

УДК 629.13.014-506.4

РОБАСТНЫЙ АВТОПИЛОТ КАНАЛА ТАНГАЖА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.В. ГРИДНЕВ, А.Г. ИВАНОВ

*Физико-технический институт Национальной академии наук Беларуси,
Республика Беларусь*

*Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси,
Республика Беларусь*

Поступила в редакцию 17 марта 2017

Аннотация. Рассматривается система автоматического управления по тангажу при полете беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с различной аэродинамической схемой и конфигурацией планера. Для такой системы предлагается робастная схема автопилота, которая позволяет при изменении параметров канала управления планера самолета подстраивать параметры автопилота так, чтобы динамические и переходные ошибки управления были постоянными при смене планера БЛА. Компьютерное моделирование робастного автопилота подтвердило правильность теории робастных систем.

Ключевые слова: робастный автопилот канала тангажа, математическая модель, моделирование.

Abstract. Automatic pitch control system of unmanned aircraft vehicles (UAVs) with different aerodynamic configuration and airframe construction is reflected here. Robust autopilot scheme is proposed for such control system. While adjusting the parameters of UAV's control channel, robust autopilot scheme allows presetting autopilot the way the dynamic and transient errors of control system stay invariant under UAV changing. Computer modeling of robust autopilot confirms theory of the robust systems.

Keywords: robust autopilot of the pitch channel, mathematical model, modeling.

Doklady BGUIR. 2017, Vol. 105, No. 3, pp. 40–44

Robust autopilot of the pitch channel of unmanned aircraft vehicles

Yu.V. Gridnev, A.G. Ivanov

Современный этап эволюционного развития авиации характеризуется стремительным развитием беспилотных авиационных комплексов (БАК), в состав которых входят беспилотный летательный аппарат (БЛА), наземный пункт управления (НПУ) и радиоканал связи между НПУ и БЛА. Интерес к БАК обусловлен их применением для решения гражданских и военных целевых задач, а также новыми достижениями микросистемной авионики.

Управление полетом БЛА осуществляется пятью контурами систем автоматического управления (САУ), основными элементами которых являются последовательно включенные автопилот (АП) и планер БЛА. Количественные оценки управления полетом самолета и его контуров САУ можно определить, если известны передаточные характеристики АП и планера БЛА. Математическая модель планера БЛА как объекта управления описывается его движением центра масс и вращением вокруг него. Каждая из этих двух составляющих обладает тремя степенями свободы и управляется силами тяги и рулями БЛА. Уравнение продольного движения БЛА в вертикальной плоскости описывается силами и моментами (рис. 1)

