

УДК 629.13.014-506.4

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Гриднев Ю.В., Пальцев А.Н., Яцына Ю.Ф., Рак С.А.

Беспилотный летательный аппарат (БЛА) является дистанционно управляемым воздушным объектом сложного замкнутого пространственно-временного авиационного комплекса, в состав которого также входят: наземный пункт управления (НПУ) и радиоканал связи с аппаратурой приема – передачи данных (АППД) (рис. 1)

Бортовая и наземная аппаратура управления комплекса обеспечивает два основных режима полета БЛА:

– автономный полет в автоматическом режиме по контрольным точкам ППМ (поворотного пункта маршрута) с одновременной записью и отправкой телеметрической информации по радиоканалу связи на НПУ;

– полет в полуавтоматическом (автоматизированном) режиме с корректировкой оператором с земли маршрута и полетного задания БЛА.

Перед стартом БЛА оператор с помощью аппаратуры НПУ вводит в бортовой блок управления программу полета (пространственные координаты ППМ и полетное задание для ТВ камеры) и проводит функциональный контроль готовности БЛА к полету. При старте БЛА и его полете по заданному маршруту с бортового блока управления програм-

мы полета на вход пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) поступают команды управления, которые приближают реальное пространственное положение БЛА к заданной траектории полета (рис. 2). Движение центра масс БЛА определяется его связанной системой координат $OXYZ$ и углами курса ψ , крена γ и тангажа ϑ , относительно земной системы координат $Ox_d Y_d Z_d$, а также заданной кинематической траекторией полета, которая проходит через точку старта и поверхность Π .

Управление полетом БЛА в заданную точку пространства осуществляется контурами систем автоматического управления (САУ), которые отслеживают бортовую программу полета по кинематической траектории. При этом САУ по курсу, крену и тангажу в процессе полета БЛА совмещает центр масс БЛА с кинематической траекторией полета с ошибкой управления Δ , которая обусловлена инерционностью контура управления. Если параметры заданной кинематической траектории представить в виде вектора \overline{KT} , а пространственное реальное положение БЛА вектором $\overline{БЛА}$, то в задачу всех контуров САУ БЛА входит совмещение этих пространственно-временных векторов с ошибкой не более

