

Синтез автоматического управления посадкой БЛА самолётного типа и анализ устойчивости желаемых режимов движения

Л. И. КУЛИКОВ

АО «ЦНИИАГ»

e-mail: leo-is-the-first@ya.ru

УДК 629.07.05+533.6+629.7.015.7

Ключевые слова: посадка БЛА, алгоритмы управления, устойчивость, области устойчивости, математическое моделирование.

Аннотация

Работа посвящена разработке алгоритмов управления лёгким беспилотным летательным аппаратом (БЛА) самолётного типа на этапе посадки. Несмотря на немалое количество книг, статей и монографий, посвящённых данной тематике, вопрос об управлении посадкой, в частности в классе лёгких БЛА (до 20 кг), всё ещё остаётся актуальным. В статье рассматривается модель лёгкого БЛА с V-образным килем. Механизация такого аппарата включает в себя флапероны и элероны. Для описания полёта БЛА составлена система нелинейных дифференциальных уравнений. Построен закон автоматического управления в продольном и боковом каналах, а также закон управления тягой. Проведён анализ управляемой системы на устойчивость путём построения областей устойчивости в пространстве коэффициентов обратной связи. Приведены результаты численного моделирования полёта при наличии внешних возмущений.

Abstract

L. I. Kulikov, Synthesis of automatic control for plane-type UAV landing and stability analysis of desired motion regimes, Fundamentalnaya i prikladnaya matematika, vol. 22 (2018), no. 2, pp. 209–220.

This paper is concerned with a small UAV (unmanned aerial vehicle) control algorithm development during landing. The UAV landing problem for small UAVs (less than 20 kg) remains actual despite the great amount of books, papers, and monographies devoted to this topic. In this paper, a model with V-shaped keel is under consideration. Mechanisation of such a vehicle consists of flaperons and ailerons. To describe a flight, a system of nonlinear differential equations is developed. The automatic control both for longitudinal and lateral motion as well as for thrust is designed. The stability analysis of the controlled system is conducted by plotting stability regions in the space of the feedback coefficients. The results of a numerical modeling of a flight with external disturbances are given.

Фундаментальная и прикладная математика, 2018, том 22, № 2, с. 209–220.

© 2018 Национальный Открытый Университет «ИНТУИТ»

1. Введение

Задача создания беспилотных летательных аппаратов (БЛА) сегодня является весьма актуальной в российском авиастроении. Основным назначением БЛА самолётного типа является наблюдение, разведка и аэрофотосъёмка объектов, находящихся на поверхности Земли.

Для всех разработанных в нашей стране лёгких БЛА самолётного типа сегодня предусмотрена посадка при помощи парашюта или захватывающих сетей [9, 12, 13, 15, 16]. Однако нередко БЛА несут на себе дорогостоящее оборудование, которое может быть повреждено при посадке на Землю при помощи парашюта. Порывы бокового ветра могут снести парашютируемый аппарат на деревья, провода ЛЭП и т. д.

Чтобы обеспечить сохранность как оборудования, так и самого аппарата, предлагается вариант автоматической посадки на взлётно-посадочную полосу (ВПП), используемый для пилотируемых самолётов. В качестве ВПП могут служить и участок дороги, и ровная поляна. Трудности при таком способе посадки лёгкого (до 20 кг) аппарата связаны с порывами ветра, ошибками измерений датчиков. Кроме того, трудности могут возникнуть при сложных метеословиях.

В данной работе рассматривается алгоритм автоматической посадки БЛА при наличии случайных порывов ветра, имеющих градиентную и турбулентную составляющие. Учёт прочих возмущений станет следующим этапом развития предлагаемого алгоритма.

2. Системы координат

Для описания полёта БЛА вводятся три системы координат. Первая, локальная, система координат $O\xi\eta\zeta$ задаётся следующим образом: начало координат находится в начале ВПП (торце ВПП) — точке O , продольная ось $O\xi$ направлена к концу ВПП, вертикальная $O\eta$ совпадает с местной вертикалью, а боковая ось $O\zeta$ дополняет репер до правой тройки.

Другая система координат $Cxyz$ жёстко связана с БЛА. Начало этой связанной системы координат лежит в центре масс аппарата. Её ориентация относительно локальной системы координат задаётся углами Крылова φ , ϑ , γ — углами рыскания, тангажа, крена соответственно [3]. Для упрощения модели Земля считается плоской и невращающейся.

