

**Алгоритмы автоматического управления боковым движением
ударного беспилотного летательного аппарата самолетного типа на
воздушном участке полёта**

Кулифеев Ю. Б.^{1*}, Миронова М. М.^{2*}

¹*Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В. Успенского,
ул. Образцова, 7, Москва, 127055, Россия*

²*Главное управление научно-исследовательской деятельности и технологического
сопровождения передовых технологий (инновационных исследований)
Министерства обороны Российской Федерации, ул. Профсоюзная, 84/32, Москва,
117997, Россия*

**e-mail: 7108113@mail.ru*

Аннотация

Изложена методика построения алгоритмов автоматического управления боковым движением ударного беспилотного летательного аппарата (БЛА) самолетного типа на воздушном участке полёта, обеспечивающих движение по заданной траектории. В основу синтеза алгоритмов управления боковым движением положен метод обратных задач динамики. Для проверки работоспособности алгоритмов бокового управления было выполнено моделирование полёта БЛА в условиях бокового ветра. Моделировался взлёт БЛА, выход на режим установившегося горизонтального полёта с заданной скоростью и на заданной высоте и режим посадки на бетонную взлетно-посадочную полосу. Приведены результаты.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, пилотажно-навигационная система беспилотного летательного аппарата, боковое движение, угол крена, угол отклонения элеронов, воздушный участок полета.

Использование ударных БЛА в современной вооруженной борьбе обусловлено необходимостью решения проблемы преодоления системы ПВО в тактической и оперативной глубине, а также средств противовоздушной обороны в тылу противника [1].

Создание и развитие современных БЛА сопряжено с рядом особенностей, связанных с обеспечением автоматического управления полетом в условиях действия множества различных факторов. Одной из существенных проблем при проектировании БЛА является синтез пилотажно-навигационной САУ, пригодной как для управления полётом, так и для управления движением БЛА по аэродрому.

В данной статье в рамках работы по проектированию пилотажно-навигационной САУ ударного БЛА на примере управления боковым движением на воздушном участке полёта демонстрируется применение аналитического конструирования САУ с использованием метода обратных задач динамики [2].

Как известно, при проектировании многоконтурных САУ БЛА в основном используются эвристические подходы, опирающиеся на разработанные ранее прототипы САУ и опыт проектировщиков [3]. В основу структурных схем кладутся определённым образом связанные динамические линейные элементарные звенья автоматики и различные статические нелинейные элементы. Динамика

управляемого объекта, то есть в данном случае БЛА, отражается в значениях числовых коэффициентов этих звеньев. Величина коэффициентов и структурные связи элементов САУ определяются проектировщиками на основе своего опыта и уточняются в процессе длительного математического и полунатурного моделирования с использованием динамических математических моделей БЛА.

В отличие от традиционного подхода к проектированию САУ применение аналитического конструирования с использованием метода обратных задач динамики (МОЗД) позволяет формализовать процесс проектирования и сделать его менее зависимым от опыта проектировщиков. В основе этого метода синтеза алгоритмов САУ лежит использование математических моделей динамики управляемого объекта.

Математические модели динамики БЛА строятся на основе его аэродинамических, инерционно-массовых и геометрических характеристик и параметров, а также с использованием уравнений механики, как правило, твёрдого тела [4]. В настоящее время определение данных характеристик и параметров осуществляется с необходимой для практических приложений точностью, что позволяет считать математические модели динамики БЛА достаточно достоверными.

Уравнения модели динамики используются при синтезе алгоритмов управления движением БЛА как в воздухе, так и на земле. Кроме того, работающая в реальном времени модель динамики предоставляет требуемые для алгоритмов САУ неизмеряемые датчиками параметры движения БЛА.

Естественно, что для реализации алгоритмов управления по методу МОЗД требуются БЦВМ существенно большей вычислительной мощности, чем в случае использования алгоритмов традиционных САУ. Однако при современном уровне развития компьютерной техники реализация на борту БЛА алгоритмов МОЗД не представляет особой сложности [5,6].

Рассмотрим алгоритм автоматического управления, позволяющий реализовать боковое движение тяжелого БЛА самолетного типа на воздушном участке полёта.

Определение требуемого угла крена

Боковое движение БЛА в полёте может возникать при необходимости изменения курса, либо при воздействии такого внешнего возмущения, как боковой ветер [7,8].