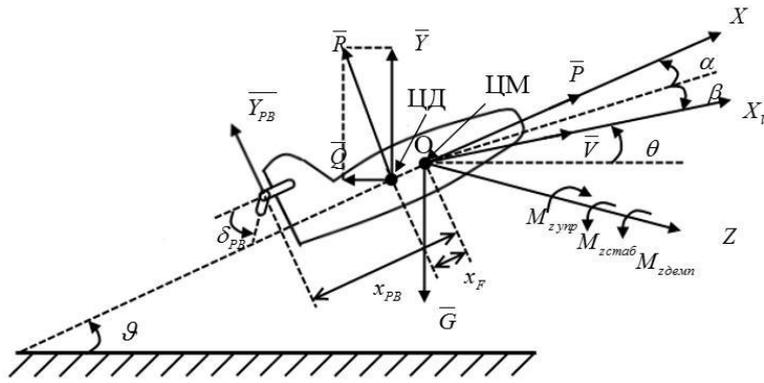


Рис. 1. Силы и моменты, действующие на планер БЛА

К центру масс БЛА (ЦМ) приложены сила тяжести \bar{G} , сила тяги двигателя \bar{P} и полная аэродинамическая сила \bar{R} , возникающая при взаимодействии БЛА с набегающим потоком воздуха. Управление полетом БЛА при его продольном движении осуществляется с помощью изменения силы тяги двигателя \bar{P} , совпадающей по направлению с продольной осью БЛА и положением руля высоты (угла δ_{PB}). Изменение угла δ_{PB} поворачивает самолет в вертикальной плоскости вокруг оси OZ за счет появления вращающего момента. Кроме того, на БЛА действуют сила тяжести G , направленная вертикально, и полная аэродинамическая сила $\bar{R} = \bar{Y} + \bar{Q}$, как равнодействующая всех аэродинамических сил, которая определяется подъемной силой \bar{Y} , и силой лобового сопротивления \bar{Q} . Подъемная сила, как составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярна вектору скорости БЛА, и определяется по формуле

$$Y^\alpha = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_d = C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S_d \alpha = Y^\alpha \alpha, \quad (1)$$

где $C_y = C_y^\alpha \alpha$ – коэффициент подъемной силы, определяющийся через его производную C_y^α и угол атаки α ; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор воздуха с учетом плотности воздуха и скорости полета; S_d – площадь поверхности крыла и части фюзеляжа БЛА, которые и создают подъемную силу.

Управляющая сила руля высоты приложена к фокусу крепления руля, расположенного на расстоянии x_{PB} позади ЦМ, и определяется как

$$Y_{PB} = C_y^{PB} \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} = C_y^{\delta_{PB}} \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} \delta_{PB} = Y^{\delta_{PB}} \delta_{PB}. \quad (2)$$

Учитывая расстояние x_F между ЦМ и ЦД в процессе полета БЛА возникает общий аэродинамический момент \bar{M} , который проецируется на оси $OXYZ$ связанной системы координат:

$$\bar{M} = \bar{M}_x + \bar{M}_y + \bar{M}_z. \quad (3)$$

Момент тангажа \bar{M}_z вращает БЛА вокруг оси OZ в вертикальной плоскости и зависит от угла поворота руля высоты δ_{PB} , угла атаки α и угловой скорости вращения БЛА в вертикальной плоскости $\bar{\omega}_z$. С учетом направления вращения БЛА вокруг оси OZ , момент тангажа \bar{M}_z может быть представлен тремя слагаемыми:

$$M_z = M_z^\delta \delta_{PB} - M_z^\alpha \alpha - M_z^{\omega_z} \omega_z, \quad (4)$$

где $M_z^\delta, M_z^\alpha, M_z^{\omega_z}$ – частные производные от момента тангажа по соответствующим аргументам.

Первое слагаемое выражения (4) является управляющим моментом и зависит от угла поворота руля δ_{PB} и расстояния x_{PB} от центра масс до фокуса руля:

$$M_{z_{упр}} = M_z^{\delta} \delta_{PB} = C_y^{\delta} \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} \cdot x_{PB} \cdot \delta_{PB}. \quad (5)$$

Второе слагаемое выражения (6) является стабилизирующим моментом и зависит от угла атаки α и расстояния x_F от ЦД до ЦМ:

$$M_{z_{стаб}} = M_z^{\alpha} \alpha = C_y^{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S_{\alpha} \cdot x_F \cdot \alpha. \quad (6)$$

Третье слагаемое является демпфирующим моментом и представляет собой момент сопротивления, который возникает при вращении БЛА в потоке воздуха:

$$M_{z_{демп}} = M_z^{\omega_z} \omega_z = C_y^{\omega_z} \frac{\rho V^2}{2} S \frac{b_A^2}{V} \omega_z. \quad (7)$$

Пространственные движения БЛА определяются уравнением сил $F_y = mW_y \approx Y^{\alpha} \alpha + P\alpha \pm Y^{\delta} \delta_{PB}$, уравнением моментов $J_z \ddot{\theta} = M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} - M_z^{\alpha} \alpha - M_z^{\omega_z} \omega_z$ и уравнениями кинематики полета (уравнением связи углов $\theta = \alpha + \vartheta$ и скоростным уравнением $\begin{cases} \dot{x}_d = V \cos \theta \\ \dot{y}_d = V \sin \theta \end{cases}$).

