

## УПРАВЛЯЮЩИЕ И ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 681.532.5

### УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПОЛНОЙ ЭНЕРГИИ

© С. А. Белоконь, А. П. Герасимова, Ю. Н. Золотухин, К. Ю. Котов,  
А. С. Мальцев

*Институт автоматики и электрометрии СО РАН,  
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Комтюга, 1  
E-mail: serge@idisys.iae.nsk.su*

Рассматривается создание системы управления поперечно-путевым движением летательных аппаратов на основе принципа, подобного управлению полной энергией в продольном канале. Представлена структура системы управления, включающая не зависящее от летательных аппаратов ядро, а также переход к командам отклонения руля направления и элеронов, полученных на базе принципа инверсных моделей. Предложен подход к созданию системы управления, и проведено имитационное моделирование поведения трёх летательных аппаратов различной аэродинамической схемы. Исследование качества регулирования выполнено методом численного моделирования.

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, управление полной энергией, имитационное моделирование, управление поперечно-путевым движением, инверсная модель.

DOI: 10.15372/AUT20250306

EDN: PIDXXJ

**Введение.** В начале 1980-х гг. в [1] был сформулирован подход к управлению скоростью и высотой полёта летательного аппарата (ЛА) путём баланса между потенциальной и кинетической энергиями системы, названный управлением полной энергией (TEC, Total Energy Control). Основные концепции TECS (Total Energy Control System) изложены в [1–3]. Система была успешно реализована и прошла лётные испытания в 1985 г. на исследовательском самолёте NASA B737 [4, 5]. Контроллеры, построенные на основе концепции управления полной энергией, использованы и протестированы на различных ЛА. Обзор приложений концепции TECS представлен в [6].

Аналогом TECS для работы в поперечно-путевом канале является система управления полным курсом (THCS, Total Heading Control System), которая объединяет режимы управления боковым движением. Как и концепция управления продольным каналом (TECS), концепция THCS использует обобщённые стратегии управления самолётом для функциональной интеграции автоматических режимов в поперечно-путевом канале с улучшенным штурвальным режимом управления и достижения высоких лётно-технических характеристик. Она разработана в конце 1980-х гг. по программе автономных высотных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) Condor (HALE, High Altitude Long Endurance). Основные положения THCS изложены в [7–10].

Вопросам исследования характеристик и использования концепции управления полным курсом (под которым понимается сумма углов скольжения и курса) посвящён ряд работ. Так, в [9] применена концепция TECS к разработке автопилота управления боковым движением. В работе [11] представлено применение стратегии THCS при разработке автопилота бокового канала для 50-местного гражданского самолёта. Концепции TECS и

THCS использованы в [12] при создании унифицированной автоматической системы моделирования маршрута летательного аппарата, которая применялась в циклах оптимизации траектории полёта, конструкции самолёта либо двигателя. Реализации контроллеров на базе TECS и THCS представлены в [13–16]. В [17] разработан алгоритм управления поперечно-путевой динамикой самолёта для выполнения координированных разворотов. В последние годы исследуется возможность использования принципа управления на основе полной энергии для БПЛА [18–22].

В данной публикации представлены результаты второго этапа работы, направленной на исследование путей построения перспективных систем управления полётом. Результаты исследований первого этапа, опубликованные в [6, 23], относились к управлению продольным движением ЛА.

Далее рассматривается создание системы управления боковым движением ЛА на основе принципа, подобного управлению полной энергией в продольном канале.

**1. Постановка задачи.** Целью работы является исследование возможности построения унифицированной системы управления движением летательных аппаратов различной компоновки в горизонтальной плоскости, включая защиту диапазона режимов полёта. Для этого необходимо: 1) разработать алгоритмы и реализовать модели унифицированной системы управления полётом с законами управления с применением подхода, подобного TECS; 2) используя математические модели нескольких ЛА различной компоновки, провести моделирование поведения данных ЛА под управлением унифицированной системы. При этом все режимы управления в горизонтальной плоскости должны быть объединены единой концепцией закона управления.

Для оценки лётно-технических характеристик в работе применялись показатели качества, использовавшиеся в проекте GARTEUR-FM(AG08) Research Civil Aircraft Model (RCAM) [24, 25]. Качество управляемой системы определяется в терминах характеристик отклика команды на нормализованные опорные сигналы. Характеристики отклика на команду обозначены в терминах времени нарастания  $t_r$  и времени установления  $t_s$ . Время нарастания определяется здесь как время, в течение которого отклик на единичный скачок  $y(t)$  проходит от  $y = 0,10$  до  $y = 0,90$ , т. е.  $t_r = t(y_{90}) - t(y_{10})$ . Время установления здесь представлено как время, в течение которого  $y(t)$  достигает 99 % своего установившегося значения. Требования к реакции на единичное ступенчатое воздействие по рысканию  $\psi_C$  задаются нулевой ошибкой в установившемся состоянии

$$t_r < 10 \text{ с}, \quad t_s < 30 \text{ с}. \quad (1)$$

В основе управления боковым движением лежит баланс энергии между креном (энергия вращения) и рысканием (энергия скольжения) при выполнении координированного разворота [10].

Ключевые уравнения концепции управления полным курсом предложены в [7, 8, 10]. Здесь они приведены для пояснения структуры системы управления и представлены в виде, согласно [26]. В представленной работе под полным курсом понимается сумма углов скольжения и курса, т. е. рыскания с обратным знаком и скольжения ( $\beta + (-\psi)$ ).

