

МЕТОДЫ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

УДК 681.532.5

УПРАВЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПОЛНОЙ ЭНЕРГИИ

© С. А. Белокопъ, Ю. Н. Золотухин, К. Ю. Котов, А. С. Мальцев,
А. П. Ян*Институт автоматизации и электрометрии СО РАН,
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1
E-mail: serge@idisys.iae.nsk.su*

Рассматривается создание системы управления продольным движением летательных аппаратов на основе принципа управления полной энергией. Представлена структура системы управления, включающая не зависящее от летательных аппаратов ядро, а также переход к командам отклонения руля высоты и тяги, полученным на основе принципа инверсных моделей. Система управления реализована для моделей трёх летательных аппаратов различной аэродинамической схемы. Исследование качества регулирования выполнено методом численного моделирования.

Ключевые слова: управление полной энергией, имитационное моделирование, управление продольным движением, инверсные модели.

DOI: 10.15372/AUT20230500

Введение. Общепринятый подход к управлению скоростью и высотой полёта для самолёта предполагает, что каналы скорости и высоты разделены. В контроллерах, использующих это предположение, движение в вертикальной плоскости управляется рулём высоты, а скорость — тягой. Контроллеры такого типа успешно используются на протяжении десятилетий.

В начале 1980-х гг. А. Lambregts сформулировал подход к управлению скоростью и высотой полёта путём манипулирования потенциальной и кинетической энергиями системы, названный управлением полной энергией (TECS, Total Energy Control). Основные концепции TECS (Total Energy Control System) изложены в [1, 2]. В работе [3] представлены обновления проекта TECS с начала 1990-х гг. Подробную информацию о стратегиях защиты от выхода за границы области допустимых режимов полёта можно найти в работе [4].

Контроллеры, построенные на основе концепции управления полной энергией, успешно использованы и протестированы на различных летательных аппаратах для управления полётом [5–7] и для навигации [8, 9]: например на демонстрационном самолёте B737 Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА) [10], самолёте гражданской авиации [11] и моторном планере [12].

Вариант системы управления полётом вертолёт с использованием TECS и теории управления H_∞ предложен в [13]. В [14] представлены результаты экспериментальной проверки адаптивной стратегии управления полной энергией для регулирования воздушной скорости и угла наклона траектории. В [15] предложена система управления продольным движением БПЛА на основе TECS с использованием теории адаптивного управления. Опубликован ряд работ относительно применения энергетического подхода в задачах управления полётом [16–19].

1. Постановка задачи. Целью работы является исследование возможности построения унифицированной системы управления движением летательных аппаратов различной компоновки в вертикальной плоскости, включая защиту диапазона режимов полёта и функционирование при ограничениях тяги. Для этого необходимо: разработать алгоритмы и реализовать модели унифицированной системы управления полётом с законами управления с использованием энергетического подхода; построить математические модели нескольких летательных аппаратов различной компоновки; провести моделирование поведения летательных аппаратов различной компоновки под управлением унифицированной системы.

Все режимы управления в вертикальной плоскости должны быть объединены общей концепцией закона управления.

Для оценки лётно-технических характеристик в работе применялись критерии качества, использовавшиеся в проекте GARTEUR Action Group FM-AG08-3 Research Civil Aircraft Model (RCAM) [20, 21].

Качество управляемой системы определяется в терминах характеристик отклика команды на нормализованные опорные сигналы, функций подавления ошибок слежения и возмущений. Характеристики отклика на команду задаются 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. $t_r = t(y_{90}) - t(y_{10})$, а время установления — как время, в течение которого $y(t)$ достигает 99 % своего установившегося значения.

Реакция на единичное ступенчатое воздействие по высоте h_c : нулевая ошибка в установившемся состоянии ($t_s < 45$ с, $t_r < 12$ с).

Реакция на единичное ступенчатое воздействие по скорости V_{Ac} : нулевая ошибка в установившемся состоянии ($t_s < 45$ с, $t_r < 12$ с).

Перекрёстная связь высота/скорость: на ступенчатое воздействие по высоте $h_c = 30$ м в переходном процессе пиковая абсолютная величина разности между текущим и заданным значениями скорости $V_A < 0,5$ м/с.

Перекрёстная связь скорость/высота: на ступенчатое воздействие по скорости $V_{Ac} = 13$ м/с в переходном процессе пиковая абсолютная величина разности между текущим h и заданным h_c значениями высоты должна быть меньше 10 м.

2. Используемый метод управления. Ключевые уравнения концепции управления полной энергией разработаны в [1, 5, 6]. Здесь они приведены для полноты изложения и пояснения структуры системы управления в интерпретации [7].

Закон управления полной энергией представляет собой альтернативный традиционному закону управления продольным движением самолёта.

Из состояния энергий самолёта, представленного в виде точечной массы, следует, что $E = E_{POT} + E_{KIN} = Wh + WV^2/2g$, где g — ускорение свободного падения, h — высота, W — вес самолёта, V — продольная скорость, E_{KIN} — кинетическая энергия, а E_{POT} — потенциальная энергия.

Таким образом, мгновенный расход полной энергии составляет

$$\dot{E} = \dot{E}_{POT} + \dot{E}_{KIN} = W\dot{h} + WV\dot{V}/g.$$

При $\dot{h} = V \sin(\Theta) \cong V\Theta$ величина $\dot{E} = WV(\Theta + \dot{V}/g)$, где Θ — угол наклона траектории полёта.