Третья рассматриваемая система координат $Cx_v y_v z_v$ — воздушная, получаемая из связанной системы координат путём поворота на углы атаки α и скольжения β [2, 7].

В локальной системе координат задаётся программная траектория (глиссада), состоящая из горизонтального участка AB на высоте 50 м, линейного наклонного участка BC и экспоненты CD , на которой происходит выравнивание БЛА (рис. 1). Таким образом, задача посадки летательного аппарата на ВПП

сводится к задаче синтеза алгоритма управления, обеспечивающего «захват» программной траектории и движение по ней вплоть до касания шасси объекта поверхности ВПП.

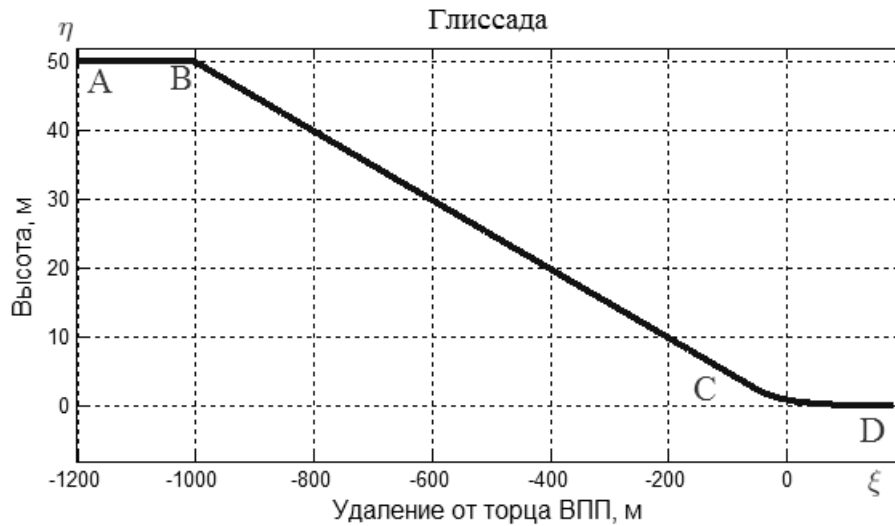


Рис. 1. Глиссада

3. Математическая модель

В данной работе моделируется движение БЛА массой $m = 15 \text{ кг}$ и размахом крыльев $L = 3,5 \text{ м}$. Оперение аппарата состоит из V-образного киля, элеронов и флаперонов. V-образный киль используется как руль высоты в симметричном режиме и как руль направления в дифференциальном режиме. Аппарат развивает тягу при помощи пропеллера, установленного спереди.

Для описания полёта БЛА составляется пространственная математическая модель [3]:

$$\begin{aligned} \dot{v}_x &= -\omega_y v_z + \omega_z v_y + \frac{P - mg \sin \vartheta - X \cos \alpha \cos \beta + Y \sin \alpha \cos \beta - Z \sin \beta}{m}, \\ \dot{v}_y &= -\omega_z v_x + \omega_x v_z + \frac{-mg \cos \vartheta \cos \gamma + X \sin \alpha + Y \cos \alpha}{m}, \\ \dot{v}_z &= -\omega_x v_y + \omega_y v_x + \frac{mg \cos \vartheta \sin \gamma - X \cos \alpha \sin \beta + Y \sin \alpha \sin \beta + Z \cos \beta}{m}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_x &= \frac{(I_y - I_z)\omega_y\omega_z + M_x qSL}{I_x}, \\
\dot{\omega}_y &= \frac{(I_z - I_x)\omega_x\omega_z + M_y qSL}{I_y}, \\
\dot{\omega}_z &= \frac{(I_x - I_y)\omega_x\omega_y + M_z qSL}{I_z}, \\
\dot{\psi} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}, \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\
\dot{\gamma} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta, \\
\dot{\xi} &= v_x \cos \psi \cos \vartheta + v_y (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \\
&\quad + v_z (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma), \\
\dot{\eta} &= v_x \sin \vartheta + v_y \cos \vartheta \cos \gamma - v_z \cos \vartheta \sin \gamma, \\
\dot{\zeta} &= -v_x \sin \psi \cos \vartheta + v_y (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \\
&\quad + v_z (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma).
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь v_x, v_y, v_z — проекции вектора скорости центра масс аппарата на оси связанной системы координат; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции вектора угловой скорости БЛА на оси связанной системы координат; ξ, η, ζ — координаты центра масс беспилотника в локальной системе координат; α, β — углы атаки и скольжения БЛА. X, Y, Z — проекции вектора полной аэродинамической силы, действующей на БЛА, на оси воздушной системы координат: X — лобовое сопротивление, Y — подъёмная сила, Z — боковая сила. g — ускорение свободного падения в районе ВПП, P — тяга, развиваемая пропеллером. I_x, I_y, I_z — главные моменты инерции БЛА (тензор инерции предполагается диагональным), q — скоростной напор набегающего потока, S — площадь крыльев, L — размах крыльев, b_A — средняя аэродинамическая хорда; M_x, M_y, M_z — безразмерные коэффициенты моментов крена, рыскания и тангажа соответственно.