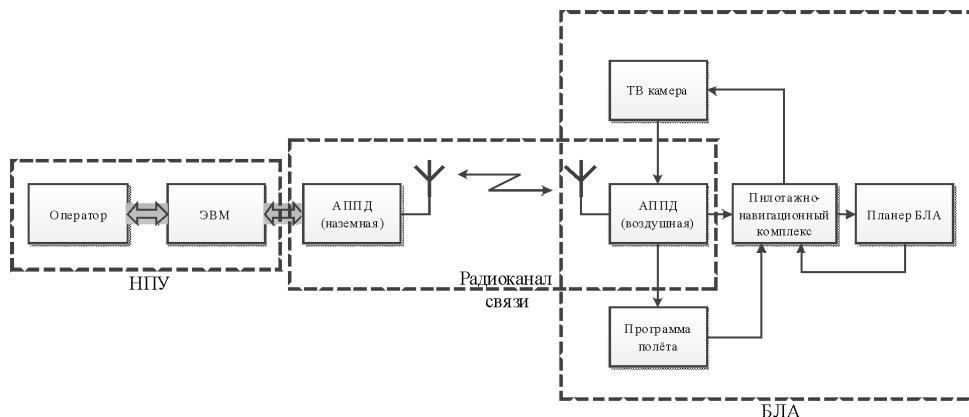


Рис. 1. Структурная схема авиационного комплекса БЛА

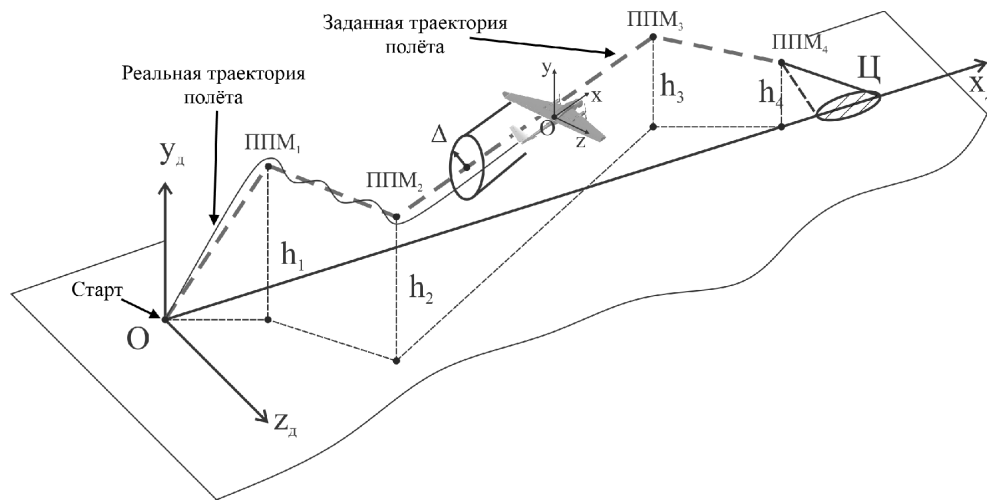


Рис. 2. Схема движения планера БЛА

$$\bar{\Delta} \geq \overline{KT} - \overline{БЛА}, \quad (1)$$

т.е. БЛА в процессе управления полетом должен находиться внутри диаметра трубы ошибки наведения 2Δ .

Для обеспечения требуемой точности работы контуров САУ и управления полетом БЛА необходимо выполнить следующие условия:

- устойчивость движения БЛА как объекта управления на всех этапах полета;
- высокое качество переходных процессов контуров САУ БЛА на всех этапах и режимах полета.

Устойчивость любого контура САУ БЛА определяется запасами устойчивости по амплитуде (полосе контура) и по фазе. При проектировании САУ рекомендуется выбирать запас устойчивости по амплитуде не менее 6 дБ, а по фазе — не менее 30–45°.

Планер БЛА является сложным нелинейным динамическим звеном со множеством входных и выходных параметров (рис. 3), где входами являются углы поворота рулей направления δ_{PH} , высоты δ_{PB} и элеронов δ_{ρ} , вектор силы \bar{F} , вектор моментов \bar{M} и вектор возмущения \bar{N} . И соответственно выходами являются углы Эйлера поворота БЛА в пространстве (α — угол атаки, ϑ — тангаж, γ — крена, ψ — рысканья), вектор скорости \bar{V} , вектор ускорения \bar{W} и вектор угловой скорости.

Количественные оценки управления полетом БЛА и контуров САУ БЛА можно определить, если известны передаточные характеристики ПНК и планера БЛА. При описании математической модели планера БЛА как объекта управления будем считать, что его движение можно разделить на две составляющие: движение центра масс и вращение вокруг него. Каждая из этих

двух составляющих обладает тремя степенями свободы и управляется силами тяги и рулями БЛА. Дифференциальные уравнения движения БЛА в векторной форме имеют вид:

$$\begin{cases} m \left[\frac{d\bar{V}}{dt} + (\bar{\omega} \cdot \bar{V}) \right] = \bar{R} \\ \frac{d\bar{K}}{dt} + (\bar{\omega} \cdot \bar{K}) = \bar{M} \end{cases}, \quad (2)$$

где \bar{V} — вектор скорости центра масс БЛА; \bar{R} — вектор внешних сил; $\bar{\omega}$ — вектор мгновенной угловой скорости вращения системы координат БЛА $OXYZ$ относительно системы $Ox_d Y_d Z_d$; \bar{M} — вектор главного момента всех внешних сил; \bar{K} — вектор кинематического момента БЛА.

Векторные уравнения сил и моментов (2) при проектировании их на оси координат описываются двенадцатью дифференциальными уравнениями первого порядка, из них: три уравнения сил; три уравнения моментов; три кинематических соотношения для углов Эйлера и три кинематических соотношений для линейных координат. Рассмотрим вывод уравнений продольного движения БЛА в вертикальной плоскости (рис. 4)

