

## УПРАВЛЯЮЩИЕ И ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 681.532.5

### СОВМЕСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ И ВЫСОТОЙ ПОЛЁТА МАЛОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПОЛНОЙ ЭНЕРГИИ

© С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, А. С. Мальцев

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

Приведены сравнительные результаты реального лётного эксперимента и моделирования полёта малого беспилотного летательного аппарата. Разработана система управления продольным движением с использованием подхода на основе полной энергии. Выходы регулятора преобразуются в сигналы управления отклонением рулей летательного аппарата по тангажу и крену, а также в команду тяги двигателя. Модель движения самолёта получена в виде табличных зависимостей безразмерных коэффициентов от углов атаки, скольжения и углов отклонения элеронов. Метод управления на основе полной энергии апробирован на небольшом летательном аппарате типа «летающее крыло». В процессе моделирования использованы два режима: захват и удержание высоты и захват угла наклона траектории, в лётном эксперименте применялся режим захвата и удержания высоты. Представлены структура системы управления, результаты моделирования и реального лётного эксперимента.

*Ключевые слова:* беспилотный летательный аппарат, управление полной энергией, имитационное моделирование, лётный эксперимент, управление продольным движением.

DOI: 10.15372/AUT20240310

EDN: TXZFCV

**Введение.** Управление траекторией полёта летательного аппарата (ЛТА), в том числе углами набора высоты, аэродинамической скоростью, является существенной частью всех современных систем управления полётом как пилотируемых, так и беспилотных летательных аппаратов. Традиционные схемы управления с одним входом/выходом (SISO — Single Input/Single Output) с независимым управлением в каждом канале подвержены конфликтам целей управления, тяга двигателя управляет скоростью летательного аппарата, а руль высоты — углом наклона траектории полёта. Эта стратегия управления не соответствует процедуре, которой следуют пилоты [1]: они осуществляют обмен потенциальной энергии на кинетическую и наоборот, когда это необходимо. В [1–4] предложен подход, объединяющий управление скоростью и углом наклона траектории полёта на основе манипулирования потенциальной и кинетической энергией системы, названный управлением полной энергией (TECS — Total Energy Control System). Контроллеры, построенные на основе концепции управления полной энергией, успешно испытаны при управлении полётом различных летательных аппаратов [5–8], включая демонстрационный самолёт B737 Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА) [9], самолёт гражданской авиации [10], вертолёт [11], моторный планер [12], беспилотные летательные аппараты [13], но не нашли применения на серийных изделиях. Использование энергетического подхода в задачах управления полётом рассматривается в публикациях сотрудников Института проблем управления РАН [14–17].

В работе [18] мы привели результаты моделирования системы, основанной на использовании энергетического подхода, при управлении продольным движением моделей нескольких летательных аппаратов различной аэродинамической схемы. Целью данной работы является создание системы управления для конкретной модели самолёта (Ar Wing Classic) и сравнение лётного эксперимента с моделированием.

**Объект исследования.** Апробация метода управления полной энергией выполнена для малого летательного аппарата типа «летающее крыло». Летательный аппарат сделан на базе набора радиоуправляемого самолёта Ar Wing Classic производства компании SonicModell RC Hobby Ltd, который дополнительно оснащён бортовым радиоэлектронным оборудованием с соответствующим программным обеспечением для выполнения задач лётных экспериментов. Аппарат выполнен из материала EPP (вспененный полипропилен) по схеме «летающее крыло» размахом 0,9 м и взлётной массой 0,75 кг. Самолёт оснащён электрическим двигателем мощностью 400 Вт, трёхлопастным винтом и сервоприводами элевонов. Управление по тангажу и крену выполняется согласованным отклонением двух элевонов. Управление по рысканию отсутствует. Устойчивость в канале рыскания обеспечивается за счёт законцовок крыла. Бортовое радиоэлектронное оборудование включает полётный контроллер Matek F405-WTE, приёмник GPS/ГЛОНАСС, курсовую видеокамеру, видеопередатчик, электронный регулятор оборотов (ESC) и аккумуляторную батарею, обеспечивающую до 15 мин полётного времени.