Рассматривается движение ЛА над плоской Землёй, что позволяет использовать, например, уравнения движения центра масс летательного аппарата в траекторной системе координат [27]:

$$m \left( \frac{d\mathbf{V}_k}{dt} + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{V}_k \right) = \mathbf{R} + \mathbf{G}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{V}_k$  — земная скорость летательного аппарата;  $\boldsymbol{\omega}$  — вектор угловой скорости системы координат;  $\mathbf{R}$  — вектор результирующей силы, равный сумме аэродинамической силы  $\mathbf{R}_A$  планера и тяги  $\mathbf{P}$ ;  $\mathbf{G}$  — вектор гравитационной силы.

Далее в работе будут рассматриваться уравнения движения в связанных осях. Проекции уравнения (2) движения центра масс на оси связанной системы координат [27] выглядят как

$$\left. \begin{aligned} m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) &= R_x + G_x \\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) &= R_y + G_y \\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) &= R_z + G_z \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где  $V_x, V_y, V_z$  — проекции воздушной скорости  $\mathbf{V} = \mathbf{V}_k - \mathbf{W}$ ;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — проекции угловой скорости  $\boldsymbol{\omega}$ ;  $R_x, R_y, R_z$  — проекции результирующей силы  $\mathbf{R}$ ;  $G_x, G_y, G_z$  — проекции гравитационной силы на оси связанной системы координат (здесь  $\mathbf{W}$  — скорость ветра).

Проекции гравитационной силы и скорости на оси связанной системы координат с использованием направляющих косинусов имеют вид

$$\left. \begin{aligned} G_x &= -G \sin \vartheta \\ G_y &= -G \cos \vartheta \cdot \cos \gamma \\ G_z &= G \cos \vartheta \cdot \sin \gamma \end{aligned} \right\}, \quad \left. \begin{aligned} V_x &= V \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ V_y &= -V \sin \alpha \cdot \cos \beta \\ V_z &= V \sin \beta \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где  $\gamma, \vartheta$  — углы крена и тангажа;  $\alpha$  и  $\beta$  — углы атаки и скольжения соответственно.

Требуется обеспечить показатели качества (1) для рассматриваемых в работе моделей ЛА с унифицированной системой управления.

**2. Метод управления.** Для представления алгоритма координированного управления креном и рысканием используем уравнение поперечной силы (третье уравнение системы (3)):

$$m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) = R_z + G_z, \quad (5)$$

имея в виду, что

$$R_z = Z + P_z,$$

где  $Z$  — составляющая аэродинамической силы планера  $\mathbf{R}_A$ ;  $P_z$  — составляющая тяги по оси  $OZ$  связанной системы координат соответственно.

Преобразуем уравнение поперечной силы (5) к виду

$$\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x = a_z + \frac{G_z}{m},$$

или с учётом (4)

$$\frac{d(V \sin \beta)}{dt} - \omega_x V \sin \alpha \cdot \cos \beta - \omega_y V \cos \alpha \cdot \cos \beta = a_z + \frac{G \cos \vartheta \cdot \sin \gamma}{m}. \quad (6)$$

Для дальнейшего анализа выполним линеаризацию уравнения движения относительно невозмущённого прямолинейного горизонтального полёта без крена с постоянной скоростью  $V_0$ .

Рассматриваемый равновесный режим полёта характеризуется существенными параметрами  $V_0, H_0, \alpha_0$  — т. е. скоростью, высотой и углом атаки невозмущённого движения;

параметры  $\Theta_0 = \gamma_0 = \omega_{x0} = \omega_{y0} = \omega_{z0} = \beta_0 = 0$ . Поскольку угол наклона траектории  $\Theta_0 = 0$ , то угол тангажа  $\vartheta_0 = \Theta_0 + \alpha_0 = \alpha_0$ . Условие малости отклонений позволяет принять равенство синусов приращения для всех углов самому углу, а косинусов — единице.

Разложим в ряд Тейлора по основным кинематическим параметрам движения функции в правой части уравнения (6) и сохраним только члены, содержащие величины первого порядка малости по величинам отклонений, тогда уравнение (6) примет вид

$$V_0(\Delta\dot{\beta} - \Delta\omega_y) = a_z + g\Delta\gamma. \quad (7)$$

Отсюда

$$\Delta\gamma = V_0(\Delta\dot{\beta} - \Delta\omega_y)/g - a_z/g, \quad (8)$$

и

$$\Delta\omega_y = (-\Delta\gamma g - a_z)/V_0 + \Delta\dot{\beta}. \quad (9)$$

Из уравнений (8) и (9) видно, что угол крена  $\Delta\gamma$ , создаваемый элеронами, можно использовать как для управления скоростью рыскания  $\Delta\omega_y$ , при условии, что скорость скольжения  $\Delta\dot{\beta}$  поддерживается равной нулю (координированный разворот), так и для управления скоростью скольжения  $\Delta\dot{\beta}$ , если скорость рыскания  $\Delta\omega_y$  поддерживается на нуле.

Точно так же скорость рыскания  $\Delta\omega_y$ , обусловленная отклонением руля направления, вызывает скорость скольжения  $\Delta\dot{\beta}$ , если угол крена  $\Delta\gamma$  остаётся постоянным, и координированный разворот ( $a_z = 0$ ,  $\Delta\omega_y = -g\Delta\gamma/V_0$ ), когда скорость скольжения  $\Delta\dot{\beta}$  поддерживается равной нулю.