Определим расход удельной полной энергии как

$$\dot{E}_S \equiv \dot{E}/(WV) \cong \Theta + \dot{V}/g \equiv \dot{E}_{S_{POT}} + \dot{E}_{S_{KIN}}.$$

Приближённое значение требуемой тяги

$$W\dot{V}/g \cong T - F_D - W\Theta \Rightarrow (T - F_D)/W \cong \Theta + \dot{V}/g \equiv \dot{E}_S,$$

где T — тяга, F_D — сопротивление воздуха, т. е. мгновенный расход удельной полной энергии \dot{E}_S , необходимый для поддержания комбинации текущего расхода удельной кинетической энергии $\dot{E}_{S_{KIN}} \equiv \dot{V}/g$ и текущего расхода удельной потенциальной энергии $\dot{E}_{S_{POT}} \equiv \Theta$, пропорционален текущей располагаемой тяге.

Команда скорости или числа Маха может быть преобразована для представления команды расхода удельной кинетической энергии $\dot{E}_{S_{KIN_C}}$. Угол траектории полёта, скорость набора высоты или команда высоты могут быть преобразованы для представления команды расхода удельной потенциальной энергии $\dot{E}_{S_{POT_C}}$.

В предположении, что потребные изменения тяги преобладают над изменениями сопротивления $\Delta T \gg \Delta F_D$, рассогласование между заданным и текущим расходом удельной полной энергии составляет

$$\begin{aligned} \Delta \dot{E}_S &= \Delta \dot{E}_{S_{POT}} + \Delta \dot{E}_{S_{KIN}} = (\dot{E}_{S_{POT_C}} - \dot{E}_{S_{POT}}) + (\dot{E}_{S_{KIN_C}} - \dot{E}_{S_{KIN}}) = \\ &= (\Theta_C - \Theta) + \frac{\dot{V}_C - \dot{V}}{g} = \frac{\Delta T_C - \Delta F_D}{W} \cong \frac{\Delta T_C}{W}. \end{aligned}$$

Это позволяет разработать закон управления, который будет управлять заданием мгновенного расхода удельной полной энергии \dot{E}_{S_C} в системе. Закон управления состоит из термина интегрирования рассогласования расхода удельной полной энергии, масштабированного коэффициентом усиления K_{EI} , и термина пропорциональной обратной связи по расходу удельной полной энергии, масштабированного коэффициентом усиления K_{EP} :

$$\frac{\Delta T_C}{W} = \Delta E_S K_{EI} \frac{1}{s} - \dot{E}_S K_{EP}.$$

Управление углом траектории полёта, например, посредством перемещения руля высоты, обеспечивает перераспределение между расходом удельной потенциальной энергии $\dot{E}_{S_{POT}}$ и расходом кинетической энергии $\dot{E}_{S_{KIN}}$ практически без потерь.

По аналогии с определением термина \dot{E}_S — расхода удельной полной энергии, расход распределения удельной полной энергии \dot{D}_S находится

$$\begin{aligned} \dot{D}_S &\equiv -\dot{E}_{S_{POT}} + \dot{E}_{S_{KIN}} = -\Theta + \dot{V}/g \Rightarrow \Delta \dot{D}_S = \dot{D}_{S_C} - \dot{D}_S = \\ &= (-\dot{E}_{S_{POT_C}} + \dot{E}_{S_{KIN_C}}) - (-\dot{E}_{S_{POT}} + \dot{E}_{S_{KIN}}) = -(\Theta_C - \Theta) + (\dot{V}_C - \dot{V})/g \propto \Delta \delta_{eC}. \end{aligned}$$

Здесь и далее знак \propto означает пропорциональность левой и правой частей выражения.

Закон, который будет управлять заданием мгновенного расхода распределения удельной полной энергии \dot{D}_{S_C} , определяется выражением $\Delta \delta_{eC} \propto \dot{D}_{S_C} K_{DI} 1/s - \dot{D}_S K_{DP}$.

На рис. 1 представлена схема ядра контроллера, реализующая приведённые законы управления.

Входными данными для ядра продольного контроллера являются рассогласование нормализованного ускорения \dot{V}_{err}/g , рассогласование угла траектории полёта Θ_{err} и текущие значения нормализованного ускорения \dot{V}/g и угла траектории полёта Θ .

Параметры K_{TR} , K_{TI} , K_{EP} и K_{EI} представляют собой коэффициенты усиления в пропорциональных и интегральных трактах обратных связей каналов управления тягой и углом тангажа.

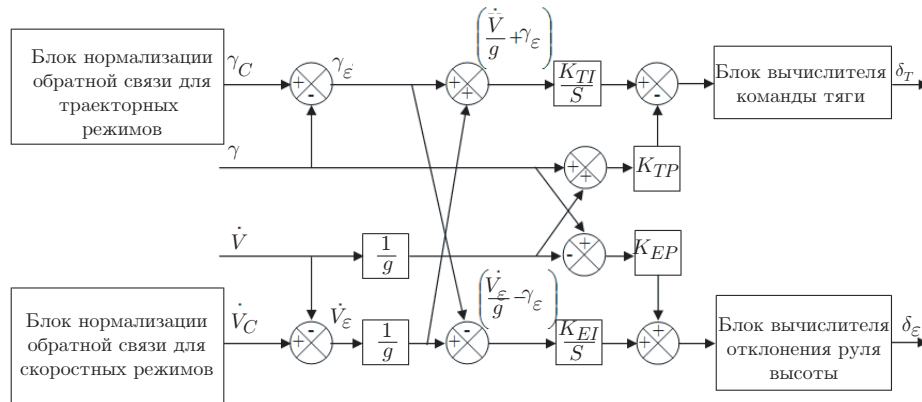


Рис. 1. Схема ядра контроллера управления полной энергией

Выходы ядра контроллера — команды для внутренних контуров управления тягой T_c и углом тангажа θ_c .