Модель движения летательного аппарата получена в виде табличных зависимостей безразмерных коэффициентов сил и моментов от углов атаки, скольжения и углов отклонения элевонов. Для получения табличных зависимостей использовано свободное программное обеспечение VSPAERO, входящее в приложение с открытым исходным кодом OpenVSP, разработанное NASA [19]. Программное обеспечение VSPAERO представляет собой инструмент быстрых линейных вычислений на базе VLM-метода (Vortex Lattice Method — метод вихревой решётки) для анализа аэродинамики летательных аппаратов с использованием их геометрического представления.

Геометрия используемого летательного аппарата реализована в приложении OpenVSP с учётом размещения бортового радиоэлектронного оборудования (рис. 1).

Зависимости безразмерных коэффициентов сил и моментов рассчитывались в VSPAERO для диапазона углов атаки от  $-90$  до  $+90$  градусов при нулевом угле рыскания и для углов рыскания  $-90$  до  $+90$  градусов при нулевом угле атаки (рис. 2).

Зависимости компонентов коэффициентов сил и моментов от угла отклонения элевонов

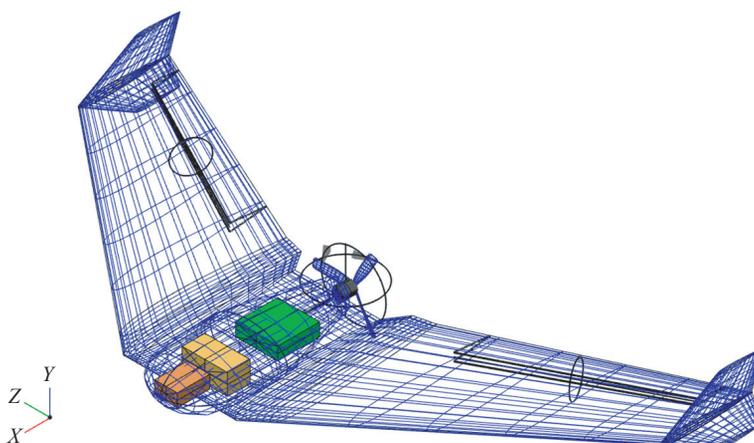


Рис. 1. Общий вид и компоновка летательного аппарата в OpenVSP

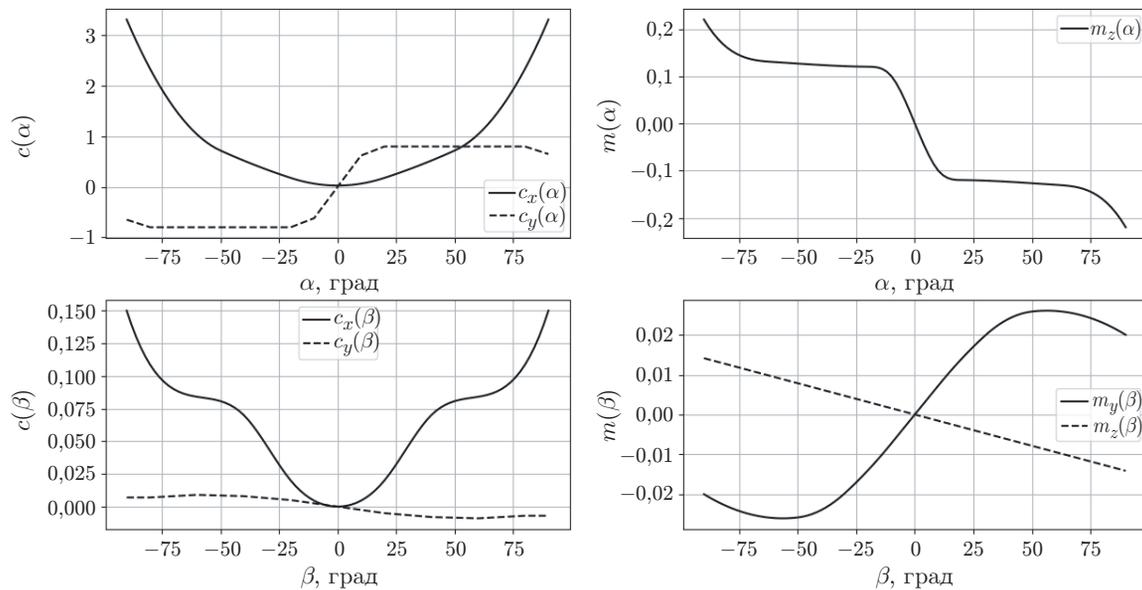


Рис. 2. Зависимости коэффициентов сил и моментов от углов атаки и скольжения

Таблица

**Характеристики летательного аппарата**

Параметр	Единица измерения	Значение
Размах крыла ( $l$ )	м	0,9
Площадь крыла ( $S$ )	м <sup>2</sup>	0,192
Масса ( $m$ )	кг	0,75
Средняя аэродинамическая хорда ( $b$ )	м	0,243