Для управления элеронами задаётся команда изменения угла крена, пропорциональная сумме  $(\psi_{err} + \beta_{err})$ ; для управления рулём направления задаётся команда изменения скорости рыскания, пропорциональная разности  $(\psi_{err} - \beta_{err})$ . Здесь  $\psi_{err} = \psi_{cmd} - \psi$  и  $\beta_{err} = \beta_{cmd} - \beta$  — ошибки углов рыскания и скольжения соответственно.

Для достижения связанных координированных откликов управления на команду угла рыскания или угла скольжения требуется, чтобы динамика тракта  $(\psi_{err} + \beta_{err})$  была идентична динамике тракта  $(\psi_{err} - \beta_{err})$ .

Величина  $(\psi_{err} + \beta_{err})$  — это полный угол поворота, необходимого для обнуления обеих ошибок. Исходя из этого, концепция управления и названа управлением полным курсом.

Обобщённая архитектура управления движением в боковом канале построена по образцу концепции TECS для продольного канала [6]. Как и для продольных режимов, внешние контуры управления боковой траекторией реализованы независимо от конкретных характеристик самолёта за счёт нормализации сигналов обратной связи аналогично способу, используемому в управлении продольным каналом.

Как и в случае с базовым алгоритмом TECS, для THCS применяется структура пропорционально-интегральных регуляторов. Во внешних контурах отклонение угла рыскания преобразуется в команду скорости рыскания  $(\dot{\psi}_{cmdOL})$ , а отклонение угла скольжения — в команду скорости скольжения  $(\dot{\beta}_{cmd})$ , и эти сигналы используются в качестве команд контроллера ядра THCS. Во внутренних контурах вычисляются ошибки скорости рыскания ( $\dot{\psi}_{err} = \dot{\psi}_{cmd} - \dot{\psi}$ ) и скорости скольжения ( $\dot{\beta}_{err} = \dot{\beta}_{cmd} - \dot{\beta}$ ).

В качестве входных данных для интегратора команды крена используется сумма  $(\dot{\psi}_{err} + \dot{\beta}_{err})$ , а в качестве входных данных для интегратора команды скорости рыскания — разность  $(\dot{\psi}_{err} - \dot{\beta}_{err})$  сигналов ошибок. Для поддержания надлежащей координации между

командой угла крена и командой скорости рыскания общий коэффициент усиления обратной связи интегратора команды крена отличается на коэффициент  $V_T/g$  от коэффициента обратной связи интегратора команды рыскания. Это следует из того, что для устойчивого координированного разворота требуется скорость рыскания, пропорциональная углу крена и обратно пропорциональная воздушной скорости. Эта связь выражается уравнением

$$\dot{\psi}_{cmd} = g\dot{\gamma}_{cmd}/V_T,$$

где  $\dot{\psi}_{cmd}$  — команда скорости рыскания во внутреннем контуре управления, а  $\dot{\gamma}_{cmd}$  — команда угла крена во внутреннем контуре управления.

Координация управления THCS завершается формированием команд скорости рыскания и скорости скольжения. Для этой цели отклонения углов рыскания и скольжения нормируются с использованием коэффициентов усиления  $K_\psi$  и  $K_\beta$  соответственно, т. е.  $\dot{\psi}_{cmd} = \psi_{err}K_\psi$  и  $\dot{\beta}_{cmd} = \beta_{err}K_\beta$ .

Таким образом, законы управления углом крена и скоростью рыскания представляются в виде

$$\varphi_{cmd} = K_{RI} \frac{V_T}{g} \int (\dot{\psi}_{err} + \dot{\beta}_{err}) dt = K_{RI} \frac{V_T}{g} (\psi_{err} + \beta_{err}),$$

$$\dot{\psi}_{cmd} = K_{YI} \int (\dot{\psi}_{err} - \dot{\beta}_{err}) dt = K_{YI}(\psi_{err} - \beta_{err}),$$

где  $\dot{\psi}_{err} = \dot{\psi}_{cmd} - \dot{\psi}$ ;  $\beta_{err} = \beta_{cmd} - \beta$ .

Коэффициенты усиления  $K_{RI}$  и  $K_{YI}$  обратной связи выбираются равными для обеспечения выработки скоординированных команд угла крена и скорости рыскания на выходе интеграторов в ответ на ввод команды скорости рыскания или скорости скольжения.

Константа  $K_{RI}$  определяет постоянную времени команды скорости рыскания или крена  $\tau_{\varphi_{cmd}} = \tau_\psi = 1/K_{RI}$  для ступенчатого изменения команды скорости рыскания внешнего контура  $\dot{\psi}_{cmd_{OL}}$ .

**3. Структура управления боковым движением.** На рис. 1 представлена схема ядра контроллера, реализующая приведённые законы управления. В блоке нормализации обратной связи для траекторных режимов отклонение траектории от заданной преобразуется в командные сигналы углов скольжения и рыскания. Входными данными для ядра