Ключом к функциональной интеграции является приведение характеристик обратной связи к унифицированному формату для ввода в ядро алгоритма управления.

В блоке нормализации обратной связи для траекторных режимов отклонение траектории от заданной преобразуется в командный сигнал угла траектории полёта Θ_c . Аналогичным образом в блоке нормализации обратной связи для скоростных режимов отклонение скорости от заданной преобразуется, чтобы сформировать команду продольного ускорения \dot{V}_c .

3. Модели ЛА. Для исследований разработаны и реализованы средствами MATLAB/Simulink модели нескольких летательных аппаратов (ЛА) различной компоновки. Массовые и геометрические характеристики, применённые при моделировании, перечислены в табл. 1.

F-16 представляет собой моноплан классической схемы со среднерасположенным крылом и двигателем в хвостовой части фюзеляжа. Аэродинамические данные, использованные при моделировании движения самолёта F-16 [22, 23], получены из испытаний масштабной модели F-16 в аэродинамической трубе [24].

Схема BWB (Blended Wing Body — смешанные крыло и фюзеляж) подразумевает почти полное «сращивание» основных агрегатов конструкции в отличие от обычного самолёта, в котором подъёмная сила обеспечивается крыльями, корпус BWB действует как крыло, обеспечивая большую подъёмную силу при том же количестве расходуемого топлива.

При разработке в среде MATLAB/Simulink модели летательного аппарата аэродинамической схемы BWB использовались материалы из [25, 26].

Беспилотная летающая лаборатория (БПЛЛ) представляет собой устойчивый и управляемый летательный аппарат (полностью автономный или дистанционно управляемый). Компоновка БПЛЛ выполнена по схеме двухбалочного двухкилевого моноплана с высоко-расположенным крылом и П-образным хвостовым оперением [27].

4. Структура системы управления. Структура и характеристики системы должны удовлетворять ряду требований:

1. Все режимы управления в вертикальной плоскости должны быть объединены общей концепцией закона управления.

2. Система должна быть спроектирована вокруг фиксированной конфигурации внутреннего контура с режимами управления внешнего контура, генерирующими управляющие сигналы, совместимые с входными командами внутреннего контура.

Таблица 1

Основные параметры исследуемых в работе моделей ЛА

Параметр	Единицы измерения	Значение		
		F-16	BWB	БПЛЛ
Масса	кг	9 295,44	371 280	27,5
Моменты инерции:	кг · м ²			
I_x		12 875	$47,032 \cdot 10^6$	4,6
I_y		75 674	$25,1 \cdot 10^6$	9,9
I_z		85 552	$99,754 \cdot 10^6$	9,0
I_{xz}		1 331		
Размах крыла	м	9,144	80	3,1
Площадь крыла	м ²	27,87	841,7	1,112
Средняя аэродинамическая хорда	м	3,45	12,31	0,37

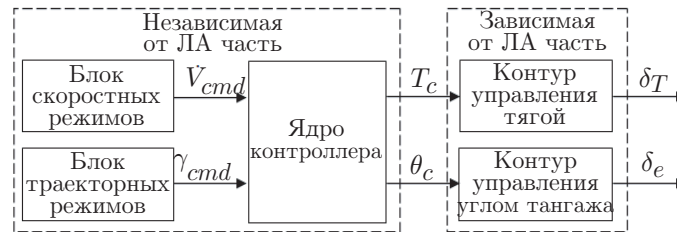


Рис. 2. Структурная схема продольного канала системы управления

3. Ошибки управления из-за перекрёстных связей должны быть сведены к минимуму, и система должна обеспечивать сбалансированные характеристики при всех условиях полёта.

4. В структуре должны быть предусмотрены средства защиты от сваливания и избыточного форсирования двигателя.

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

Основным блоком независимой от летательного аппарата (ЛА) части структуры является ядро контроллера продольного канала, реализующее базовые функции закона управления полной энергией и, кроме того, обеспечивающее ограничение скорости, ограничение угла тангажа, управление приоритетом использования руля высоты при ограниченной тяге и компенсацию изменения эффективности руля высоты при изменении скорости. Также в состав независимой от ЛА части входят:

1. Блок траекторных режимов (управление углом наклона траектории, управление высотой, уход на второй круг, навигация в вертикальной плоскости).

2. Блок скоростных режимов (управление CAS (CAS (ИЗ) — индикаторная земная скорость [28]), управление по числу MACH (MACH — число Маха), навигация в горизонтальной плоскости).

Зависимая от ЛА часть.