Моменты инерции:		
по оси $x$ ( $I_{xx}$ )	кг · м <sup>2</sup>	0,013
по оси $y$ ( $I_{yy}$ )	кг · м <sup>2</sup>	0,020
по оси $z$ ( $I_{zz}$ )	кг · м <sup>2</sup>	0,007

рассчитывались для углов отклонения 15 град и принимались в виде линейных зависимостей для остальных значений. Полученные коэффициенты аэродинамики и моменты инерции реализованы на стенде полунатурного моделирования ИАиЭ СО РАН [20, 21]. Коэффициенты демпфирования модели аэродинамики получены в ходе численных экспериментов на стенде моделирования. В качестве коэффициентов выбраны значения, обеспечивающие совпадения установившихся угловых скоростей крена и тангажа модели и реального аппарата при ступенчатом отклонении ручки управления на скорости 20 м/с. Базовые характеристики модели приведены в таблице.

В качестве основы программного обеспечения полётного контроллера используется прошивка с открытым исходным кодом INAV, дополненная программным модулем контроллера полной энергии. Исходный код модуля контроллера получен из его представления в MATLAB/Simulink путём кодогенерации в исходный код на языке Си. В качестве входов контроллера используются сигналы инерциальной навигационной системы полётного контроллера, датчиков угловых скоростей и линейных ускорений. Выходы контроллера полной энергии преобразуются в управляющие сигналы отклонения рулей самолёта по тангажу и крену, а также в команду тяги двигателя. Основные полётные параметры и управляющие сигналы контроллера во время эксперимента сохраняются в файл на SD-карте.