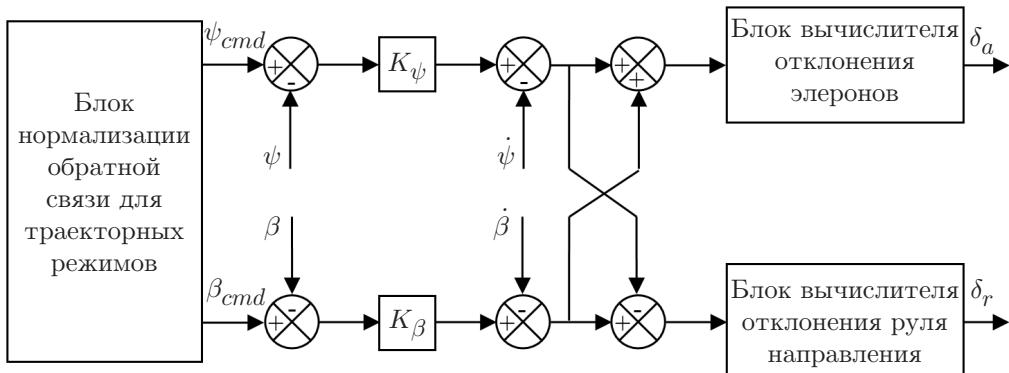


Рис. 1. Схема ядра контроллера управления

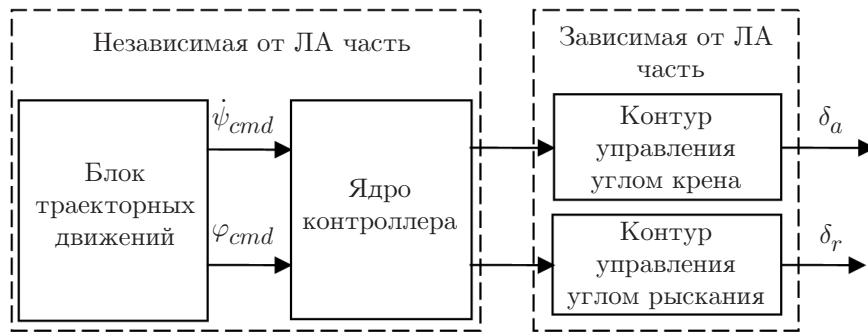


Рис. 2. Структурная схема бокового канала системы управления

контроллера являются рассогласование командных углов скольжения и рыскания и текущих значений углов. Параметры  $K_\psi$  и  $K_\beta$  представляют собой коэффициенты усиления в пропорциональных трактах каналов управления. Выходы ядра контроллера — команды для внутренних контуров управления отклонениями элеронов и руля направления.

Как и для продольных режимов, функции внешнего контура управления боковой траекторией могут быть построены независимо от конкретных характеристик самолёта. Это достигается за счёт нормализации обратной связи по модам (см. рис. 1) аналогично процессу, используемому в продольном канале.

На рис. 2 представлена обобщённая структура системы управления боковым движением, разделённая на зависящую и не зависящую от конкретного летательного аппарата части.

Основным блоком независимой от летательного аппарата части структуры является ядро контроллера бокового канала, реализующее базовые функции законов управления и, кроме того, обеспечивающее ограничение угла крена. Также в состав независимой от ЛА части входят следующие блоки режимов:

- управления курсом,
- управления углом пути,
- навигации в горизонтальной плоскости.

Внешний контур управляет горизонтальной траекторией ЛА, определяемой либо явно пунктами поворота маршрута, либо неявно системой наведения (например, курсового радиомаяка). Ошибка бокового отклонения умножается на коэффициент нормализации  $K_y$  и преобразуется в команду приращения угла пути делением её на путевую скорость и объединением с заданным углом пути траектории для формирования команды угла пути. Команда угла пути преобразуется в команду курса с использованием информации о величине и направлении ветра и затем вводится в контур управления курсом. Ошибка курса формируется из команды угла курса и сигнала обратной связи по углу курса.

Зависимая от ЛА часть — это внутренние контуры управления отклонением элеронов и руля направления.

*Контур управления углом крена.* На рис. 3 представлен вариант реализации внутреннего контура управления углом крена. Структура контура управления углом крена фактически представляет собой инверсную статическую модель аэродинамики [28–31] и схему улучшения устойчивости и управляемости контура угла крена.

Для создания требуемого момента  $M_x^{ref}$  необходимо отклонить элероны на угол

$$\delta_a^{ref} = \text{inv} \left( \frac{\partial \tilde{M}_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_a, \delta_r)}{\partial \delta_a} \right) (M_{x0}(\beta) - M_x(\omega_x, \omega_y) - M_x(\delta_r)),$$

где  $\delta_a$  — угол отклонения элеронов;  $\delta_r$  — угол отклонения руля направления;  $\beta$  — угол