Контур управления углом тангажа. В общем случае значение располагаемого момента тангажа M_Z можно представить в виде

$$\tilde{M}_Z(\alpha, \omega_z, \Delta x_T, \delta_e) = M_0(\alpha) + M(\omega_z) + M(\Delta x_T) + \frac{\partial \tilde{M}_z(\alpha, \omega_z, \Delta x_T, \delta_e)}{\partial \delta_e},$$

где δ_e — угол отклонения руля высоты; α — угол атаки; $M_0(\alpha)$ — момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевом отклонении руля высоты; $M(\omega_z)$ — демпфи-

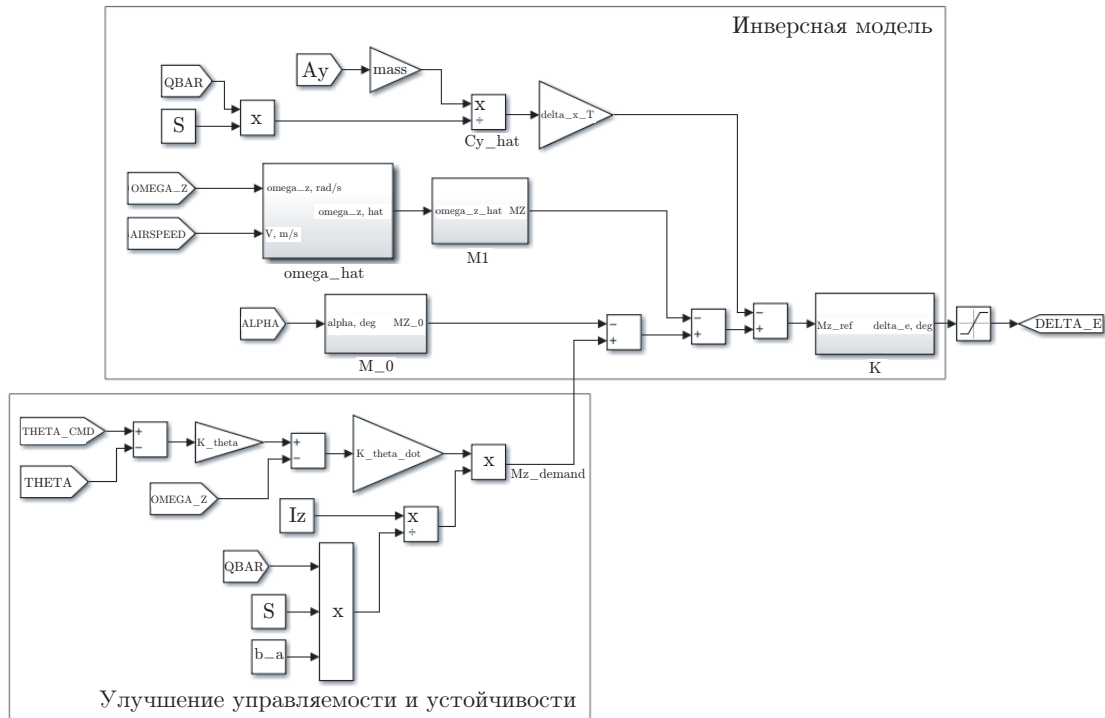


Рис. 3. Схема контура управления углом тангажа

рующей момент; $M(\Delta x_T)$ — момент вращения, создаваемый воздушным потоком за счёт центровки самолёта. Переменная Δx_T определена как $\Delta x_T = x_{cm}^{ref} - x'_{cm}$, где $x_{cm}^{ref} = x_{cm}^{ref}/b_A$ и $x'_{cm} = x_{cm}/b_A$ — продольные координаты относительно носка средней аэродинамической хорды (САХ) расчётного и текущего центров масс самолёта, выраженные в долях САХ.

Для создания требуемого момента M_z^{ref} необходимо отклонить руль высоты на угол

$$\delta_e^{ref} = \text{inv} \left(\frac{\partial \tilde{M}_z(\alpha, \omega_z, \Delta x_T, \delta_e)}{\partial \delta_e} \right) (M_z^{ref} - (M_0(\alpha) + M(\omega_z) + M(\Delta x_T))).$$

Это соотношение справедливо при зависимости момента $\tilde{M}_z(\alpha, \omega_z, \Delta x_T)$ от угла δ_e , близкой к линейной при ограниченных значениях угла δ_e .

На рис. 3 представлен вариант реализации внутреннего контура управления углом тангажа. Структура контура управления углом тангажа фактически представляет собой инверсную статическую модель аэродинамики короткопериодического движения и схему улучшения управляемости и устойчивости контура управления углом тангажа.

Задачей внутреннего контура управления тягой является вычисление необходимого приращения положения дроссельной заслонки в соответствии с заданием на изменение тяги.

5. Моделирование. Представлены результаты, полученные при моделировании полётов трёх моделей летательных аппаратов (разд. 3), оснащённых системой управления, структура которой описана в разд. 4.

Моделирование проведено в среде MATLAB/Simulink (с шагом дискретизации 0,01 с) на стенде полунатурного моделирования в ИАиЭ СО РАН [27, 29].

В процессе моделирования использовались следующие автоматические режимы управления продольным каналом:

Таблица 2

Условия тестирования системы управления

F-16		BWB		БПЛЛ	
V_A , м/с	Центровка, % САХ	V_A , м/с	Центровка, % САХ	V_A , м/с	Центровка, % САХ
150	25	150	11,37	25	25
	30		31,68		
	35		51,99		
	40				
	45				

- 1) захват угла траектории полёта,
- 2) захват и выдерживание высоты.

Продольные режимы системы выполнялись в режимах выбора и удержания скорости (CAS или Mach).

Первой задачей моделирования являлась проверка соответствия полученных лётно-технических характеристик требованиям, сформулированным в [20, 21]. Лётно-технические характеристики и робастность системы тестировались при изменениях положения центра масс. В табл. 2 для трёх моделей летательных аппаратов определены условия, при которых тестировалось поведение системы управления.

Оценивание откликов на единичные ступенчатые воздействия. На рис. 4, a — c представлены временные диаграммы переходных процессов (откликов) на единичное ступенчатое воздействие по высоте $h_c = 1$ м, по скорости $V_{Ac} = 1$ м/с и по углу наклона траектории $\theta_c = 1^\circ$ соответственно. В табл. 3 приведены измеренные величины критериев качества системы (параметров откликов на единичные ступенчатые воздействия h_c , V_{Ac} и θ_c).