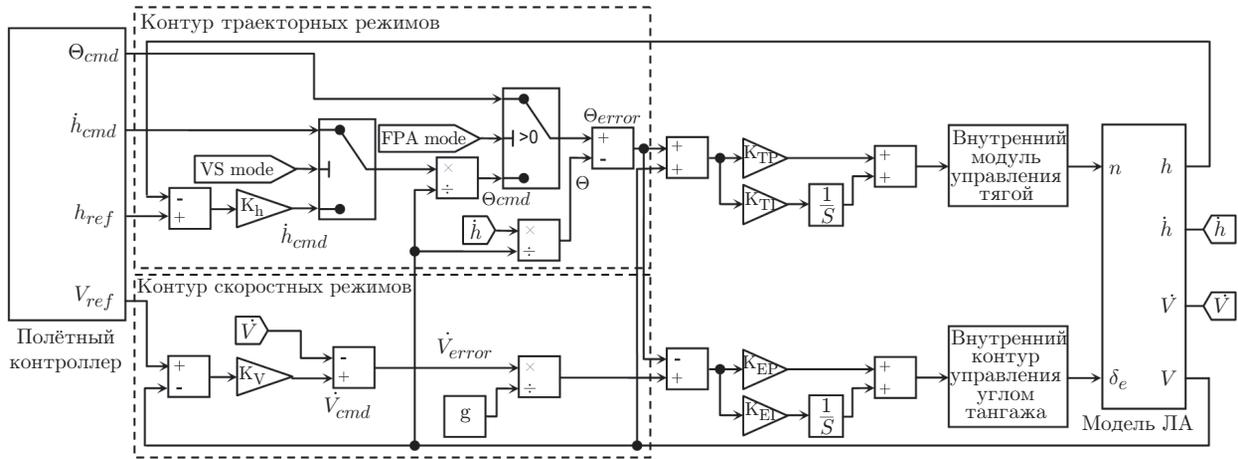


Рис. 3. Структурная схема контроллера продольного канала

**Система управления.** В этом разделе архитектура контроллера продольного канала представлена разделённой на подсистемы. Каждый внешний контур детализирован индивидуально, представлены основные элементы, использовавшиеся при моделировании на стенде и в лётных экспериментах с ЛА Ar Wing Classic аэродинамической схемы «летающее крыло».

Как уже отмечалось, задачей внешних контуров управления траекторией и скоростью полёта является приведение отклонения от заданного состояния к унифицированному формату для ввода в ядро алгоритма управления, т. е. к отклонению угла наклона траектории и отклонению продольного ускорения соответственно.

На рис. 3 приведена блок-схема контура траекторных режимов. В представленной схеме реализованы три траекторных режима: захват и выдерживание высоты, захват угла наклона траектории и навигация в вертикальной плоскости.

Преобразование команд высоты  $h_{cmd}$ , производной высоты  $\dot{h}_{cmd}$  и угла наклона траектории  $\Theta_{cmd}$  в отклонение угла наклона траектории  $\Theta_{error}$  реализовано следующим образом:

- 1) для режима захвата и выдерживания высоты

$$\left[ \frac{(h_{cmd} - h)K_h}{V} - \Theta \right] = \Theta_{error};$$

- 2) для режима навигации в вертикальной плоскости

$$\left[ \frac{\dot{h}_{cmd}}{V} - \Theta \right] = \Theta_{error};$$

- 3) для режима захвата угла наклона траектории

$$[\Theta_{cmd} - \Theta] = \Theta_{error},$$

где  $h$  — высота полёта,  $V$  — воздушная скорость,  $\Theta$  — угол наклона траектории (FPA — Flight Path Angle),  $K_h$  — коэффициент усиления в контуре траекторных режимов.