К представленным дифференциальным уравнениям добавляются алгебраические соотношения:

$$q = \frac{1}{2}\rho v^2, \tag{2}$$

$$v^2 = v_x^2 + v_y^2 + v_z^2, \tag{3}$$

$$\alpha = -\operatorname{arctg} \frac{v_y}{v_x}, \tag{4}$$

$$\beta = \operatorname{arcsin} \frac{v_z}{v}, \tag{5}$$

$$X = C_x qS, \tag{6}$$

$$Y = C_y qS, \tag{7}$$

$$Z = C_z qS, \tag{8}$$

$$C_x = C_x(\alpha, \delta_{\text{нар}}), \tag{9}$$

$$C_y = C_y^0 + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\omega_z} \omega_z + C_y^{\delta_{TS}} \delta_{TS} + C_y^{\delta_{flap}} \delta_{flap}, \quad (10)$$

$$C_z = C_z^0 + C_z^\beta \beta + C_z^{\omega_x} \omega_x + C_z^{\omega_y} \omega_y + C_z^{\delta_{ail}} \delta_{ail} + C_z^{\delta_{dir}} \delta_{dir}, \quad (11)$$

$$M_x = M_x^0 + M_x^\beta \beta + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^{\delta_{ail}} \delta_{ail} + M_x^{\delta_{dir}} \delta_{dir}, \quad (12)$$

$$M_y = M_y^0 + M_y^\beta \beta + M_y^{\omega_x} \omega_x + M_y^{\omega_y} \omega_y + M_y^{\delta_{ail}} \delta_{ail} + M_y^{\delta_{dir}} \delta_{dir}, \quad (13)$$

$$M_z = M_z^0 + M_z^\alpha \alpha + M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\delta_{TS}} \delta_{TS} + M_z^{\delta_{flap}} \delta_{flap}, \quad (14)$$

где v — воздушная скорость БЛА, C_x , C_y , C_z — безразмерные коэффициенты аэродинамических сил; δ_{TS} — угол отклонения руля высоты, δ_{dir} — угол отклонения руля направления, δ_{flap} — угол отклонения флаперонов (в симметричном режиме), δ_{ail} — угол отклонения элеронов (в дифференциальном режиме). M_x^0 , M_x^β , $M_x^{\omega_x}$, $M_x^{\omega_y}$, $M_x^{\delta_{ail}}$, $M_x^{\delta_{dir}}$, M_y^0 , M_y^β , $M_y^{\omega_x}$, $M_y^{\omega_y}$, $M_y^{\delta_{ail}}$, $M_y^{\delta_{dir}}$, M_z^0 , M_z^α , $M_z^{\omega_z}$, $M_z^{\delta_{TS}}$, $M_z^{\delta_{flap}}$ — заданные постоянные производные моментов крена, рыскания и тангажа. C_y^0 , C_y^α , $C_y^{\omega_z}$, $C_y^{\delta_{TS}}$, $C_y^{\delta_{flap}}$, C_z^0 , C_z^β , $C_z^{\omega_x}$, $C_z^{\omega_y}$, $C_z^{\delta_{ail}}$, $C_z^{\delta_{dir}}$ — заданные постоянные коэффициенты аэродинамических сил [3]. $C_x(\alpha, \delta_{flap})$ — некоторая заданная функция, которую будем считать линейной по δ_{flap} . Выпишем уравнения, которые моделируют поведение рулей высоты, направления и элеронов с запаздыванием, характеризующимся постоянной времени T_{rm} :

$$T_{rm} \dot{\delta}_{TS} = \delta_{TS}^{progr} - \delta_{TS}, \quad T_{rm} \dot{\delta}_{ail} = \delta_{ail}^{progr} - \delta_{ail}, \quad T_{rm} \dot{\delta}_{dir} = \delta_{dir}^{progr} - \delta_{dir}. \quad (15)$$

Полученная система (1), (15), дополненная соотношениями (2)–(14) и законами управления отклонением рулей, элеронов и флаперонов, будет полной и замкнутой.

