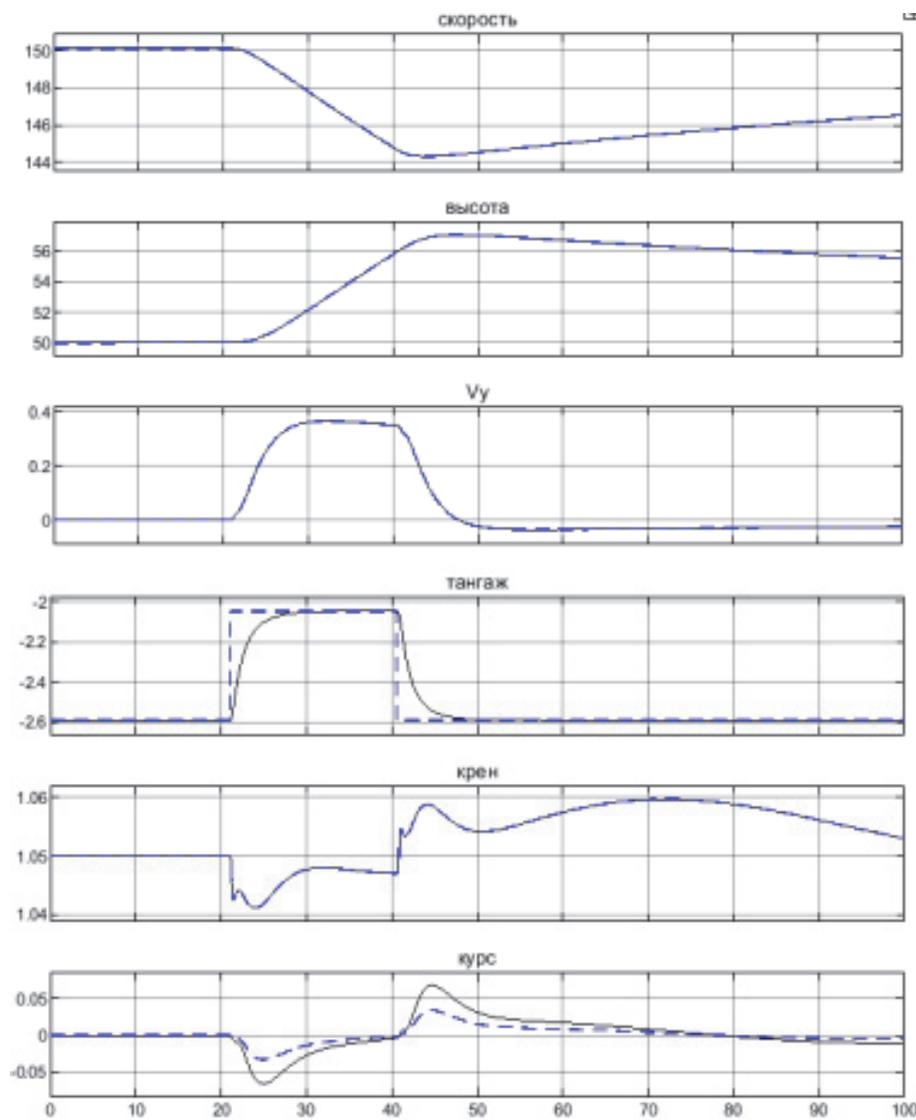


Рис. 3. Стабилизация заданного угла тангажа

Выводы. Выбраны модель описания динамики полета вертолета с рациональной степенью детализации описания сил и моментов, действующих на вертолет со стороны основных элементов конструкции.

Произведен расчет переменных по скорости коэффициентов линеаризованной модели вертолета, позволяющей производить расчет динамики полета в широком диапазоне скоростей полет. Предложены алгоритмы системы улучшения устойчивости и управляемости вертолета.

Проведённая компьютерная апробация алгоритмов управления автopilота показала работоспособность разработанной методики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сайт холдинга Вертолёт России <https://www.russianhelicopters.aero/>.
2. Берестов Л.М. Моделирование динамики вертолета в полете. М:Машиностроение, 1978
3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОМПЛЕКСНАЯ (КСУ-А). Режим доступа: https://domavia.ru/library_ati/detail/191816
4. Вертолет АНСАТ Пассажирская кабина. Режим доступа: <https://helicopter.su/wp-content/uploads/2019/11/Garipov-1.pdf>

УДК 614.8 : 629.735

КОМПЛЕКС МОНИТОРИНГА БЕЗОПАСНОСТИ ОБЪЕКТОВ И ТЕРРИТОРИЙ НА БАЗЕ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА СО СПЕЦИАЛЬНЫМ БОРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

А.Г. БЫЛИНЦЕВ

Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А. Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ)
Казань, Россия

В наше время есть много разновидностей БПЛА, которые предназначены для выполнения самых разных задач, в числе которых, в частности, задачи обеспечения безопасности. БПЛА для мониторинга, в частности, видео наблюдения – это летательный аппарат, оснащенный камерой и датчиками, и передающий данные в режиме реального времени на наземные пункты. В настоящий момент — это самый перспективный вид беспилотных летательных аппаратов, которые все чаще