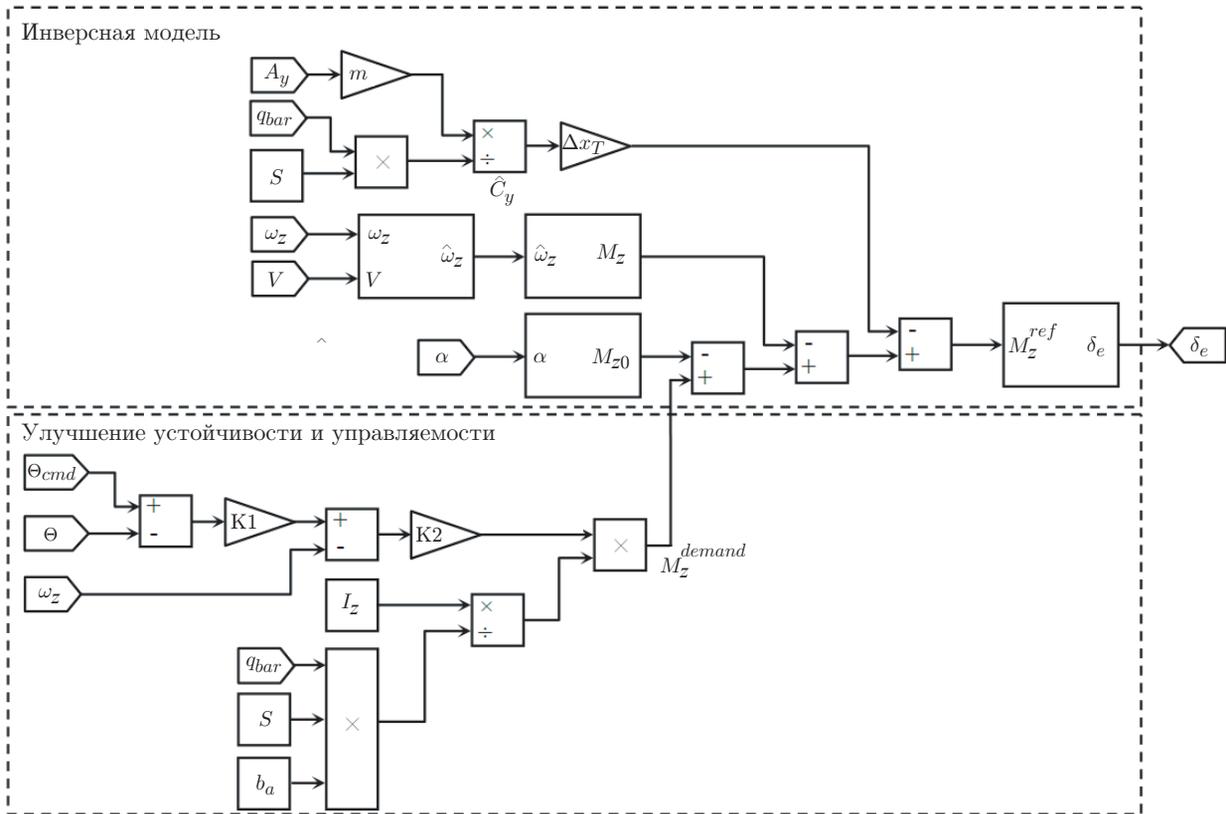


Рис. 4. Схема внутреннего контура управления углом тангажа

В процессе моделирования на стенде использовались два режима: захват и выдерживание высоты и захват угла наклона траектории, в лётном эксперименте использован режим захвата и выдерживания высоты.

В представленной на рис. 3 блок-схеме контура скоростных режимов реализован режим управления индикаторной земной скоростью (CAS — Calibrated airspeed [22]).

Преобразование команды индикаторной земной скорости в отклонение нормализованного ускорения  $\dot{V}_{error}/g$  реализовано в виде

$$\frac{[(V_{cmd} - V)K_V - \dot{V}]}{g} = \frac{\dot{V}_{error}}{g},$$

где  $K_V$  — коэффициент усиления в контуре скоростных режимов,  $g$  — ускорение свободного падения.

*Контур управления углом тангажа.* В общем случае значение располагаемого момента тангажа  $M_z$  можно представить в следующем виде:

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

где  $\delta_e$  — угол отклонения руля высоты;  $\alpha$  — угол атаки;  $M_0(\alpha)$  — момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевом отклонении руля высоты;  $M(\omega_z)$  — демпфирующий момент;  $M(\Delta x_T)$  — момент вращения, создаваемый воздушным потоком за счёт центровки самолёта. Переменная  $\Delta x_T$  определена как  $\Delta x_T = x'_{cm}{}^{ref} - x'_{cm}$ , где  $x'_{cm}{}^{ref} = x'_{cm}{}^{ref}/b_A$