При управлении боковым движением ставится задача выдерживать заданное в земной системе координат значение боковой координаты $z_g^{mpeб}$.

При осуществлении режимов взлёта и посадки будем ориентировать продольную ось земной системы координат OX_g по продольной оси ВПП. Тогда отклонение БЛА от продольной оси земной системы координат $\varepsilon_g = z_g - z_g^{mpeб}$ будем считать ошибкой канала бокового управления.

Потребуем, чтобы ошибка ε_g устранялась в соответствии с уравнением

$$\ddot{\varepsilon}_g + \lambda_{1g} \dot{\varepsilon}_g + \lambda_{0g} \varepsilon_g = 0. \quad (1)$$

Уравнению (1) соответствует уравнение для боковой координаты вида:

$$(\ddot{z}_g - \ddot{z}_g^{mpeб}) + \lambda_{1g} (\dot{z}_g - \dot{z}_g^{mpeб}) + \lambda_{0g} (z_g - z_g^{mpeб}) = 0. \quad (2)$$

Для режимов взлёта и посадки будет очевидно, что $z_g^{треб} = \dot{z}_g^{треб} = \ddot{z}_g^{треб} = 0$.

Поэтому уравнение (2) запишется теперь так:

$$\ddot{z}_g + \lambda_{1g} \dot{z}_g + \lambda_{0g} z_g = 0.$$

Будем полагать величины бокового отклонения z_g и его производной \dot{z}_g известными величинами, что позволяет рассчитать требуемую величину второй производной бокового отклонения:

$$\ddot{z}_g^{расч} = -(\lambda_{1g} \dot{z}_g + \lambda_{0g} z_g).$$

Отсюда, в соответствии с методом обратных задач динамики, получаем расчётное значение боковой перегрузки в земной системе координат:

$$n_{z_g}^{расч} = -(\lambda_{1g} \dot{z}_g + \lambda_{0g} z_g) / g. \quad (3)$$

Боковое управляемое движение БЛА происходит за счёт действия боковой силы, которая возникает при наличии крена БЛА. Поэтому на первом этапе работы алгоритма для устранения имеющегося бокового отклонения z_g необходимо определить соответствующее (требуемое) значение угла крена $\gamma^{треб}$.

Воспользуемся третьим уравнением системы дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_g}{dt} &= \cos \psi \cos \mathcal{G} W_x + (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \mathcal{G} \cos \gamma) W_y + \\ &(\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \mathcal{G} \sin \gamma) W_z, \\ \frac{dy_g}{dt} &= \sin \mathcal{G} W_x + \cos \mathcal{G} \cos \gamma W_y - \cos \mathcal{G} \sin \gamma W_z, \\ \frac{dz_g}{dt} &= -\sin \psi \cos \mathcal{G} W_x + (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \mathcal{G} \cos \gamma) W_y + \\ &(\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \mathcal{G} \sin \gamma) W_z. \end{aligned} \right\}$$

для связи боковой перегрузки в земной системе координат с величиной угла крена:

$$\frac{1}{g} \frac{d^2 z_g}{dt^2} = n_{z_g} = -\sin \psi \cos \mathcal{G} n_x + (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \mathcal{G} \cos \gamma) n_y + (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \mathcal{G} \sin \gamma) n_z. \quad (4)$$

В этом уравнении: ψ - угол рыскания, а n_x , n_y и n_z - перегрузки по связанным координатным осям БЛА.

Разрешим уравнение (4) относительно значений косинуса и синуса угла крена γ , полагая $n_{z_g} = n_{z_g}^{расч}$ и выполним замену $\cos \gamma = \sqrt{1 - \sin^2 \gamma}$. Получим:

$$b \cos \gamma = c - a \sin \gamma, \quad (5)$$

где $a = n_y \cos \psi - n_z \sin \psi \sin \mathcal{G}$, $b = n_y \sin \psi \sin \mathcal{G} + n_z \cos \psi$,

$$c = n_x \cos \psi \cos \mathcal{G} + n_{z_g}^{расч}.$$

Возведём левую и правую части уравнения (5) в квадрат и, выполнив замену $\cos^2 \gamma = 1 - \sin^2 \gamma$, получим квадратичное уравнение относительно функции $\sin \gamma$:

$$d \sin^2 \gamma - 2e \sin \gamma + f = 0, \quad (6)$$

где $d = a^2 + b^2$, $e = ac$, $f = c^2 - b^2$.