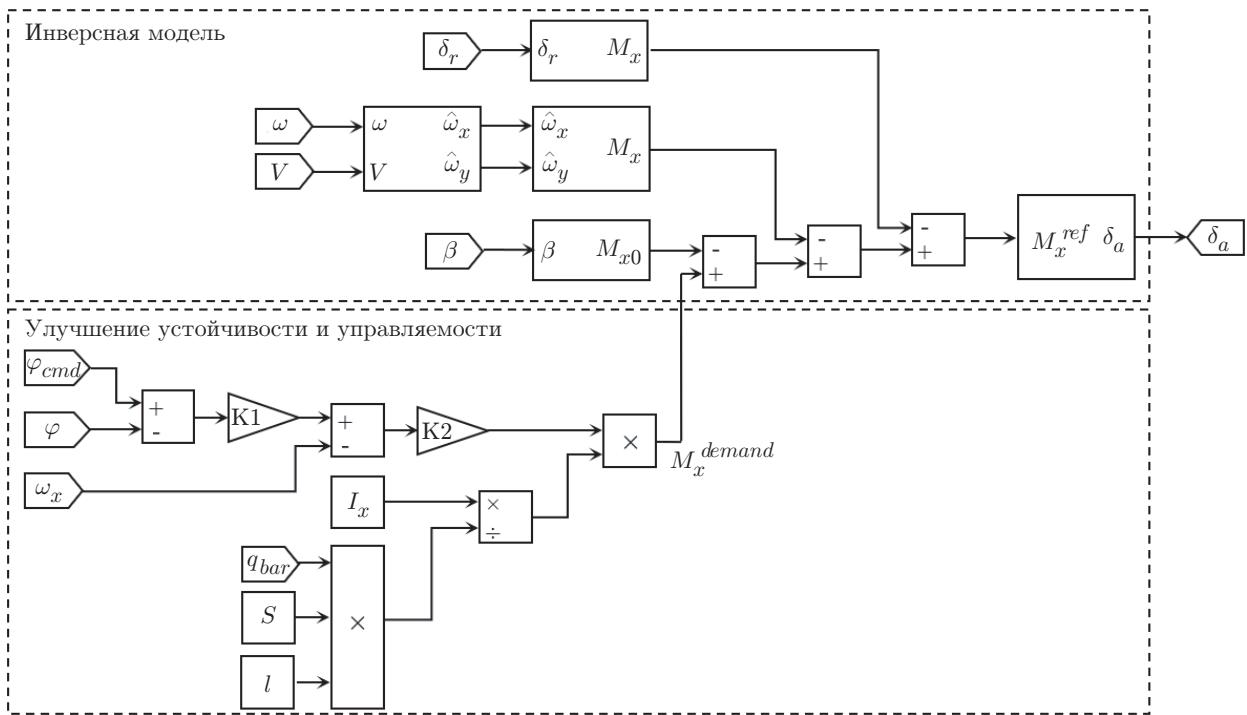


Рис. 3. Фрагмент модели внутреннего контура управления углом крена

Таблица 1

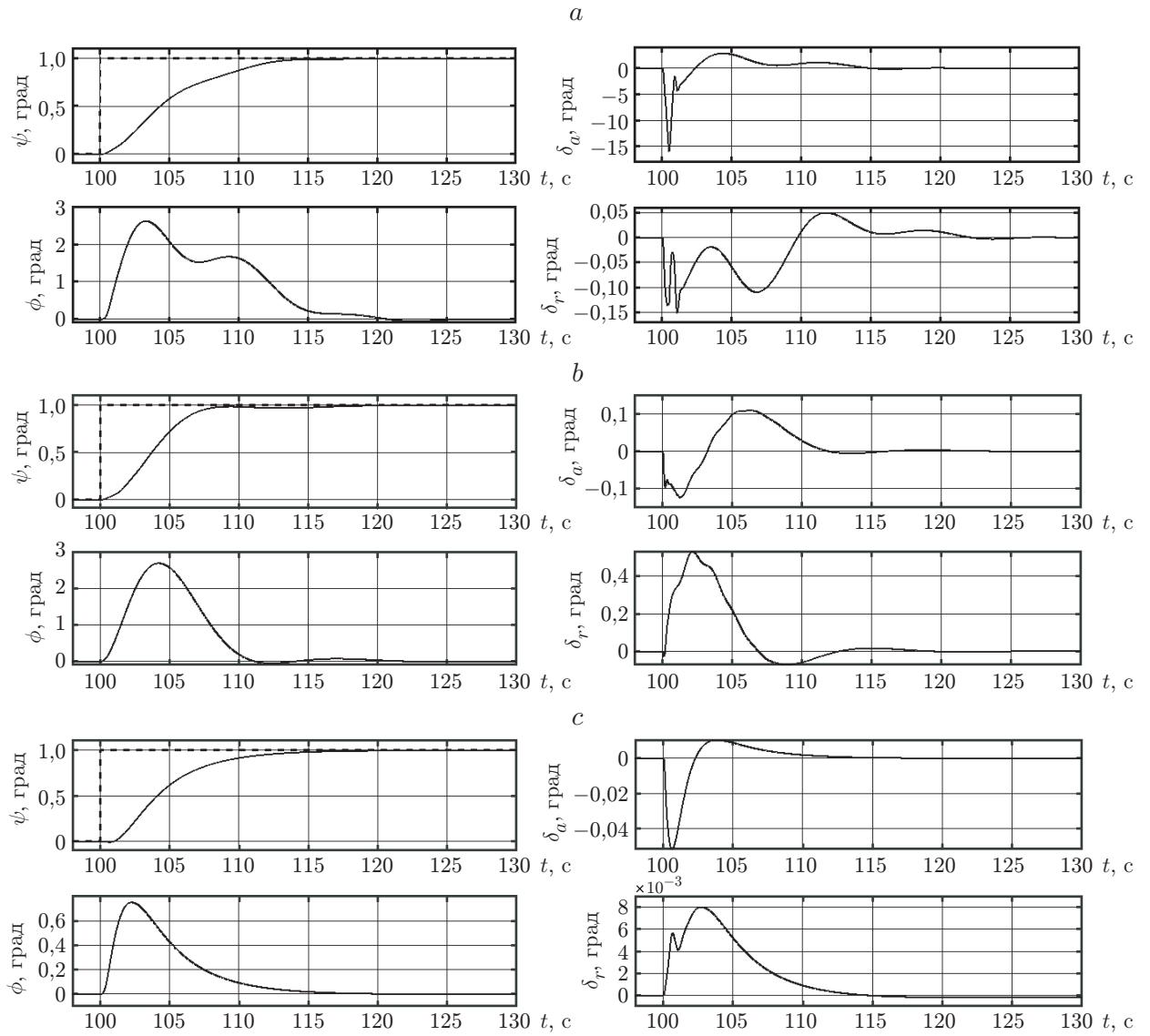
**Основные параметры исследуемых в работе моделей ЛА**