Оценивание перекрёстных связей между трактами управления высотой и скоростью полёта. На рис. 5, a и b представлены временные диаграммы переходных процессов (перекрёстных откликов) на ступенчатое воздействие команды изменения высоты $h_c = 30$ м ($\max_t |V_{Ac} - V_A(t)| < 0,5$ м/с) и ступенчатое воздействие команды изменения скорости $V_{Ac} = 13$ м/с ($\max_t |h_c - h(t)| < 10$ м). В табл. 4 приведены измеренные величины критериев качества системы (параметров откликов на ступенчатые воздействия h_c и V_{Ac}).

Для оценки качества функционирования в условиях ограниченной тяги проведено моделирование маневрирования, выводящего тягу силовой установки на верхний и нижний пределы. При этом исследовано распределение доступных ресурсов энергии и использование руля высоты для управления скоростью.

На рис. 6, a и b представлены временные диаграммы манёвров, совершаемых с использованием модели самолёта F-16.

Двойной манёвр, требующий одновременного набора высоты и увеличения скорости, показан на рис. 6, a . Самолёт набирает высоту от 3 000 до 6 000 м, при этом индикаторная земная скорость (CAS) изменяется от 110 до 135 м/с. Видно, что самолёт развивает максимальное нормальное ускорение a_y до 7 м/с² до достижения установившейся скорости набора высоты при максимальной тяге. Вертикальная скорость (\dot{h} на рис. 6, a) достигает 65 м/с, а затем несколько снижается по мере увеличения высоты. При вводе заданного изменения скорости CAS вертикальная скорость уменьшается вследствие того, что 50 % доступного расхода энергии используется для увеличения скорости. Как только заданная скорость достигнута, весь доступный расход энергии преобразуется в скорость набора высоты для достижения заданной высоты.

На рис. 6, b представлена временная диаграмма манёвра снижения и последующего торможения летательного аппарата. В момент времени $t = 100$ с подаётся команда сниже-

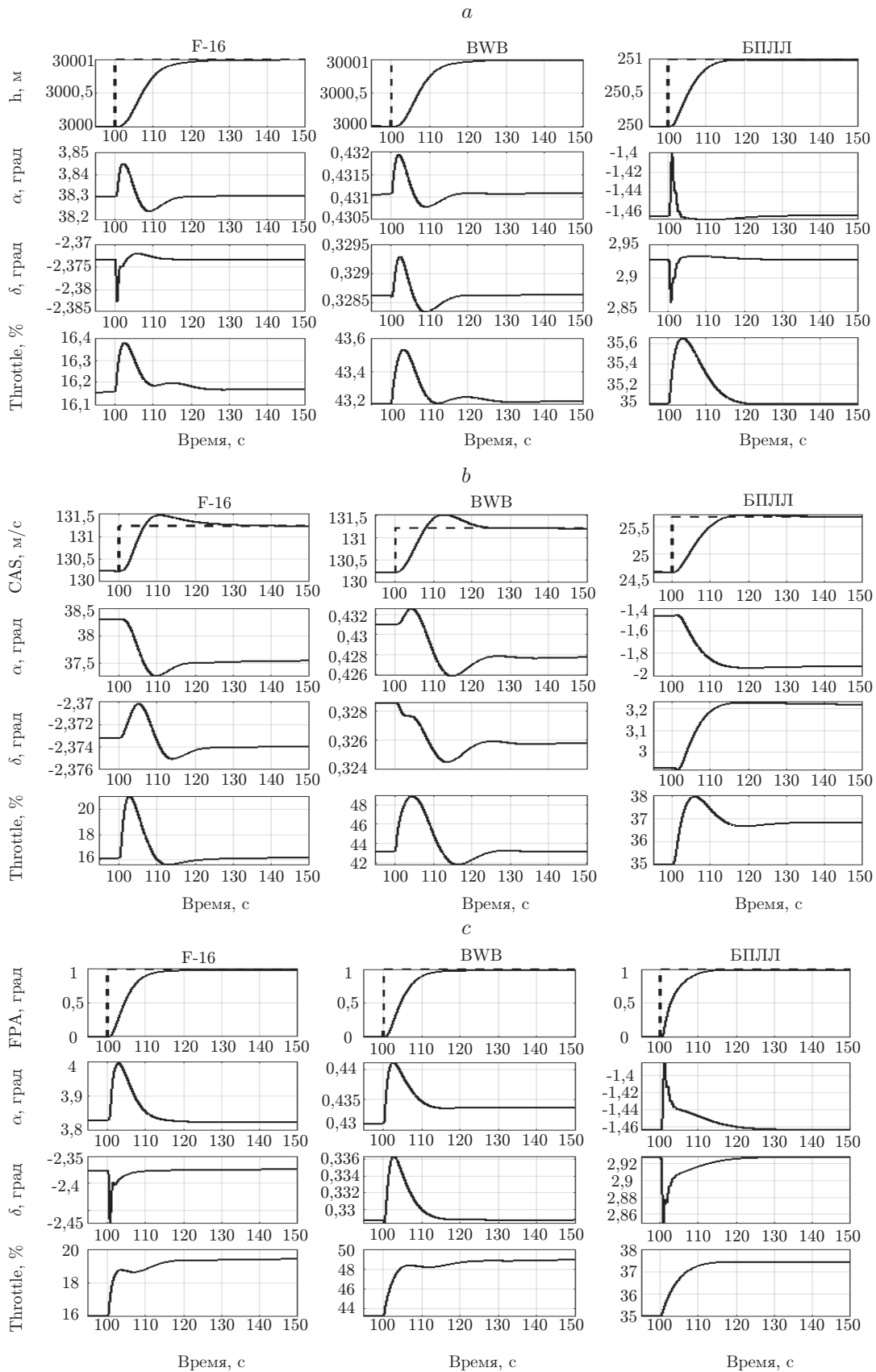


Рис. 4. Отклик (сплошная линия) на единичное ступенчатое воздействие (пунктирная линия): *a* — по высоте, *b* — по скорости, *c* — по углу наклона траектории