Уравнение (6) имеет два корня:

$$\sin \gamma_1 = \frac{e + \sqrt{e^2 - df}}{d} \text{ и } \sin \gamma_2 = \frac{e - \sqrt{e^2 - df}}{d}.$$

Процедура выбора нужного решения следующая.

На взлёте при наборе высоты, если $z_g > 0$, то $\sin \gamma = \sin \gamma_1$, иначе

$$\sin \gamma = \sin \gamma_2.$$

На посадке при уменьшении высоты, если $z_g > 0$, то $\sin \gamma = \sin \gamma_2$, иначе

$$\sin \gamma = \sin \gamma_1.$$

Вычисленное значение величины $\sin \gamma$ ограничивается по модулю значением 0,9. Затем определяется требуемая величина угла крена:

$$\gamma_{\text{треб}} = \text{arc}(\sin \gamma).$$

На втором этапе работы системы бокового управления необходимо за счёт отклонения элеронов реализовать требуемый крен БЛА.

Рассмотрим алгоритм управления элеронами для реализации требуемого значения угла крена $\gamma_{\text{треб}}$.

Определение требуемого угла отклонения элеронов

Пусть $\varepsilon_\gamma = \gamma - \gamma_{\text{треб}}$ есть ошибка отработки требуемого значения угла крена.

Потребуем, чтобы ошибка ε_γ устранялась в соответствии с уравнением

$$\ddot{\varepsilon}_\gamma + \lambda_{1\gamma} \dot{\varepsilon}_\gamma + \lambda_{0\gamma} \varepsilon_\gamma = 0. \quad (7)$$

Уравнению (7) соответствует уравнение для текущего значения угла крена и его требуемого значения:

$$(\ddot{\gamma} - \ddot{\gamma}_{\text{треб}}) + \lambda_{1\gamma}(\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_{\text{треб}}) + \lambda_{0\gamma}(\gamma - \gamma_{\text{треб}}) = 0. \quad (8)$$

В этом уравнении используются измеренное текущее значение угла крена γ , требуемое значение угла крена $\gamma^{\text{треб}}$ и их первые и вторые производные.

Производную угла крена будем определять через измеряемые параметры углового движения БЛА:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{aligned} \right\}$$

$$\text{где: } \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \quad (9)$$

Производная требуемого значения угла крена определяется численно:

$$\dot{\gamma}^{\text{треб}} = \frac{\gamma^{\text{треб}}(t_k) - \gamma^{\text{треб}}(t_{k-1})}{\Delta t}, \quad (10)$$

где $\gamma^{\text{треб}}(t_k)$ – требуемое значение угла крена в текущий момент времени, $\gamma^{\text{треб}}(t_{k-1})$ – требуемое значение угла крена в предшествующий момент времени работы алгоритма, $\Delta t = t_k - t_{k-1}$ – дискретность времени работы алгоритма.

Вторая производная требуемого значения угла крена, в силу её малой значимости, полагается равной нулю: $\ddot{\gamma}_{\text{треб}} = 0$.

Таким образом, из соотношения (8) в соответствии с методом обратных задач динамики определяется расчётное значение угла крена:

$$\ddot{\gamma}^{расч} = \lambda_{1\gamma}(\dot{\gamma}_{мреб} - \dot{\gamma}) + \lambda_{0\gamma}(\gamma_{мреб} - \gamma). \quad (11)$$

Определим из уравнения (9) угловую скорость вращения БЛА вокруг его продольной оси:

$$\omega_x = \dot{\gamma} + tg \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \quad (12)$$

Продифференцируем по времени уравнение (12) и, подставив вместо второй производной угла крена её расчётное значение, получим расчётное значение углового ускорения вокруг продольной оси:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x^{расч} = \ddot{\gamma}^{расч} + \frac{1}{\cos^2 \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) + \\ + tg \vartheta (\dot{\omega}_y \cos \gamma - \omega_y \sin \gamma \dot{\gamma} - \dot{\omega}_z \sin \gamma - \omega_z \cos \gamma \dot{\gamma}). \end{aligned} \quad (13)$$

Производные угловых скоростей $\dot{\omega}_y$ и $\dot{\omega}_z$ определяются согласно уравнениям системы (14) или измеряются датчиками угловых ускорений.