Параметр	Значение		
	ЛРС	ТРС	БПЛЛ
Масса, кг	9 295,44	$2,89 \cdot 10^5$	27,5
Моменты инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$			
$I_x$	12 875	$0,247 \cdot 10^8$	4,6
$I_y$	75 674	$0,449 \cdot 10^8$	9,9
$I_z$	85 552	$0,673 \cdot 10^8$	9,0
$I_{xz}$	1 331	$-0,212 \cdot 10^8$	—
Размах крыла, м	9,144	59,64	3,1
Площадь крыла, $\text{м}^2$	27,87	511	1,112
Средняя аэродинамическая хорда, м	3,45	8,324	0,37

Таблица 2

**Условия тестирования системы управления**

ЛРС		ТРС		БПЛЛ	
$V_A$ , м/с	Центровка, % САХ	$V_A$ , м/с	Центровка, % САХ	$V_A$ , м/с	Центровка, % САХ
150	25				
	30				
	35	200	25	25	25
	40				
	45				



*Rus. 4.* Отклик (сплошная линия) на единичное ступенчатое воздействие (пунктирная линия) по курсу: *a* — ТРС, *b* — ЛРС, *c* — БПЛЛ

скольжения;  $M_{x0}(\beta)$  — момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевом отклонении элеронов;  $M_x(\omega_x, \omega_y)$  — демпфирующий момент;  $M_x(\delta_r)$  — момент вращения, создаваемый рулём направления.

Внутренний контур управления углом рыскания аналогичен.

**4. Моделирование бокового движения.** В данном разделе представлены результаты, полученные при моделировании полётов трёх летательных аппаратов, оснащённых системой бокового управления, структура которой описана в разд. 2 и 3.

Для исследований использованы три модели: лёгкий реактивный самолёт (ЛРС), беспилотная летающая лаборатория (БПЛЛ), представленные в [6], а также модель тяжёлого реактивного самолёта (ТРС) в виде четырёхмоторного транспортного самолёта B747-100 [32–35] в крейсерском режиме полёта. Аэродинамические коэффициенты B747-100 приведены в работе [35]. Силовая установка летательного аппарата представлена четырьмя турбореактивными двигателями Pratt & Whitney JT9D с тягой 46500 фунтов ( $\sim 20$  кН).

Таблица 3

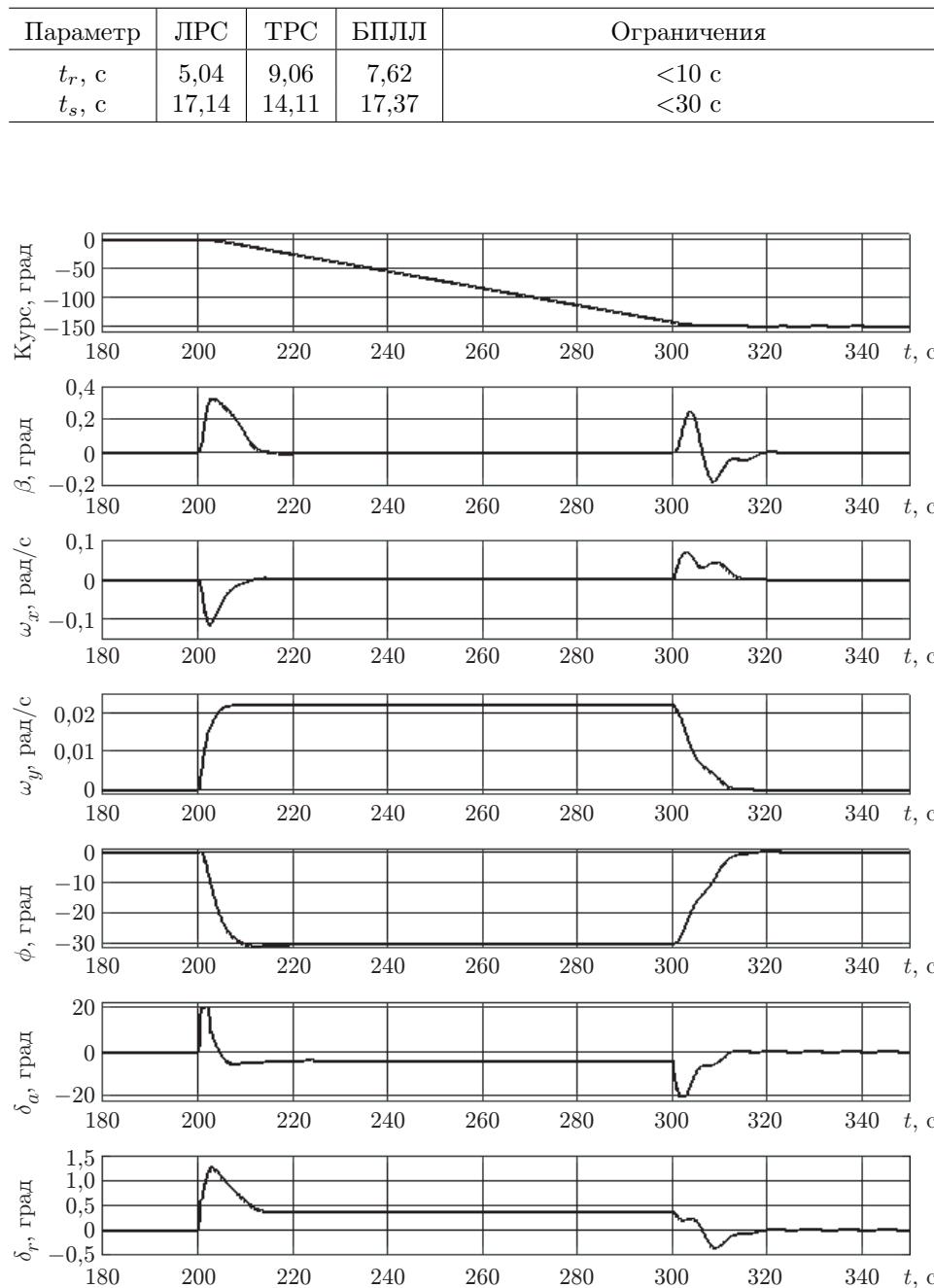
**Отклик на единичное ступенчатое воздействие по углу рыскания**