4. Синтез алгоритма управления в вертикальной плоскости

В вертикальной плоскости БЛА управляется рулём высоты и флаперонами. Закон управления записывается в следующем виде:

$$\delta_{TS}^{progr} = \begin{cases} \delta_{TS}^{\min} & \text{при } \hat{\delta}_{TS} < \delta_{TS}^{\min}, \\ \hat{\delta}_{TS} & \text{при } \delta_{TS}^{\min} \leq \hat{\delta}_{TS} \leq \delta_{TS}^{\max}; \quad \hat{\delta}_{TS} = \delta_{TS}^0 + k_{\omega_z} \omega_z + k_h \delta h + k_{v_h} \dot{h}, \\ \delta_{TS}^{\max} & \text{при } \hat{\delta}_{TS} > \delta_{TS}^{\max}, \end{cases} \quad (16)$$

где

$$\delta h = \begin{cases} \delta h^{\min} & \text{при } \eta - h_{progr}(\xi) < \delta h^{\min}, \\ \eta - h_{progr}(\xi) & \text{при } \delta h^{\min} \leq \eta - h_{progr}(\xi) \leq \delta h^{\max}, \\ \delta h^{\max} & \text{при } \eta - h_{progr}(\xi) > \delta h^{\max}. \end{cases}$$

Здесь k_{ω_z} , k_h , k_{v_h} — коэффициенты обратной связи, способ их нахождения описан ниже. δ_{TS}^0 — балансировочный угол отклонения руля высоты при горизонтальном полёте. Ограничения на угол отклонения руля высоты принимаем следующими: $\delta_{TS}^{\min} = -25^\circ$ и $\delta_{TS}^{\max} = 25^\circ$; ограничения на приращение сигнала по

высоте следующие: $\delta h^{\min} = -2 \text{ м}$, $\delta h^{\max} = 2 \text{ м}$; $h_{\text{progr}}(\xi)$ — программная высота. Более подробно синтез данного закона представлен в [6, разд. 3]. В данной статье предполагается, что $\delta_{\text{пар}} \equiv 0$.

5. Закон управления тягой

Закон управления тягой строится в виде

$$P = \begin{cases} P^{\min} & \text{при } \hat{P} < P^{\min}, \\ \hat{P} & \text{при } P^{\min} \leq \hat{P} \leq P^{\max}; \hat{P} = P_0 + k_v(v - v_{\text{progr}}), \\ P^{\max} & \text{при } \hat{P} > P^{\max}. \end{cases} \quad (17)$$

Здесь k_v — коэффициент обратной связи по отклонению скорости от её программного значения v_{progr} , $P^{\min} = 0$, $P^{\max} = 20 \text{ Н}$ — нижнее и верхнее ограничения на тягу двигателя, P_0 — балансировочное значение тяги для горизонтального полёта. Подробные пояснения к закону управления тягой изложены в [6, разд. 3].

6. Синтез алгоритма управления в горизонтальной плоскости

Внешнее траекторное управление осуществляется при помощи элеронов по так называемой «перекрёстной» схеме. Для того чтобы изменить курс, вычисляется разность текущего и программного углов курса $\Delta\varphi$, затем она преобразуется в сигнал по углу крена $\hat{\gamma}_d$, который подаётся на элероны. У БЛА появляется крен, и возникает боковая сила. Эта сила смещает БЛА по горизонтали — в боковом направлении.