Для получения передаточной функции канала тангажа планера БЛА по углу атаки α необходимо получить зависимость $\alpha = f(\delta_{PB})$ с учетом динамики вращения БЛА вокруг оси OZ, т.е. $K(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)}$. Для этого используем уравнения сил, моментов и уравнений кинематики

с учетом предварительных преобразований $W_y = V \cdot \dot{\theta}$, и $F_y = mV\dot{\theta} = (Y^{\alpha} + p)\alpha$, $\dot{\theta} = \frac{Y^{\alpha} + p}{mV} \alpha$,

где $T_{\vartheta} = \frac{mV}{Y^{\alpha} + p}$ – аэродинамическая постоянная времени БЛА.

С учетом сказанного выше основное уравнение динамики вращения БЛА вокруг оси OZ можно записать в виде

$$J_z (\ddot{\theta} + \ddot{\alpha}) = M_z^{\delta} \delta - M_z^{\alpha} \alpha - M_z^{\omega_z} (\dot{\theta} + \dot{\alpha}), \quad (8)$$

которое позволяет, используя преобразования Лапласа, получить передаточная характеристика канала тангажа САУ по углу атаки α :

$$K_{\alpha}(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)} = \frac{M_z^{\delta}}{a_1 \left(1 + \frac{a_2}{a_1} p + \frac{J_z}{a_1} p^2\right)}. \quad (9)$$

Выражение (9) показывает, что передаточная характеристика канала тангажа планера БЛА соответствует колебательному звену:

$$K_{\alpha}(p) = \frac{K_{\alpha}}{1 + 2\xi T p + T^2 p^2}, \quad (10)$$

где $K_{\alpha} = \frac{M_z^{\delta}}{a_1} = \frac{M_z^{\delta}}{M_z^{\alpha} + \frac{M_z^{\omega_z}}{T}} = \frac{M_z^{\delta} T_J}{M_z^{\alpha} T_J + M_z^{\omega_z}} \gg \frac{M_z^{\delta}}{M_z^{\alpha}} = \frac{S_{\delta} x_{\delta}}{S_{\alpha} x_F}$ – коэффициент передачи канала,

который определяется отношением площади руля к площади крыла с учетом их плеч относительно ЦМ; $T = \sqrt{\frac{J_z}{a_1}} = \sqrt{\frac{J_z}{M_z^{\alpha} + \frac{M_z^{\omega_z}}{T}}} \approx \sqrt{\frac{J_z}{M_z^{\alpha}}} = \sqrt{\frac{J_z}{C_y^{\alpha} q S_{\alpha} x_F}}$ – постоянная времени;

$\xi \approx \frac{Y^{\alpha} + P}{2mV} \sqrt{\frac{J_z}{M_z^{\alpha}}}$ – коэффициент демпфирования.

В итоге общая передаточная характеристика планера БЛА канала тангажа с учетом связи углов определяется выражением:

$$K_{\vartheta}(p) = \frac{\vartheta(p)}{\delta(p)} = \frac{K_{\vartheta}(1 + pT_{\vartheta})}{p(1 + 2\xi Tp + T^2 p^2)}, \quad (11)$$

где $K_{\vartheta}(p) = \frac{K_{\alpha}}{T_{\vartheta}}$ – коэффициент передачи канала тангажа.

Второй подсистемой САУ является автопилот, управляющее воздействие которого в канале тангажа формируется на основе сигнала ошибки, представляющего собой разность $\Delta\vartheta = \vartheta_3 - \vartheta$ между задаваемым углом тангажа ϑ_3 и измеренным углом ϑ . После преобразования сигнала $\Delta\vartheta$ в различных устройствах АП на его выходе формируется сигнал управления рулевого привода

$$\delta_{p\delta} = K_p \Delta\vartheta + \frac{K_i}{p} \Delta\vartheta - K_{\omega z} \omega_z, \quad (12)$$

где p – оператор Лапласа; ω_z – угловая скорость ЛА вокруг оси z ; $K_p, K_i, K_{\omega z}$ – коэффициент передачи автопилота по положению, по скорости полета и по угловой скорости.