Рис. 5. Результаты моделирования бокового движения ТРС

Массовые и геометрические характеристики, применённые при моделировании, перечислены в табл. 1.

Моделирование проведено в среде MATLAB/Simulink на стенде полунатурного моделирования Института автоматики и электрометрии СО РАН [36].

Как и в работе [6], первой задачей моделирования являлась проверка соответствия полученных лётно-технических характеристик требованиям, сформулированным в [24, 25]. В табл. 2 для трёх моделей летательных аппаратов определены условия, при которых тестиировалось поведение системы управления.

*Оценивание откликов на единичные ступенчатые воздействия.* На рис. 4 представлены временные диаграммы переходных процессов (откликов) на единичное ступенчатое воздействие по углу рыскания  $\psi_c = 1^\circ$ . В табл. 3 приведены измеренные величины показателей качества системы (параметров откликов на единичные ступенчатые воздействия  $\psi_c$ ).

*Пример бокового движения.* На рис. 5 представлены временные диаграммы поведения параметров тяжёлого реактивного самолёта в режиме удержания курса в прямолинейном горизонтальном полёте без крена на высоте 5000 м со скоростью 720 км/ч. Курс равен  $0^\circ$ .

В момент времени  $t = 200$  с подаётся команда «Курс  $210^\circ$ ». Из-за изменения кривизны траектории возникает скольжение с углом не более  $0,4^\circ$ , сходящееся к нулю примерно за 12 с. При выходе в окрестность заданного курса вновь возникает скольжение с углом порядка  $0,2^\circ$ , сходящееся к нулю также примерно за 12 с.

**Заключение.** В работе приведены разработанные в соответствии с энергетическим подходом структура и алгоритмы ядра контроллера системы управления боковым движением летательного аппарата. Представлены результаты имитационного моделирования поведения трёх летательных аппаратов различной аэродинамической схемы с системой управления поперечно-путевым каналом, демонстрирующие соответствие откликов системы требуемым величинам.

Полученные результаты позволили продемонстрировать: соблюдение ограничений лётно-технических характеристик, касающихся таких параметров откликов на командные действия, как времена нарастания и установления; согласование демпфирования рыскания/разворота (координированный разворот); применение модели аэродинамики для повторного использования структуры контроллера на разных самолётах; переносимость системы управления с сохранением не зависящей от летательного аппарата части структуры.

Планируемое направление дальнейших исследований — проведение лётных испытаний предложенной унифицированной системы управления.

**Финансирование.** Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственная регистрация № 124041700067-6).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lambregts A. A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles // Proc. of the AIAA Guidance and Control Conf. Gatlinburg, USA, 15–17 Aug., 1983. P. 559–569.
2. Lambregts A. A. TECS Generalized Airplane Control System Design — An Update // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control / Eds. by Q. Chu, B. Mulder, D. Choukroun, E.-J. Van Kampen, C. de Visser, G. Looye. Berlin—Heidelberg: Springer, 2013. P. 503–534.
3. Lambregts A. A. Flight Envelope Protection for Automatic and Augmented Manual Control // Proc. of the 2nd CEAS Specialist Conf. on Guidance, Navigation & Control (EuroGNC). Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 1364–1383.