Кроме рассогласования по курсу $\Delta\varphi$, формируемый сигнал по углу крена $\hat{\gamma}_d$ содержит боковое отклонение $\Delta\zeta$ центра масс БЛА от программной траектории и величину боковой скорости $\Delta v_\zeta = v_\zeta = \dot{\zeta}$:

$$\hat{\gamma}_d = k_\varphi \Delta\varphi + k_\zeta \Delta\zeta + k_{\dot{\zeta}} \Delta v_\zeta.$$

Полученный сигнал ограничивается снизу и сверху значениями $\gamma^{\min} = -20^\circ$ и $\gamma^{\max} = 20^\circ$:

$$\gamma_d = \begin{cases} \gamma^{\min} & \text{при } \hat{\gamma}_d < \gamma^{\min}, \\ \hat{\gamma}_d & \text{при } \gamma^{\min} \leq \hat{\gamma}_d \leq \gamma^{\max}, \\ \gamma^{\max} & \text{при } \hat{\gamma}_d > \gamma^{\max}. \end{cases} \quad (18)$$

На элероны поступает сигнал, пропорциональный разности между текущим значением угла крена и сигналом (18), а также сигнал, пропорциональный угловой скорости ω_x :

$$\delta_{\text{ail}}^{\text{progr}} = \begin{cases} \delta_{\text{ail}}^{\text{min}} & \text{при } \hat{\delta}_{\text{ail}} < \delta_{\text{ail}}^{\text{min}}, \\ \hat{\delta}_{\text{ail}} & \text{при } \delta_{\text{ail}}^{\text{min}} \leq \hat{\delta}_{\text{ail}} \leq \delta_{\text{ail}}^{\text{max}}; \hat{\delta}_{\text{ail}} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_d) + k_{\omega_x}\omega_x, \\ \delta_{\text{ail}}^{\text{max}} & \text{при } \hat{\delta}_{\text{ail}} > \delta_{\text{ail}}^{\text{max}}. \end{cases} \quad (19)$$

Здесь $\delta_{\text{ail}}^{\text{min}} = -25^\circ$ и $\delta_{\text{ail}}^{\text{max}} = 25^\circ$ — нижнее и верхнее ограничения на угол отклонения элеронов, k_{φ} , k_{ζ} , $k_{\dot{\zeta}}$, k_{γ} , k_{ω_x} — коэффициенты обратной связи. Такой тип управления элеронами (19) в литературе носит название «жёсткой обратной связи» [2, гл. VII].

Стабилизация курса осуществляется при помощи «демпфера рыскания», который гасит высокочастотные колебания, не мешая при этом установившемуся развороту БЛА на заданный угол курса [8, гл. III]. Для этого угловая скорость ω_y проходит через издромный фильтр с постоянной времени T_n . Полученный сигнал $\tilde{\omega}_y$ поступает на руль направления:

$$\delta_{\text{dir}} = k_{\tilde{\omega}_y}\tilde{\omega}_y. \quad (20)$$

7. Исследование пространственной модели на устойчивость

Рассмотрим стационарный режим полёта на участке BC (см. рис. 1) с постоянной скоростью $v = v_{\text{progr}} = 25$ м/с с нулевым курсом и невыпущенными флаперонами по переменным v_x , v_y , v_z , ω_x , ω_y , ω_z , $\tilde{\omega}_y$, ϑ , ψ , γ , δh , ζ , δ_{TS} , δ_{ail} , δ_{dir} :

$$\begin{aligned} v_x^* &= v \cos \vartheta^*, & v_y^* &= -v \sin \vartheta^*, & v_z^* &= 0, \\ \omega_x^* &= \omega_y^* = \tilde{\omega}_y^* = \omega_z^* = 0, & \psi^* &= \gamma^* = 0, \\ \vartheta^* &= \vartheta_0^{\text{inc.fl.}}, & \delta h^* &= \zeta^* = 0, & \delta_{\text{TS}} &= \delta_{\text{TS},0}^{\text{inc.fl.}}, & \delta_{\text{ail}} &= \delta_{\text{dir}} = 0. \end{aligned} \quad (21)$$

Здесь $\vartheta_0^{\text{inc.fl.}}$, $\delta_{\text{TS},0}^{\text{inc.fl.}}$ — балансировочные углы тангажа и отклонения руля высоты при полёте вдоль наклонного участка глиссады BC . Для обеспечения асимптотической устойчивости режима (21) достаточно потребовать, чтобы тривиальное решение системы (1), (15) с управлением (16), (17), (19), (20), линеаризованной около стационарного режима движения (21), было асимптотически устойчивым [1, 10]. Для обеспечения асимптотической устойчивости требуется установить значения всех коэффициентов обратной связи.