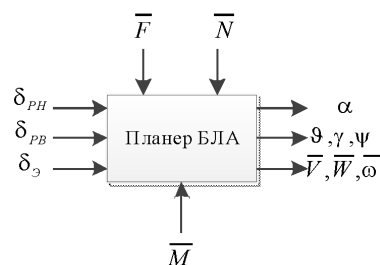


Рис. 3. Представление планера БЛА

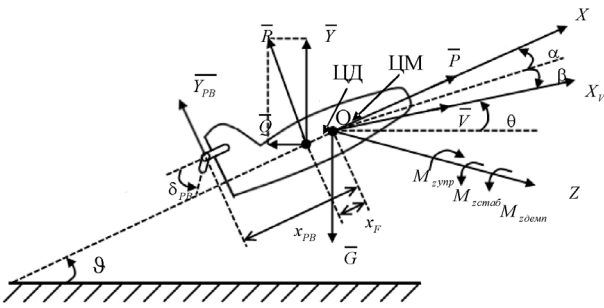


Рис. 4. Силы и моменты действующие на планер БЛА

К центру масс БЛА (ЦМ), движущемуся в атмосфере, приложены сила тяжести \bar{G} , сила тяги двигателя P (вдоль продольной оси корпуса OX) и полная аэродинамическая сила \bar{R} , возникающая при взаимодействии БЛА с набегающим потоком воздуха. Для управления полетом БЛА силу тяги двигателя P и полную аэродинамическую силу \bar{R} можно изменять как по величине, так и по направлению.

При анализе сил, действующих на БЛА в полете, пользуются связанной $OXYZ$ и скоростной $OX_vY_vZ_v$ системами координат.

Задача управления полетом БЛА при его продольном движении сводится к управлению углом тангажа θ . При этом, управление полетом БЛА осуществляется с помощью изменения силы тяги двигателя P , совпадающей по направлению с продольной осью БЛА и положением руля высоты (угла δ_{PB}). Изменение силы тяги двигателя P поворачивает БЛА в вертикальной плоскости вокруг оси OZ за счет изменяющегося 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} . Аэродинамические силы приложены к центру давления (ЦД), который для нормальной схемы планера БЛА находится позади ЦМ на расстоянии x_F . Подъемная сила, как составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярна вектору скорости БЛА, и определяется по формуле:

$$Y^\alpha = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_d = C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S_d \alpha = Y^\alpha \alpha, \quad (3)$$

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; S_d — пло-

щадь поверхности крыла и части фюзеляжа БЛА, которые и создают подъемную силу.

Сила лобового сопротивления действует в направлении, противоположном оси OX

$$Q = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_Q, \quad (4)$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления; S_Q — наибольшая площадь поперечного сечения фюзеляжа, перпендикулярного набегающему потоку воздуха.

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

$$Y_{PB} = C_y^{PB} \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} = C_y^{\delta_{PB}} \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} \delta_{PB} = Y^{\delta_{PB}} \delta_{PB}. \quad (5)$$

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.

$$\bar{M} = \bar{M}_x + \bar{M}_y + \bar{M}_z. \quad (6)$$

Момент тангажа 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 ω_z . С учетом направления вращения БЛА вокруг оси OZ , момент тангажа M_z может быть представлен тремя слагаемыми

$$M_z = M_z^\delta \delta_{PB} - M_z^\alpha \alpha - M_z^{\omega_z} \omega_z, \quad (7)$$

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

Первое слагаемое выражения (7) является управляющим моментом и зависит от угла поворота руля δ_{PB} и расстояния x_{PB} от центра масс до фокуса руля:

$$M_{zупр} = M_z^\delta \delta_{PB} = C_y^\delta \frac{\rho V^2}{2} S_{PB} \cdot x_{PB} \cdot \delta_{PB}. \quad (8)$$

Второе слагаемое выражения (7) является стабилизирующим моментом и зависит от угла атаки α и расстояния x_F от ЦД до ЦМ:

$$M_{zстаб} = M_z^\alpha \alpha = C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S_\alpha x_F \alpha. \quad (9)$$

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

$$M_{zдемп} = M_z^{\omega_z} \omega_z = C_y^{\omega_z} \frac{\rho V^2}{2} S \frac{b^2}{V} \omega_z. \quad (10)$$

Пространственные движения БЛА определяются уравнениями сил, моментов и кинематики полета. Уравнение силы описывает перемещение ЦМ в вертикальной плоскости согласно рис. 4

$$F_y = mW_y \approx Y^\alpha \alpha + P\alpha \pm Y^\delta \delta_{PB}. \quad (11)$$

При $\delta_{PB} = 0$ получим вертикальное ускорение $W_y = \frac{Y^\alpha + P}{m} \alpha$.

Уравнение моментов, согласно закона динамики вращательного движения, может быть представлен в виде:

$$J_z \ddot{\Theta} = M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} - M_z^\alpha \alpha - M_z^{\omega_z} \omega_z, \quad (12)$$

где J_z — момент инерции БЛА относительно OZ.

Уравнение кинематики описывается:

– уравнением связи углов $\Theta = \theta + \alpha$;

– скоростным уравнением $\begin{cases} \dot{x}_o = V \cos \theta \\ \dot{y}_o = V \sin \theta \end{cases}$.