Таблица 3

Отклики на единичные ступенчатые воздействия

Параметр	F-16	BWB	БПЛЛ	Ограничения
Отклик $h(t)$ на единичное ступенчатое воздействие по высоте				
t_r, c	10,78	10,45	8,91	< 12 с
t_s, c	25,46	25,98	15,86	< 45 с
Отклик $V_A(t)$ на единичное ступенчатое воздействие по скорости				
t_r, c	4,27	5,04	9,02	< 12 с
t_s, c	42,22	41,61	39,97	< 45 с
Отклик $\theta(t)$ на единичное ступенчатое воздействие по углу наклона траектории				
t_r, c	8,22	8,49	7,54	< 12 с
t_s, c	20,9	24,97	14,56	< 45 с

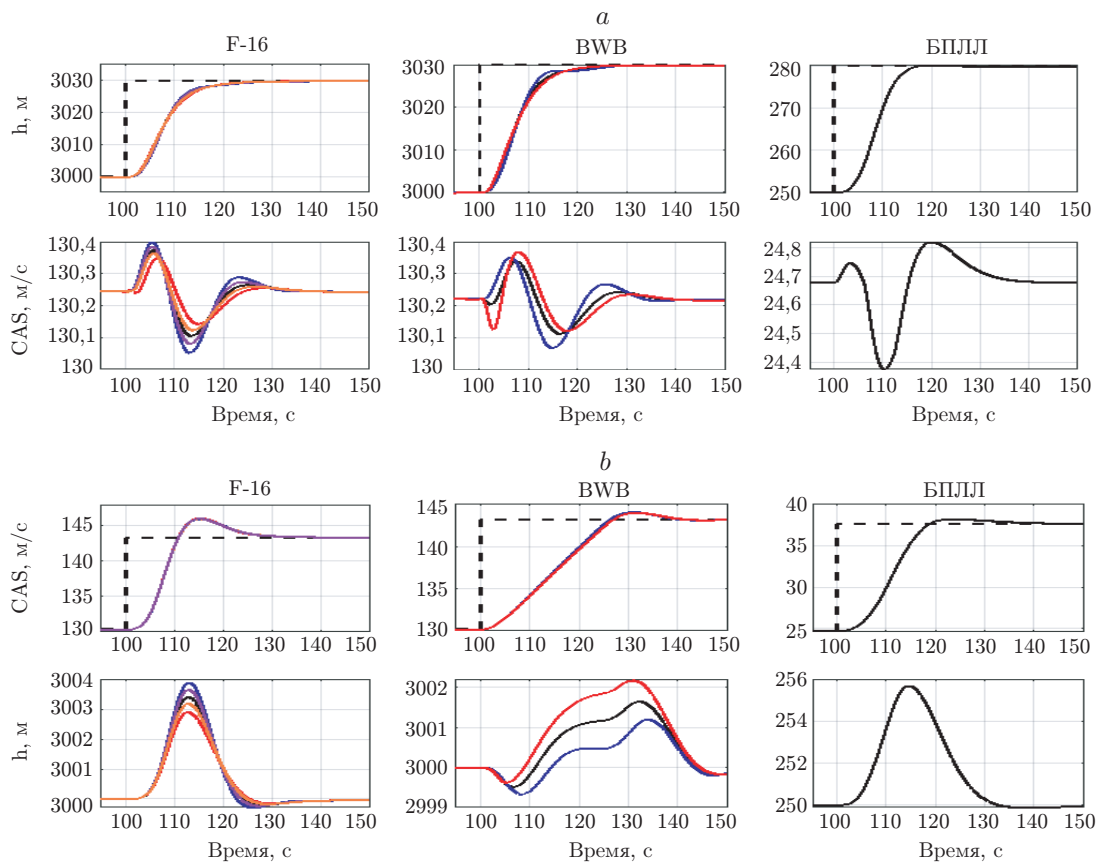


Рис. 5. Перекрёстный отклик (сплошные линии) на ступенчатое воздействие (пунктирная линия): a — по высоте, b — по скорости

Таблица 4

Перекрёстная связь

F-16		BWB		БПЛЛ	
Перекрёстная связь высота/скорость					
Центровка, % САХ	$\max_t V_{Ac} - V_A(t) $, м/с	Центровка, % САХ	$\max_t V_{Ac} - V_A(t) $, м/с	Центровка, % САХ	$\max_t V_{Ac} - V_A(t) $, м/с
25 (синий)	0,19	11,37 (синий)	0,15	25 (чёрный)	0,30
30 (фиолетовый)	0,16	31,68 (чёрный)	0,12		
35 (чёрный)	0,14	51,99 (красный)	0,15		
40 (оранжевый)	0,12				
45 (красный)	0,11				
Перекрёстная связь скорость/высота					
Центровка, % САХ	$\max_t h_c - h(t) $, м	Центровка, % САХ	$\max_t h_c - h(t) $, м	Центровка, % САХ	$\max_t h_c - h(t) $, м
25 (синий)	3,93	11,37 (синий)	1,20	25 (чёрный)	5,74
30 (фиолетовый)	3,68	31,68 (чёрный)	1,65		
35 (чёрный)	3,44	51,99 (красный)	2,18		
40 (оранжевый)	3,22				
45 (красный)	2,92				