Подробно алгоритм линеаризации систем такого типа описывается в [4]. В [6] показано, что полученная линеаризованная система разбивается на две независимые подсистемы: одна, 6-го порядка, описывает движение аппарата в вертикальной плоскости, а другая, 9-го порядка, — в горизонтальной. Подобное разделение движений, как известно, существенно облегчает анализ устойчивости желаемого стационарного режима движения.

Так как исследование устойчивости проводится для обеих систем аналогично, изложим выкладки на примере второй, описывающей полёт в горизонтальной плоскости. Для неё характеристический многочлен имеет следующий

вид:

$$\lambda^9 + a_1\lambda^8 + \dots + a_8\lambda + a_9 = 0, \quad \text{где } a_i = a_i(T_{\text{гм}}, k_{\varphi}, k_{\zeta}, k_{\dot{\zeta}}, k_{\gamma}, k_{\omega_x}, k_{\omega_y}). \quad (22)$$

Выражения для коэффициентов a_i ($i = 1, \dots, 9$) из-за их громоздкости здесь не приводятся.

Для многочлена (22) составляется матрица Гурвица [6, 10] размерности 9×9 . Для того чтобы система обладала свойством асимптотической устойчивости, необходимо и достаточно, чтобы все угловые миноры этой матрицы были положительными. Таким образом, получается система из девяти нелинейных неравенств. Данный критерий устойчивости известен как критерий Рауса—Гурвица. Ему эквивалентен критерий Льенара—Шипара, который утверждает, что для устойчивости системы достаточно потребовать положительности всех чётных или всех нечётных угловых миноров [14].

Проведённое в пакете «Mathematica» численное исследование этой системы неравенств показало, что ей соответствует некоторая непустая область в пространстве коэффициентов $T_{\text{гм}}, k_{\varphi}, k_{\zeta}, k_{\dot{\zeta}}, k_{\gamma}, k_{\omega_x}, k_{\omega_y}$. Если зафиксировать часть коэффициентов, например $k_{\varphi}, k_{\gamma}, k_{\omega_x}, k_{\omega_y}$, то можно построить семейство проекций этой области на плоскость коэффициентов $k_{\zeta}, k_{\dot{\zeta}}$ при различных значениях постоянной времени запаздывания в рулевых машинах $T_{\text{гм}}$ (рис. 2). Область «1» соответствует постоянной времени $T_{\text{гм}} = 0,1$ с, она содержится в области «2», соответствующей постоянной времени $T_{\text{гм}} = 0,09$ с, и т. д., область «10» соответствует значению $T_{\text{гм}} = 0,01$ с и содержит в себе область «9» с постоянной времени $T_{\text{гм}} = 0,02$ с. Выбор коэффициентов $k_{\zeta}, k_{\dot{\zeta}}$, принадлежащих одной из областей «1», ..., «10» (в зависимости от технических характеристик эксплуатируемых на данном БЛА рулевых машин), делает тривиальное решение системы асимптотически устойчивым (см. рис. 2).

Кроме того, из рассмотрения рис. 2, 3 следует, что область устойчивости, соответствующая большему времени запаздывания, лежит внутри области устойчивости, соответствующей меньшему времени запаздывания, что представляется естественным.

Так же обстоит дело и для подсистемы, описывающей движение БЛА в вертикальной плоскости (см. рис. 3). Для этой подсистемы области строятся в плоскости коэффициентов k_h, k_{v_h} при фиксированных значениях коэффициентов k_v, k_{ω_z} . Нумерация областей точно такая же, как и на рис. 2.

Построенные области дают представление о том, какие значения коэффициентов обратной связи нужно выбирать, чтобы обеспечить асимптотическую устойчивость желаемого режима движения (21) при различных величинах запаздывания в рулевых машинах. Кроме того, из работы [6] следует, что для стационарного режима движения вдоль горизонтальной прямой границы областей устойчивости близки к таковым на рис. 2, 3. Поэтому представляется разумным сохранить выбранные коэффициенты обратной связи не только для участка BC , но и для участков AB и CD (см. рис. 1).