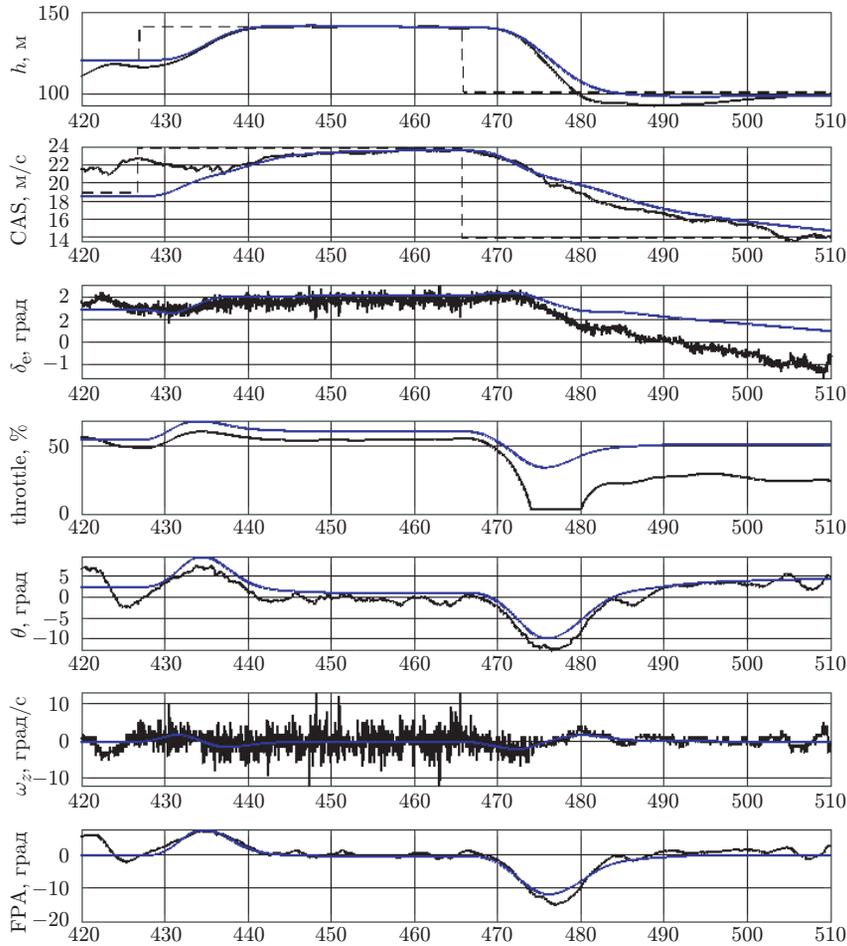


Рис. 5. Результаты моделирования и лётного эксперимента

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

$$\delta_e^{ref} = \left( \frac{\partial \tilde{M}_z(\alpha, \omega_z, \Delta x_T, \delta_e)}{\partial \delta_e} \right)^{-1} (M_z^{ref} - (M_0(\alpha) + M(\omega_z) + M(\Delta x_T))).$$

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

На рис. 4 представлен вариант реализации внутреннего контура управления углом тангажа, структура которого 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 командного сигнала электронного регулятора оборотов в соответствии с заданием на изменение тяги.

*Модель силовой установки.* Тяга, обеспечиваемая винтомоторной группой летательного аппарата, определяется выражением [23]:

$$P_x = \alpha \rho n^2 D^4,$$

где  $P_x$  — тяга,  $\alpha$  — коэффициент тяги винта,  $\rho$  — плотность воздуха,  $n$  — число оборотов двигателя в секунду,  $D$  — диаметр винта.

Поскольку в нашем случае выходным сигналом внутреннего контура управления тягой является число оборотов двигателя в секунду, а входным сигналом — требуемое значение тяги, можно получить выражение для требуемого командного сигнала регулятора оборотов:

$$n = \sqrt{\frac{P_x}{\alpha \rho D^4}}.$$

**Результаты эксперимента.** Для анализа процессов в системе управления продольным каналом проведено сравнение результатов лётного эксперимента с данными численного моделирования на стенде. В ходе лётного эксперимента в горизонтальном полёте с включённым в контур управления контроллером полной энергии на высоте 120 м и скорости около 20 м/с в момент времени 427 с подавался сигнал на изменение высоты до 140 м и одновременно с ним сигнал на увеличение скорости на 5 м/с. В момент времени 465 с одновременно подавались сигналы на изменение высоты до 100 м и уменьшение скорости на 10 м/с. В боковом канале управления при этом использовался П-регулятор с нулевой уставкой по крену. Моделирование проводилось на стенде полунатурного моделирования [20, 21] в среде MATLAB/Simulink, в процессе которого имитировались условия лётного эксперимента с выдачей сигналов на изменение высоты и скорости в те же моменты времени. Результаты лётного эксперимента и моделирования приведены на рис. 5 (обозначены чёрным и синим цветами графиков соответственно).