4. **Bruce K., Kelly J. R., Person Jr. L. H.** NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Williamsburg, USA, 18–20 Aug., 1986. 9 p.
5. **Bruce K. R.** NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System (NASA-CR-178285). Final Report. Washington: NASA, 1987. 68 p.
6. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Котов К. Ю. и др.** Управление продольным движением летательного аппарата на основе полной энергии // Автометрия. 2023. **59**, № 5. С. 56–68. DOI: 10.15372/AUT20230506.
7. **Lambregts A. A.** Automatic Flight Controls Concepts and Methods. Woerden: Koninklijke Nederlandse Vereniging voor Luchtvaart, Jaarverslag, 1996. 39 p.
8. **Lambregts A. A.** Generalized Automatic and Augmented Manual Flight Control // Berlin Technical University Colloquium. Berlin, Germany, 19 May, 2006. 73 p.
9. **Bruzzi M. A.** Development of a TECS Control-Law for the Lateral Directional Axis of the McDonnell Douglas F-15 Eagle. Washington: Defense Technical Information Center, 1994. 114 p.
10. **Lambregts A. A.** THCS Generalized Airplane Control System Design // Proc. of the 2nd CEAS Specialist Conf. on Guidance, Navigation and Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 1304–1323.
11. **De Carvalho Jr. A. J. P., Paglione P.** Design of a flight control system based on the total heading control system philosophy // Proc. of the 19th Int. Congress on Mechanical Engineering. Brasília, Brazil, 5–9 Nov., 2007. 10 p.
12. **Looye G.** TECS/THCS-based generic autopilot control laws for aircraft mission simulation // Proc. of the 2nd CEAS Specialist Conf. on Guidance, Navigation and Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. FrAT3.6. P. 1384–1403.
13. **Chudý P.** Prototyping of a Digital Flight Control System. Brno: Faculty of Information Technology BUT, 2016. 134 p.
14. **Weiser C., Looye G., Ossmann D.** Flight Testing Total Energy Control Autopilot Functionalities for High Altitude Aircraft // Proc. of the AIAA Science and Technology Forum and Exposition (AIAA SciTech Forum). Orlando, USA, 8–12 Jan., 2024. 13 p.
15. **Comer A., Chakraborty I.** Total Energy-Based Control Design and Optimization for Lift-Plus-Cruise Aircraft // Journ. Guidance, Control, and Dynamics. 2024. **47**, N 7. P. 1414–1436.
16. **Ke J., Wang W., Li A.-J., Wang C.-Q.** Lateral Directional Axis Control of Aircraft Based on TECS // Proc. of the 2nd Int. Congress on Image and Signal Processing. Tianjin, China, 17–19 Oct., 2009. 5 p.
17. **Corona-Sánchez J. J., Caso Ó. R. G., Rodríguez-Cortés H.** A coordinated turn controller for a fixed-wing aircraft // Proceedings of the Institution of Mechan. Eng. Pt. G: Journ. Aerospace Eng. 2018. **233**, Iss. 5. P. 1728–1740.
18. **Bauer P.** A Modified Total Energy Control Scheme for Unmanned Aircraft // Journ. Intell. & Robotic Syst. 2023. **109**. 66. 28 p.
19. **Baldi S., Sun D., Xia X. et al.** ArduPilot-Based Adaptive Autopilot: Architecture and Software-in-the-Loop Experiments // IEEE Trans. Aerospace and Electronic Syst. 2022. **58**, Iss. 5. P. 4473–4485.
20. **Jimenez P., Lichota P., Agudelo D., Rogowski K.** Experimental Validation of Total Energy Control System for UAVs // Energies. 2020. **13**, Iss. 1. No 14. 18 p.
21. **Laabs B., Luckner R., Paul R., Block N.** Total Energy Control for the Automatic Landing of UAS with Large Aspect Ratio and Low Wing Loading // Proc. of the 9th CEAS Aerospace Europe Conf. Lausanne, Switzerland, 9–13 July, 2023. 15 p.

22. Oh W., Kim I., Kim S., Suk J. Total Energy Control System Design for Longitudinal Dynamics of Complex Articulated Ornithopter // Proc. of the 13th Int. Micro Air Vehicle Conf. Delft, The Netherlands, 12–16 Sept., 2022. P. 201–206.
23. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Мальцев А. С. Совместное управление скоростью и высотой полёта малого беспилотного летательного аппарата на основе полной энергии // Автометрия. 2024. **60**, № 3. С. 104–112. DOI: 10.15372/AUT20240310.
24. Lambrechts P. F., Terlouw J. C., van Doorn J. T. M. et al. Robust flight control design challenge problem formulation and manual: The research civil aircraft model (RCAM). Report GARTEUR TP-088-3, FM(AG08), 1995. 54 p.
25. Magni J.-F., Bennani S., Terlouw J. Robust Flight Control: A Design Challenge. Vol. 224. Ser. Lecture Notes in Control and Information Sciences. Berlin—Heidelberg: Springer-Verlag, 1997. 652 p.
26. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1981. 54 с.
27. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Аэродинамика самолёта: динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
28. Taherinezhad M., Ramirez-Serrano A. An Enhanced Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control Strategy for Advanced Unmanned Aircraft Systems // Aerospace. 2023. **10**, Iss. 10. 843. 22 p.
29. Grondman F., Looye G., Kuchar R. O. et al. Design and Flight Testing of Incremental Nonlinear Dynamic Inversion-based Control Laws for a Passenger Aircraft // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Kissimmee, USA, 8–12 Jan., 2018. 24 p.
30. Saetti U. Dynamic Inversion Flight Control Laws for Autonomous Transition of Tilt-Rotor Aircraft // Proc. of the 2nd Int. Conf. on Advanced Air Mobility Systems (ICAAMS-2). Singapore, 4–6 Dec., 2024. 15 p.
31. Horn J. F. Non-Linear Dynamic Inversion Control Design for Rotorcraft // Aerospace. 2019. **6**, Iss. 3. 38. 25 p.
32. Hanke C. R. The Simulation of a Large Jet Transport Aircraft. Vol. I: Mathematical Model. Wichita: The Boeing Company, 1971. NASA CR-1756. 44 p.
33. Hanke C. R., Nordwall D. R. The Simulation of a Jumbo Jet Transport Aircraft. Vol. II: Modeling Data. Wichita: The Boeing Company, 1970. NASA-CR-114494. 636 p.
34. Heffley R. K., Jewell W. F. Aircraft handling qualities data. Hawthorne: Systems Technology, Inc., 1972. NASA CR 2144. 316 p.
35. Etkin B., Reid L. D. Dynamics of Flight: Stability and Control. 3rd Ed. N. Y.: John Wiley & Sons, Inc., 1995. 400 p.
36. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н. Архитектура комплекса полунаучного моделирования систем управления летательными аппаратами // Автометрия. 2017. **53**, № 4. С. 44–50. DOI: 10.15372/AUT20170405.

Поступила в редакцию 25.03.2025

После доработки 15.04.2025

Принята к публикации 29.04.2025