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.к.

$K(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)}$. Для этого используем уравнения

моментов и сил (11),(12) с учетом уравнений кинематики. Предварительно представим нормальное ускорение в вертикальной плоскости в виде $W_y = V \cdot \dot{\theta}$ и получим:

$$\begin{aligned} F_y &= mV\dot{\theta} = (Y^\alpha + p)\alpha, \\ \dot{\theta} &= \frac{Y^\alpha + p}{mV} \alpha. \end{aligned} \quad (13)$$

Введем обозначение $T_g = \frac{mV}{Y^\alpha + p}$ — аэродинамическая постоянная времени БЛА.

Из уравнений кинематики можно записать:

$$\begin{aligned} \Theta &= \theta + \alpha, \dot{\Theta} = \dot{\theta} + \dot{\alpha}, \ddot{\Theta} = \ddot{\theta} + \ddot{\alpha} \\ \omega_z &= \dot{\Theta} = \frac{\alpha}{T_g} + \dot{\alpha}, \ddot{\Theta} = \frac{\dot{\alpha}}{T_g} + \ddot{\alpha}. \end{aligned} \quad (14)$$

Подставим полученные значения углов и их производных в основное уравнение динамики вращения БЛА вокруг оси OZ (12)

$$J_z (\ddot{\theta} + \ddot{\alpha}) = M_z^\delta \delta - M_z^\alpha \alpha - M_z^{\omega_z} (\dot{\theta} + \dot{\alpha}). \quad (15)$$

В последнем уравнении разделим вход δ и выход α , и раскроем значения всех углов и их производных:

$$J_z (\ddot{\alpha} + \frac{1}{T_g} \dot{\alpha}) + M_z^{\omega_z} (\dot{\alpha} + \frac{1}{T_g} \alpha) + M_z^\alpha \alpha = M_z^\delta \delta. \quad (16)$$

Сгруппируем одинаковые члены относительно α в виде:

$$J_z \ddot{\alpha} + (\frac{J_z}{T_g} + M_z^{\omega_z}) \dot{\alpha} + (M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{T_g}) \alpha = M_z^\delta \delta \quad (17)$$

и запишем последнее уравнение с учетом преобразования Лапласа $\dot{\alpha} = p\alpha, \ddot{\alpha} = p^2\alpha$

$$J_z p^2 \alpha + a_2 p \alpha + a_1 \alpha = M_z^\delta \delta, \quad (18)$$

где $a_2 = \frac{J_z}{T_g} + M_z^{\omega_z}, a_1 = M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{T_g}$.

Из последнего уравнения нетрудно записать передаточную характеристику канала тангажа БЛА по углу атаки α :

$$K_\alpha(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)} = \frac{M_z^\delta}{a_1 (1 + \frac{a_2}{a_1} p + \frac{J_z}{a_1} p^2)}. \quad (19)$$

Выражение (19) показывает, что передаточная характеристика канала тангажа планера БЛА соответствует колебательному звену:

$$K_\alpha(p) = \frac{K_\alpha}{1 + 2\xi T_g p + T_g^2 p^2}, \quad (20)$$

где

$$K_\alpha = \frac{M_z^\delta}{a_1} = \frac{M_z^\delta}{M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{T_g}} = \frac{M_z^\delta T_g}{M_z^\alpha T_g + M_z^{\omega_z}} \approx \frac{M_z^\delta}{M_z^\alpha} = \frac{S_\delta x_\delta}{S_\alpha x_F}$$

коэффициент передачи канала, который определяется отношением площади руля к площади крыла с учетом их плеч относительно ЦМ;

$$T = \sqrt{\frac{J_z}{a_1}} = \sqrt{\frac{J_z}{M_z^\alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{T_g}}} \approx \sqrt{\frac{J_z}{M_z^\alpha}} = \sqrt{\frac{J_z}{C_y^\alpha q S_\alpha x_F}}$$

постоянная времени;

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

Передаточную характеристику канала тангажа можно записать с учетом связи углов θ и α :

$$\Theta(p) = \theta(p) + \alpha(p) = \frac{1}{T_g p} \alpha + \alpha = \alpha \left(\frac{1 + p T_g}{p T_g} \right). \quad (21)$$

В итоге общая передаточная характеристика планера БЛА канала тангажа определяется выражением:

$$K_g(p) = \frac{\Theta(p)}{\delta(p)} = \frac{K_\alpha (1 + p T_g)}{p (1 + 2\xi T_g p + T_g^2 p^2)}, \quad (22)$$

где $K_g(p) = \frac{K_\alpha}{T_g}$ — коэффициент передачи канала тангажа.