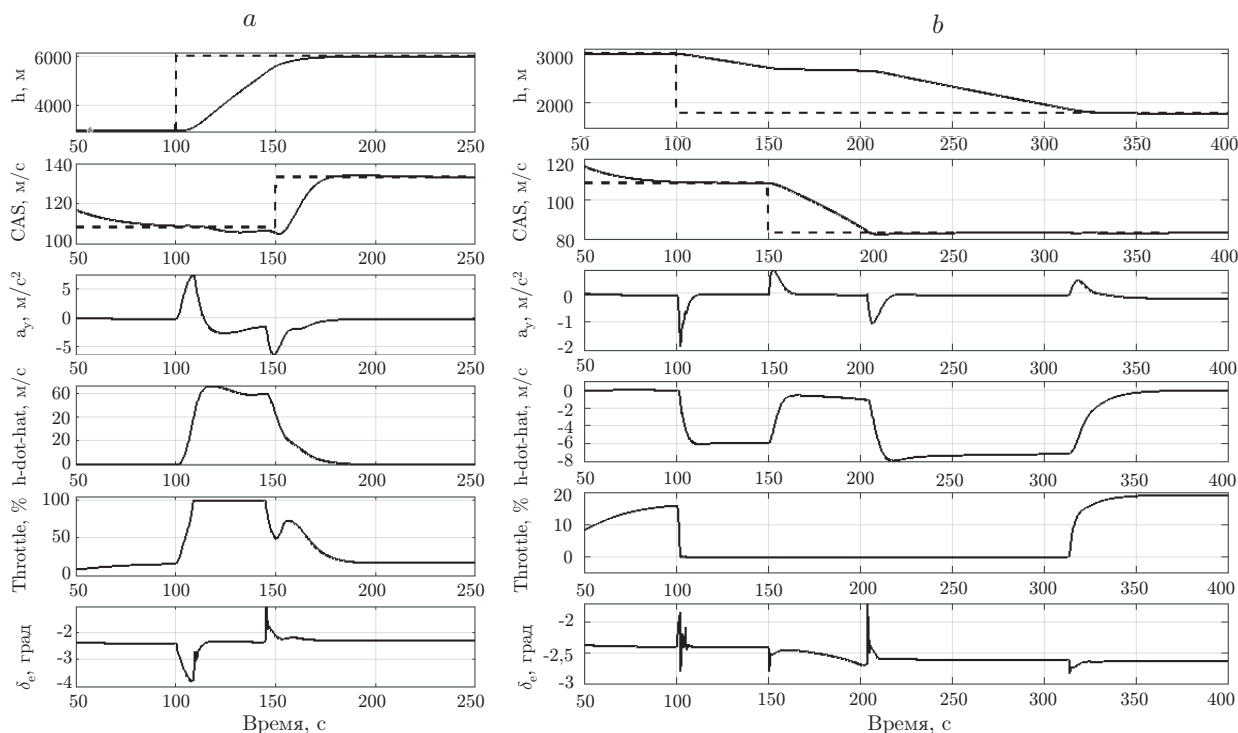


Рис. 6. Тестовые манёвры модели F-16: *a* — набор высоты с увеличением скорости, *b* — снижение с торможением

ния на 1200 м с текущей высоты 3000 м. В этом случае дроссельная заслонка переходит в положение малого газа, а устанавливающаяся скорость снижения зависит от лобового сопротивления самолёта. При подаче команды на торможение в момент времени $t = 150$ с при текущей скорости 110 м/с начинается уменьшение скорости на 25 м/с. Приоритет использования руля высоты имеет управление скоростью, вертикальная скорость (\dot{h} на рис. 6, *b*) уменьшается практически до нуля, а 100 % доступной энергии направляется на захват скорости.

Оценки критериев, представленные в табл. 3 и 4, и графики переходных процессов, приведённые на рис. 4 и 5, подтверждают, что принятые ограничения, касающиеся времени нарастания и времени установления, соблюдены.

Тестирование алгоритмов функционирования системы управления в условиях ограничения тяги, реализованных в соответствии с [2, 3], подтвердило адекватность предложенного подхода.

Отметим, что при моделировании манёвров с выходом на ограничения тяги не потребовалось никаких изменений структуры и параметров системы управления.

Заключение. В представленной работе приведены результаты имитационного моделирования поведения трёх летательных аппаратов различной аэродинамической схемы с системой управления продольным каналом, основанной на использовании энергетического подхода. Полученные результаты позволили продемонстрировать: координированные действия автопилота и автомата тяги как в линейном режиме, так и в условиях ограничений; наличие незначительных перекрёстных влияний; соблюдение ограничений лётно-технических характеристик, касающихся таких параметров откликов на командные действия как времена нарастания и времена установления; централизованную реализацию функций обработки команд тяги и тангажа во всех режимах управления полётом; централизованную реализацию функций защиты огибающей условий полёта; переносимость системы управления с сохранением независимой части структуры.

Планируемые направления дальнейших исследований — проведение лётных испытаний системы управления продольным каналом и разработка системы управления 6DOF движением на основе энергетического подхода.