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_x + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z - J_{xy} \omega_x \omega_z, \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M_y + (J_z - J_x) \omega_z \omega_x + J_{xy} \omega_y \omega_z, \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2), \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

Располагая значением величины $\dot{\omega}_x^{расч}$, можно вычислить расчётное значение момента вокруг продольной оси:

$$M_x^{расч} = J_x \dot{\omega}_x^{расч} - (J_y - J_z) \omega_y \omega_z + J_{xy} \omega_x \omega_z. \quad (15)$$

Далее, при отличном от нуля значении скоростного напора ($q \neq 0$), вычисляется значение аэродинамического коэффициента m_x :

$$m_x^{расч} = \frac{M_x^{расч}}{qS_{кр}l_{кр}}. \quad (16)$$

По формуле (17) при значении $m_x = m_x^{расч}$ вычисляется величина $\Delta m_x(\alpha, \delta_{эл})$, обусловленная отклонением элеронов.

$$m_x = m_{x_0}(\alpha) + (m_x - m_{x_0})(\alpha, \beta) + \Delta m_x(\alpha, \delta_{рн}) + \Delta m_x(\alpha, \delta_{эл}) + m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\bar{\omega}_y + \Delta m_x^{\varphi_{стаб.кр.}}(\alpha, \varphi_{стаб.танг})\Delta\varphi_{стаб.кр}, \quad (17)$$

Наконец, используя функциональную зависимость $\Delta m_x(\alpha, \delta_{эл})$ при $\Delta m_x = \Delta m_x^{расч}$, определяется требуемый угол отклонения элеронов $\delta_9^{треб}$, который, в свою очередь, отрабатывается силовым следящим приводом элеронов.

Проверка работоспособности алгоритмов бокового управления

Для проверки работоспособности рассмотренных выше алгоритмов бокового управления было выполнено моделирование полёта БЛА в условиях бокового ветра. Моделировался взлёт БЛА, выход на режим установившегося горизонтального полёта с заданной скоростью и на заданной высоте и режим посадки на бетонную ВПП вплоть до полной остановки.

На рисунке 1 представлены графики изменения высоты и путевой скорости в процессе всего полёта вплоть до полной посадки. Полёт осуществлялся в условиях постоянного бокового ветра со скоростью 10 м/с. Ветер был направлен в правый борт БЛА.

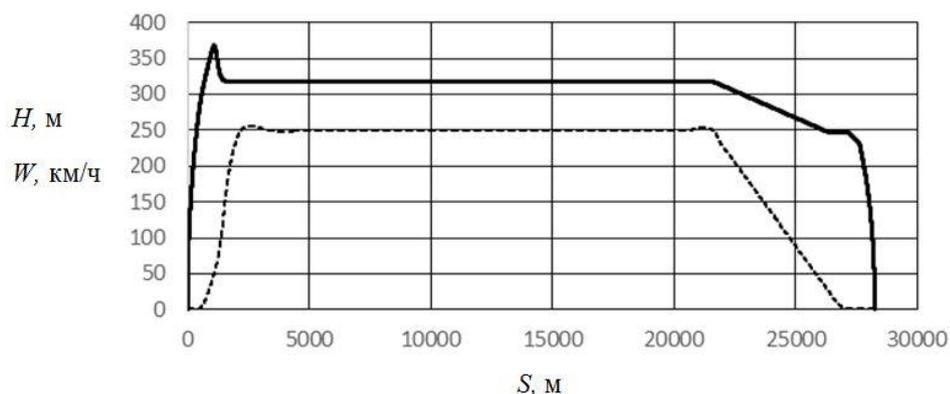


Рисунок 1. Изменение высоты (пунктирная линия) и путевой скорости (сплошная линия) в процессе полёта

Взлёт осуществлялся при работе двигателей на режиме максимальной тяги. При скорости 245 км/час за счёт отклонения стабилизатора начался вывод БЛА на угол тангажа 12 градусов. Отрыв колёс основных стоек шасси от ВПП произошёл при путевой скорости, равной 258,5 км/час. Дистанция разбега до отрыва от ВПП была равна 407 метрам, а время разбега составило 11 секунд. Набор высоты осуществлялся при полёте с постоянным углом тангажа, равном 12° . На высоте 50 метров от поверхности земли включился режим вывода на высоту 250 метров и воздушную скорость 320 км/час установившегося горизонтального полёта. Через 20 секунд от момента старта на высоте 54 метра было убрано шасси, ещё через 3 секунды были убраны закрылки и носки.