Передаточная характеристика канала курса ψ соответствует уравнению (22), но со своими коэффициентами: K_ψ вместо K_α, T_ψ вместо T, ξ_ψ вместо ξ и T_g^ψ вместо T_g .

Для получения передаточной характеристики канала крена рассмотрим вращение БЛА вокруг продольной оси, которое описывается уравнением моментов:

$$J_x \dot{\omega}_x = M_x^{\delta} \delta_3 - M_x^{\omega_x} \omega_x + M_{K.O.}, \quad (23)$$

где J_x — момент инерции БЛА относительно продольной оси; $M_{K.O.}$ — момент косой обдувки как возмущающее воздействие.

Входным управляющим воздействием на БЛА по каналу крена является угол поворота элеронов δ_3 , а выходным — угол крена γ , тогда с учетом $\omega_x = \dot{\gamma}$, $\dot{\omega}_x = \ddot{\gamma}$ и отсутствия косой обдувки передаточная характеристика канала крена планера БЛА определяется как:

$$K_\gamma(p) = \frac{\gamma(p)}{\delta(p)} = \frac{K_\gamma}{p(1 + pT_\gamma)}, \quad (24)$$

где $K_\gamma = \frac{M_x^{\delta}}{-M_x^{\omega_x}}$ — коэффициент передачи канала

крена; $T_\gamma = \frac{J_x}{-M_x^{\omega_x}}$ — постоянная времени.

ПНК включает в себя совокупность датчиков информации, инерциальную систему БИНС, систему автоматического управления полетом БЛА в виде автопилота (АП) с тремя каналами Эйлера (курса, тангажа, крена), каналами стабилизации высоты и скорости полета (рис. 5). Программные устройства формируют сигналы, задающие программу для ориентации БЛА в пространстве и для перемещения его ЦМ. Датчики угловых скоростей (ДУС) — гироскопы и датчики линейных ускорений (ДЛУ) — акселерометры измеряют пространственные и угловые скорости БЛА вокруг ЦМ и его линейные ускорения. Бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) в блоке ориентации определяет

пространственные углы Эйлера и навигационные параметры в блоке навигации. Автопилот (АП) состоит из усилителей — преобразователи, которые являются динамическими звеньями АП, и приводов рулей, элеронов с цепями обратной связи (ОС). АП обеспечивает стабилизацию и управление угловым положением БЛА. При стабилизации движения БЛА относительно ЦМ на вход АП с программы ориентации поступают требуемые программные углы Эйлера $\psi_m, \vartheta_m, \gamma_m$ и с БИНС блока ориентации поступают реальные углы $\psi_p, \vartheta_p, \gamma_p$. В АП формируются сигналы разности входных углов $\Delta\psi, \Delta\vartheta, \Delta\gamma$, которые с помощью замкнутых следящих систем изменяют положение БЛА в пространстве, так, чтобы эти сигналы разности были равны нулю. При управлении угловым положением БЛА на вход АП с программы движения ЦМ поступают сигналы, согласно заданной кинематической траектории полета БЛА, программные изменяющие во времени, а с блока навигации БИНС — сигналы реального положения БЛА в пространстве. Сформированные ошибки Δ этих сигналов с помощью замкнутых систем АП обеспечивают полет БЛА по заданной кинематической траектории.

Автопилот контура управления полетом БЛА является частью САУ полетом БЛА и входит в состав каналов управления углами Эйлера: курсом, тангажом, креном, высотой и скоростью. В простейшем случае каналы углов Эйлера имеют одинаковую структуру и независимы между собой, что позволяет при безинерционном рулевом приводе представить канал тангажа как на рис. 6.