Для конкретного типа планера БЛА с его заданными передаточными характеристиками выбирают в канале тангажа оптимальные коэффициенты $K_p, K_i, K_{\omega z}$ автопилота, позволяющие повысить точностные характеристики канала тангажа САУ. Изменение параметров планера БЛА (при его замене) приводит к ухудшению показателей качества характеристик контура САУ, т.к. данный АП в измененном контуре САУ не будет оптимальным.

Разрешить проблему сохранения оптимальности САУ возможно за счет применения робастного автопилота, который является универсальным для любых планеров БЛА с весом от 0,5 кг до 50 кг. Синтез структуры робастного автопилота канала тангажа производится в соответствии с концепцией обратных задач динамики [1], которая позволяет определить управляющее воздействие на входе сервопривода автопилота. Для робастного АП выходной сигнал $y(t)$ описывается дифференциальным уравнением третьего порядка [1]:

$$a_3 \ddot{y} + a_2 \dot{y} + a_1 y + a_0 y = a_0 x_{\text{вх}}, \quad (13)$$

где a_0, a_1, a_2, a_3 – коэффициенты уравнения; \ddot{y}, \dot{y}, y – третья, вторая и первая производные сигнала на выходе АП; $x_{\text{вх}}$ – сигнал на входе АП.

Коэффициенты a_0, a_1, a_2 выбираются исходя из требуемых характеристик переходного процесса. Согласно обратной задачи динамики, сигнал управления на входе сервопривода определяется видом

$$u(t) = k \left[a_0 \int (k_1 x_{\text{вх}} - \alpha) dt - a_1 \alpha - a_2 \dot{\alpha} - \ddot{\alpha} \right]. \quad (14)$$

Математическая модель предлагаемого робастного автопилота показана на рис. 2.

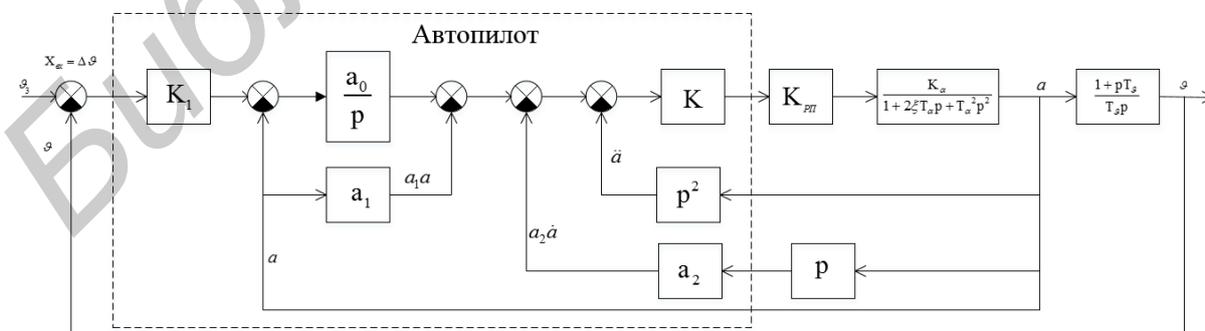


Рис. 2. Робастный АП в САУ канала тангажа

Для проверки работоспособности и характеристик робастного автопилота канала тангажа разработана компьютерная модель, результаты моделирования которой показаны на рис. 3 и 4.