Финансирование. Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (государственная регистрация № 121042900050-6).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Lambregts A. A.** Vertical Flight Path and speed Control Autopilot design Using Total Energy principles. AIAA 83-2239CP. P. 559–569.
2. **Lambregts A. A.** Automatic Flight Controls Concepts and methods. Koninklijke Nederlandse Vereniging voor Luchtvaart, Jaarverslag. Woerden, The Netherlands, 1996. 39 p.
3. **Lambregts A. A.** TECS Generalized Airplane Control System Design — An Update, Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control. Springer, 2013. P. 503–534.
4. **Lambregts A. A.** Flight envelope protection strategies for automatic and augmented manual control // Proc. of the CEAS Conference on Guidance, Navigation and Control. Delft, The Netherlands, 10-12 April, 2013. P. 1364–1383.
5. **Bruce K. R.** Design and Verification by Nonlinear Simulation of a Mach/CAS Control Law for the NASA TSRV 8-737 Aircraft. Final Report. NASA CR - 178029. 1986. 68 p.
6. **Bruce K., Kelly J. R., Person J. R. L.** NASA B737 flight test results of the total energy control system // Proc. of the Astrodynamics Conference. Williamsburg, USA, 18–20 Aug., 1986. American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, USA. 1986. 9 p.

7. **Kastner N., Looye G.** Generic TECS based autopilot for an electric high altitude solar powered aircraft // Proc. of the 2nd CEAS EuroGNC Conference. Delft, The Netherlands, April 2013. P. 1324–1343.
8. **Kaminer I., O’Shaughnessy P.** 4D-TECS integration for NASA TCV Airplane, NASA-CR-4231. 1989. 108 p.
9. **Lim Y., Gardi A., Sabatini R. et al.** Optimal energy-based 4D guidance and control for terminal descent operations. *Aerospace Science and Technology* 95. 2019. 12 p.
10. **Bruce K. R.** NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System. Final Report. NASA CR -178285. 1987. 103 p.
11. **Karlsson E., Schatz S. P., Baier T.** Development of an Automatic Flight Path Controller for a DA42 General Aviation Aircraft // *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. 2018. P. 121–139.
12. **Lamp M., Luckner R.** The total energy control concept for a motor glider // *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. Heidelberg: Springer, 2013. P. 483–502.
13. **Chen S.-W., Chen P.-C., Yang C.-D., Jeng Y.-F.** Total energy control system for helicopter flight/propulsion integrated controller design // *Journ. Guidance, Control, and Dynamics*. 2007. **30**, N 4. P. 1030–1039.
14. **Brigido-González J., Rodríguez-Cortés H.** Experimental validation of an adaptive total energy control system strategy for the longitudinal dynamics of a fixed-wing aircraft // *Journ. Aerosp. Eng.* 2016. **29**, Iss. 1. 11 p.
15. **Rysdyk R., Agarwal R. K.** Nonlinear Adaptive Flight Path and Speed Control Using Energy Principles // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (AIAA 2002-4440)*. Monterey, California, 5-8 Aug., 2002. 12 p.
16. **Kurdjukov A., Natchinkina G., Shevtchenko A.** Energy approach to flight control // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Boston, USA, 1998. P. 543–553.
17. **Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М.** Энергетический подход к управлению полётом // *Автоматика и телемеханика*. 1999. № 6. С. 59–69.
18. **Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М.** Модальный метод оптимизации энергетической системы управления полётом летательных аппаратов // *Проблемы управления*. 2008. № 6. С. 74–80.
19. **Shevtchenko A. M.** Energy-based approach for flight control systems design // *Automation and Remote Control*. 2013. **74**, N 3. P. 372–384.
20. **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). Technical Publication TP-088-3, Group for Aeronautical Research and technology in EUROpe GARTEUR-FM (AG08). 1997. 64 p.
21. **Robust Flight Control: A Design Challenge** /Eds. by J.-F. Magni, S. Bennani & J. Terlouw (*Lecture Notes in Control and Information Sciences*, 224). Springer-Verlag, 1997. 659 p.
22. **Russell R. S.** Non-linear F-16 simulation using Simulink and Matlab. Technical report, University of Minnesota, June 2003. 46 p.
23. **Sonneveldt L.** Nonlinear F-16 model description. Technical report, Delft University of Technology. The Netherlands, June 2006. 17 p.
24. **Nguyen L. T., Ogburn M. E., Gilbert W. P. et al.** Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability // *NASA Technical Paper 1538*. Dec. 1979. 233 p.
25. **De Castro H.** Flying and Handling Qualities of a Fly-by-Wire Blended-Wing-Body Civil Transport Aircraft: PhD thesis. Cranfield University, 2003. 330 p.

26. **Peterson T. S.** Handling Qualities of a Blended Wing Body Aircraft: A thesis submitted in conformity with the requirements for the degree of Master of Applied Science Institute for Aerospace Studies University of Toronto, 2011. 99 p.
27. **Белоконь С. А., Деришев Д. С., Золотухин Ю. Н. и др.** Мобильный программно-аппаратный комплекс для проведения лётных экспериментов // Автометрия. 2021. **57**, № 4. С. 10–16. DOI: 10.15372/AUT20210402.
28. **Авиационные** правила. Ч. 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, 2009. 274 с.
29. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н.** Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами // Автометрия. 2017. **53**, № 4. С. 44–50. DOI: 10.15372/AUT20170405.

Поступила в редакцию 23.06.2023

После доработки 06.07.2023

Принята к публикации 07.07.2023