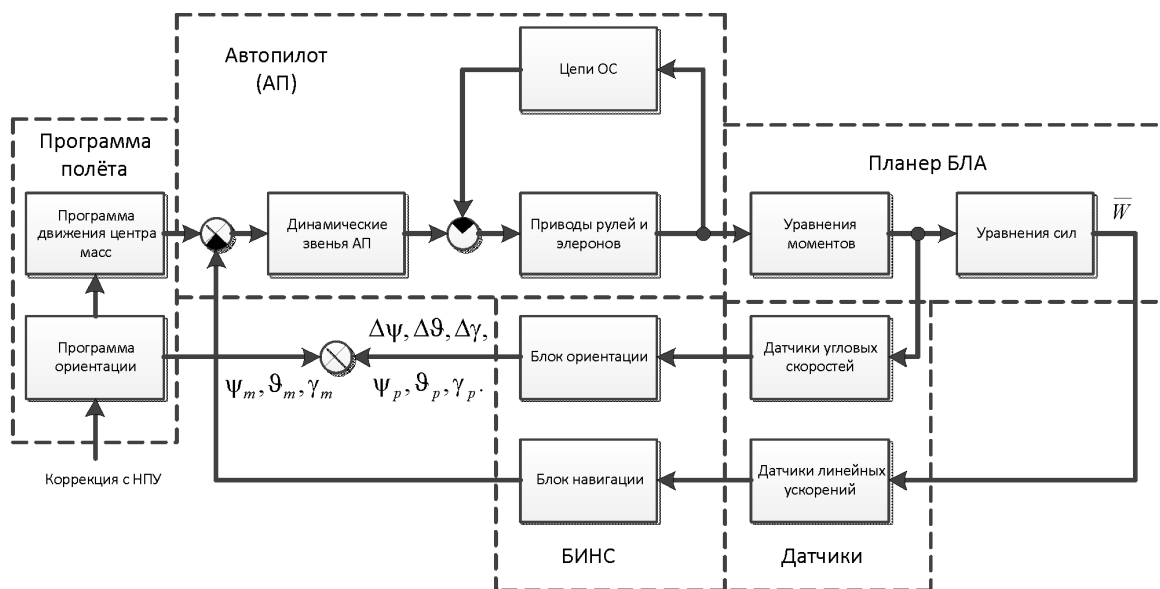


Рис. 5. Структурная схема ПНК

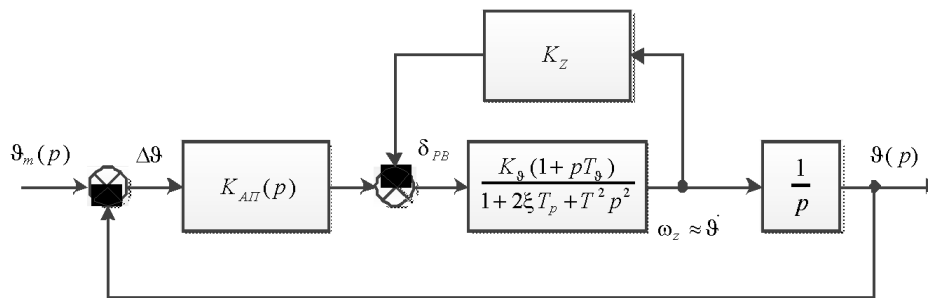


Рис. 6. Канал тангажа автопилота

Чтобы контур САУ по тангажу с автоматическим демпфером был астатическим (не имел бы ошибки по положению относительно полезного сигнала и помех), передаточную характеристику АП в PID-регуляторе выбирают в виде $K_{АП}(p) = K_o + \frac{K_i}{p}$.

Передаточная характеристика замкнутого контура САУ канала тангажа определяется передаточными характеристиками АП и планера БЛА

$$K_o(p) = \frac{K_{АП}(p)K_g(p)}{1 + K_{АП}(p)K_g(p)}. \quad (25)$$

Контур САУ при заданных ошибках управления должен обеспечивать высокое качество переходных процессов и минимальные ошибки слежения установившего режима полета БЛА. Существенным недостатком известных АП является ухудшение их точностных характеристик при изменении (замене) планера БЛА с известными параметрами его передаточной характеристики.

Предложенные авторами Гриднев Ю.В., Пальцев А.Н., Яцына Ю.Ф., Рак С.А. (НПЦ «БАК и технологии») новые схемы робастных автопилотов [4], [5] устраняют вышеуказанные недостатки.

Литература

1. Бодир, В.А. Системы управления летательными аппаратами / В.А. Бодир — М.: «Машиностроение», 1973. — 506 с.
2. Крутько, П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления: цикл лекций / П.Д. Крутько. — М.: «Машиностроение», 2004. — 576 с.
3. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами / Л.С. Гуткин [и др.]. — М.: «Советское радио», 1968. — 679 с.
4. Робастный автопилот канала тангажа: пат. на карысную мадэль №8404 от 24.11.2011 / В.А. Малкин [и др.].
5. Робастный автопилот канала крена: пат. на карысную мадэль №9229 от 12.09.2012 / В.А. Малкин [и др.].