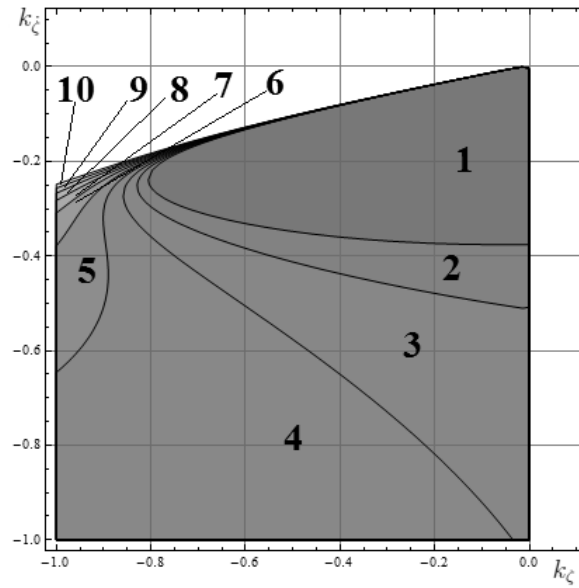


Рис. 2. Области устойчивости для движения в горизонтальной плоскости

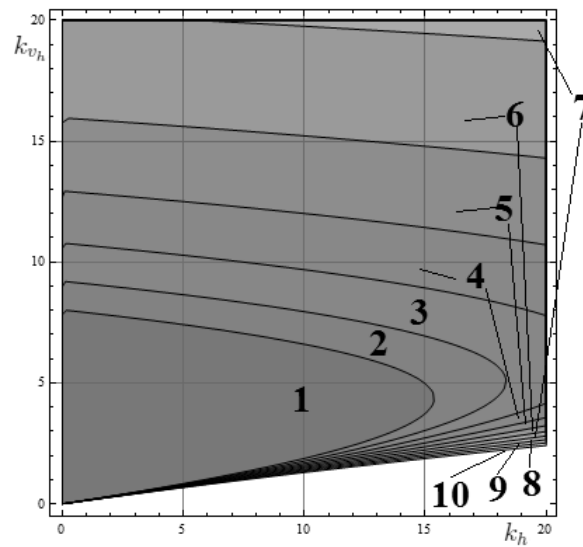


Рис. 3. Области устойчивости для движения в вертикальной плоскости

8. Численное моделирование

Для тестирования построенного управления используем стандартную модель ветровых возмущений [5]. Согласно этой модели скорость ветра имеет градиентную составляющую, которая растёт как линейная функция от логарифма высоты, и турбулентную, которая рассчитывается по модели Драйдена [11].

Проведём серию численных экспериментов при выбранном алгоритме автоматического управления со значением постоянной времени запаздывания, равным $T_{gm} = 0,02$ с. Это значение соответствует области «9» на рис. 2, 3; коэффициенты обратной связи выбираются из этой области. В системе (1), (15) с управлением (16), (17), (19), (20), при больших отклонениях от стационарного режима начинают проявляться нелинейные эффекты, такие, как выход управляющих сигналов на ограничения. Поэтому выбор коэффициентов из области был скорректирован с учётом динамики переходных процессов, возникающих в системе.

При моделировании в алгоритм закладываются следующие программные значения: скорость полёта 25 м/с, программная высота выбирается в точности, как на рис. 1; балансирующие значения тяги $P_0^{inc.fl.}$ и угла отклонения руля высоты $\delta_{TS,0}^{inc.fl.}$, используемые в (16) и (17), вычисляются методом, описанным подробно в [6]. Программная траектория находится в вертикальной плоскости, проходящей через ВПП.

На рис. 4 и 5 представлены результаты серии экспериментов с ветром. Боковое отклонение от программной траектории в целом находится в пределах $0,6$ м, имея отдельные выбросы до 1 м при сильных порывах. Такие отклонения являются вполне приемлемыми даже при посадке на участок узкой дороги. Что касается ошибок по высоте, то они лежат в пределах 1 м, что является нормальным для полёта по глиссаде до начала выравнивания. Для того чтобы планер

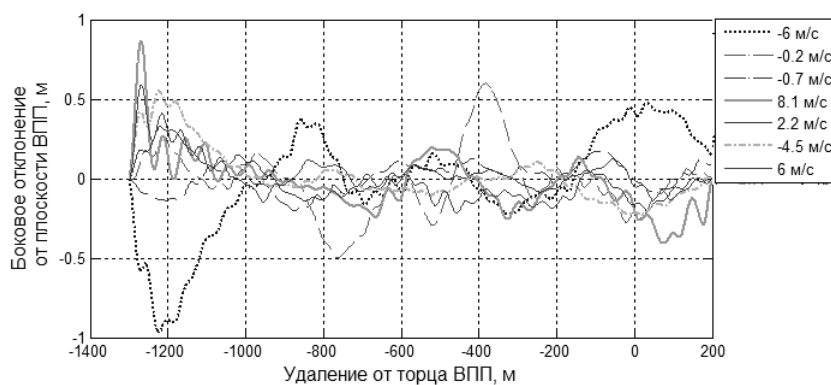


Рис. 4. Боковое отклонение от программной траектории при боковом ветре различной силы. В легенде указана скорость бокового ветра на высоте 10 м