На 45 секунде полёта БЛА вышел на заданные высоту и воздушную скорость установившегося горизонтального полёта. При этом путевая скорость была равна 318 км/час.

Через 250 секунд полёта началось снижение по прямому участку глиссады с углом 2 градуса 40 минут. С высоты 30 метров БЛА начал снижаться по кривой

выравнивания. В момент касания ВПП вертикальная скорость БЛА равнялась $-0,63$ м/с, то есть была реализована мягкая посадка. Дистанция пробега по ВПП без выпуска парашюта составила 1190 метров.

Наличие бокового ветра инициировало работу бокового канала управления полётом для обеспечения движения БЛА по заданному направлению пути. На рисунке 2 показано боковое отклонение БЛА от заданной линии пути в течение всего полёта.

При взлёте в момент отрыва БЛА от ВПП боковое отклонение от оси ВПП составило 1,4 метра. Максимальное боковое отклонение, равное 4,5 метра, было на высоте 157 метров в процессе набора высоты. В процессе установившегося горизонтального полёта и снижения по глиссаде боковое отклонение от линии пути практически отсутствовало. Так в момент касания ВПП при посадке боковое отклонение составляло 0,05 м. При пробеге по ВПП после приземления максимальное боковое отклонение было равно 1,2 метра.

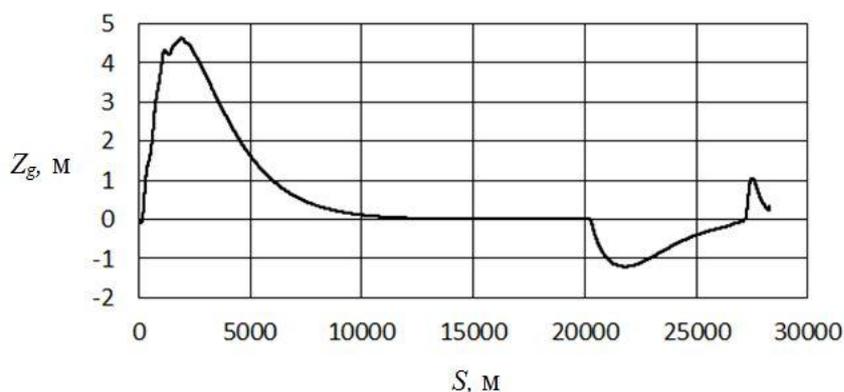


Рисунок 2. Боковое отклонение БЛА от заданной линии пути в течение полёта

Выводы

Полученные в процессе моделирования результаты доказывают хорошую эффективность рассмотренных алгоритмов бокового канала управления.

Разработанный алгоритм управления боковым движением БЛА на воздушном участке полёта достаточно эффективно решает задачу устранения бокового отклонения БЛА при движении по воздушному участку. Доказана возможность использования метода обратных задач динамики для синтеза перспективных цифровых систем управления воздушным движением БЛА самолётного типа.

Методом математического моделирования обоснована работоспособность и эффективность разработанных алгоритмов автоматического управления боковым движением БЛА на воздушном участке полёта. В том числе в условиях действия ветровых возмущений.

Библиографический список

1. Котик М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов. - М.: Машиностроение, 1984. - 256 с.
2. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели. - М.: Наука, 1988. - 328 с.
3. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов. - М.: Наука, Физматлит, 1998. - 143 с.
4. Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. Динамика авиационных ГТД. - М.: Машиностроение, 1989. - 239 с.

5. Аюпов А.И., Алакоз Г.М., Беккиев А.Ю., Кутахов В.П., Пляскота С.И. Беспилотники. Проблемы создания и внедрения // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 22-33.

6. Телухин С.В., Матвеев В.В. Беспилотный летательный аппарат как объект управления // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 10. С. 7-10.

7. Александров А.А., Кабанов С.А. Оптимизация посадки беспилотного летательного аппарата с учетом ограничений на управление // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 2. С. 50-54.

8. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Чуянов Г.А. Проблемные вопросы развития технологий создания бортового оборудования летательных аппаратов военного назначения // Вооружение и экономика. 2013. № 4 (25). С. 42-48.