**Заключение.** Результаты реального лётного эксперимента соответствуют зависимостям, полученным в процессе моделирования, по выходным величинам высоты, скорости, угла наклона траектории. Несовпадение моделирования и эксперимента по сигналам управления тягой и рулём высоты объясняется неполным соответствием используемой модели силовой установки и модели аэродинамики реальному аппарату. В то же время в условиях возмущений атмосферы и неточной модели аэродинамики предложенная система управления полной энергией обеспечила желаемое качество переходных процессов. В дальнейшем планируется итерационное уточнение математической модели летательного аппарата и силовой установки по результатам полётов с помощью процедуры сопутствующего моделирования, а также добавление бокового канала в систему 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 Guidance and Control Conf. Gatlinburg, USA, 15–17 Aug., 1983. P. 559–569.
2. **Lambregts A. A.** Automatic Flight Controls Concepts and methods. Woerden: Koninklijke Nederlandse Vereniging voor Luchtvaart, Jaarverslag, 1996. 39 p.
3. **Lambregts A. A.** TECS Generalized Airplane Control System Design — An Update // Proc. of the 2nd CEAS EuroGNC Conf. Guidance, Navigation & Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 503–534.
4. **Lambregts A. A.** Flight Envelope Protection for Automatic and Augmented Manual Control // Proc. of the 2nd CEAS EuroGNC Conf. Guidance, Navigation & Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 1364–1383.

5. **Ray J. K., Carlin C. M., Lambregts A. A.** High-speed civil transport flight- and propulsion-control technological issues. Edwards, California: NASA Dryden Flight Research Facility, 1992. 155 p.
6. **Bruce K. R.** Design and Verification by Nonlinear Simulation of a Mach/CAS Control Law for the NASA TSRV 8-737 Aircraft. Final Report. Seattle, Washington: Boeing Commercial Airplane Company, 1986. 68 p.
7. **Bruce K. R., 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.
8. **Kastner N., Looye G.** Generic TECS based autopilot for an electric high altitude solar powered aircraft // Proc. of the 2nd CEAS EuroGNC Conf. Guidance, Navigation & Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 1324–1343.
9. **Bruce K. R.** NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System. Final Report. NASA CR-178285. Seattle, Washington: Boeing Commercial Airplane Company, 1987. 103 p.
10. **Karlsson E., Schatz S. P., Baier T. et al.** Development of an Automatic Flight Path Controller for a DA42 General Aviation Aircraft // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control. 2018. P. 121–139. DOI: 10.1007/978-3-319-65283-2\_7. P. 121–139.
11. **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.
12. **Lamp M., Luckner R.** The Total Energy Control Concept for a Motor Glider // Proc. of the 2nd CEAS EuroGNC Conf. Guidance, Navigation & Control. Delft, The Netherlands, 10–12 April, 2013. P. 483–502.
13. **Lai Y.-C., Ting W. O.** Design and Implementation of an Optimal Energy Control System for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles // Appl. Sci. 2016. **6**, Iss. 11. DOI: 10.3390/app6110369. 24 p.
14. **Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М.** Энергетический подход к управлению полётом // Автоматика и телемеханика. 1999. Вып. 6. С. 59–69.
15. **Борисов В. Г., Начинкина Г. Н., Шевченко А. М.** Модальный метод оптимизации энергетической системы управления полётом летательных аппаратов // Проблемы управления. 2008. Вып. 6. С. 74–80.
16. **Shevchenko A. M.** Energy-based approach for flight control systems design // Automation and Remote Control. 2013. **74**, N 3. P. 372–384.
17. **Шевченко А. М., Начинкина Г. Н., Городнова М. В.** Разработка энергетического метода и исследование алгоритмов прогнозирования траектории взлёта самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. **21**, № 6. С. 366–374.
18. **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. P. 28–38.
19. **Sheridan C. N., Pham D. D., Whiteside S.** Evaluation of VSPAERO Analysis Capabilities for Conceptual Design of Aircraft with Propeller-Blown Wings // Proc. of the AIAA Aviation Forum. Special Session: Integrated Propeller Wing Interaction I. Virtual Event. August 2–6, 2021. P. 110–131.
20. **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.

21. **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.
22. **Авиационные** правила. Нормы лётной годности самолетов транспортной категории. Ч. 25. М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2009. 274 с.
23. **Кравец А. С.** Характеристики воздушных винтов. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1941. 264 с.

*Поступила в редакцию 19.03.2024*

*После доработки 17.04.2024*

*Принята к публикации 22.04.2024*

---