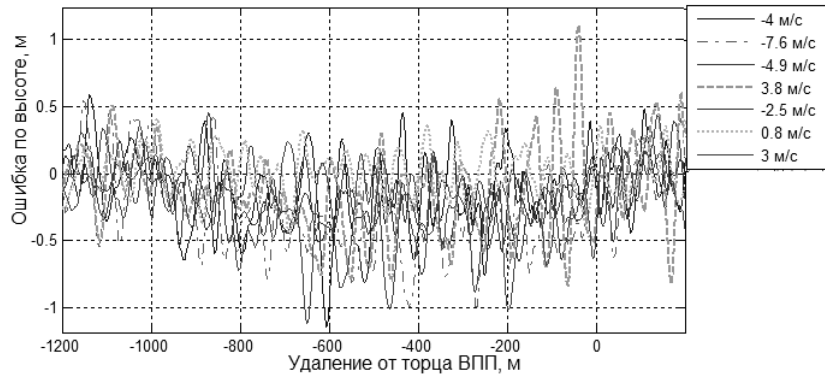


Рис. 5. Отклонение по высоте от программной траектории при продольном ветре различной силы. В легенде указана скорость продольного ветра на высоте 10 м

совершил мягкую посадку, выбросы при выравнивании не должны превышать 0,2—0,3 м. Единственный серьёзный выброс в серии экспериментов на этапе выравнивания произошёл при ощутимом попутном ветре (3,8 м/с). Поэтому логичным становится требование заложить в программу автопилота зависимость выбора глиссады от направления ветра, чтобы посадка БЛА происходила в направлении против ветра.

Литература

- [1] Богословский С. В., Дорофеев А. Д. Динамика полёта летательных аппаратов. — СПб.: СПбГУАП, 2002. — С. 34—41.
- [2] Бочкарёв А. Ф., Андреевский В. В. Аэромеханика самолёта. — М.: Машиностроение, 1985. — С. 14—19.
- [3] Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика самолёта. Пространственное движение. — М.: Машиностроение, 1983. — Гл. I.
- [4] Воробьёв В. Г., Кузнецов С. В. Автоматическое управление полётом самолётов. — М.: Транспорт, 1995. — Гл. II.
- [5] ИКАО. Документ № АМЗ/36-78.
- [6] Куликов Л. И. Синтез алгоритма управления полётом БПЛА самолётного типа на этапе посадки // Сб. мат. Десятой Всероссийской науч.-практ. конф. «Перспективные системы и задачи управления» и Шестой молодежной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах». Т. 1. — С. 34—46.
- [7] Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. — М.: Оборонгиз, 1962. — С. 42—47.
- [8] Михалёв И. А., Окоёмов Б. Н., Павлина И. Г., Чиклаев М. С., Эйдинов Н. М. Системы автоматического управления самолётом. Методы анализа и расчёта. — М.: Машиностроение, 1971.

- [9] Сенюшкин Н. С., Ямалиев Р. Р., Усов Д. В., Мураева М. А. Особенности классификации БПЛА самолётного типа // Молодой учёный. — 2010. — Т. 1, № 11 (22). — С. 65—68.
- [10] Четаев Н. Г. Устойчивость движения. — М: Наука, 1965.
- [11] Dryden H. L., Abbott I. H. The Design of Low-Turbulence Wind Tunnels. — NACA, Technical Note No. 1755. — 1949.
- [12] <http://enics.ru/bla>.
- [13] <http://irkut-uav.ru/>.
- [14] Liénard A., Chipart H. Sur la signe de la partie réelle des racines d'une équation algébrique // J. Math. Pures Appl. — 1914. — Vol. 10. — P. 291—346.
- [15] <http://www.bpla-t.ru/Pioner>.
- [16] <http://zala.aero/category/production/bla/planes/>.