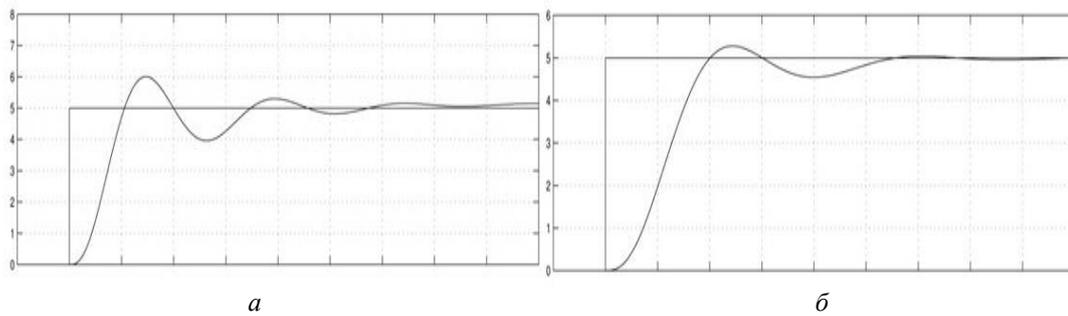


Рис. 3. Переходные процессы при $K = 4$: a – классический АП; b – робастный АП

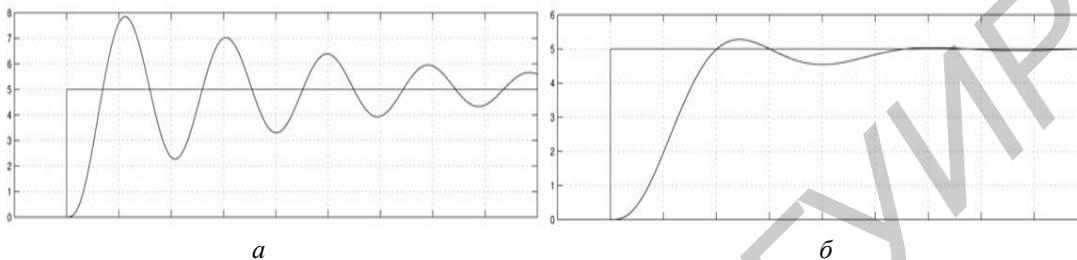


Рис. 4. Переходные процессы при $K = 8$: a – классический АП; b – робастный АП

Из рисунков видно, что при увеличении коэффициента K в 2 раза, классический АП на грани возбуждения, а робастный АП сохранил характеристики канала тангажа.

Список литературы

1. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. Цикл лекций. М: Машиностроение, 2004. 576 с.
2. Малкин В.А., Гриднев Ю.В., Пальцев А.Н., Цанова А.А. Робастный автопилот канала тангажа / Патент РБ № 8404.
3. Малкин В.А., Гриднев Ю.В., Пальцев А.Н., Цанова А.А. Робастный автопилот канала тангажа летательного аппарата / Патент № 18251.

References

1. Krut'ko P.D. Obratnye zadachi dinamiki v teorii avtomaticheskogo upravlenija. Cikl lekcij. M: Mashinostroenie, 2004. 576 s. (in Russ.)
2. Malkin V.A., Gridnev Ju.V., Pal'cev A.N., Canava A.A. Robastnyj avtopilot kanala tangazha / Patent RB № 8404. (in Russ.)
3. Malkin V.A., Gridnev Ju.V., Pal'cev A.N., Canava A.A. Robastnyj avtopilot kanala tangazha letatel'nogo apparata / Patent № 18251. (in Russ.)

Сведения об авторах

Гриднев Ю.В., к.т.н., профессор, ведущий научный сотрудник ФТИ НАН Беларуси.

Иванов А.Г., аспирант ОИПИ НАН Беларуси.

Information about the authors

Gridnev Yu.V., PhD, professor, leading researcher of PTI NAS Belarus.

Ivanov A.G., PG student of UIIP NAS Belarus.

Адрес для корреспонденции

220012, Республика Беларусь
г. Минск, ул. Сурганова, д. 6,
ОИПИ НАН Беларуси
тел. +375-17-284-20-86;
e-mail: 6636301@tut.by
Иванов Александр Геннадьевич

Address for correspondence

220012, Republic of Belarus,
Minsk, Surganova st., 6,
UIIP NAS Belarus
tel. +375-17-284-20-86;
e-mail: 6636301@tut.by
Ivanov Alexander Gennad'evich