

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИЗМЕНЯЕМОЙ В ПОЛЕТЕ СТРУКТУРОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Л. Карташев, А.С. Пантилеев

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск

Проводится обзор существующих подходов для снижения дистанции пробега и горизонтальной скорости приземления беспилотного летательного аппарата. В настоящей работе исследуется динамика движения беспилотного летательного аппарата с постоянным углом стреловидности крыла.

Для совершения маневра приземления используется балансирующий способ управления. Такой способ управления осуществляется путем смещения части аппарата, именуемой грузом, относительно платформы, основной части аппарата. Для математического описания выбранного принципа управления используются уравнения динамики движения системы твердых тел. Математические модели коэффициентов аэродинамических сил аппроксимируются тригонометрическими функциями, для их использования в широком диапазоне углов атаки. Реализация математической модели движения осуществляется средствами библиотеки SimMechanics программного комплекса Matlab/Simulink.

На фоне общей динамики движения дополнительно рассматривается использование гоширования (перекоса) крыла для увеличения силы сопротивления с целью сокращения горизонтальной скорости приземления. Рассматриваются конструктивные решения привода гоширования, выделяются конструктивные параметры, влияющие на динамику движения беспилотного летательного аппарата в целом.

Предлагается к рассмотрению следующая структура математической модели, состоящая из двух частей: общая динамика движения системы твердых тел и внутренняя динамика работы привода. Указанный подход позволяет оценить влияние на общую динамику движения беспилотного летательного аппарата с изменяемой в полете структурой внутренней динамики привода.

В настоящей работе выполняется численное моделирование и обсуждаются полученные результаты, характеризующие работу привода. Исследуется кинематические параметры привода: угол поворота, скорость вращения и угловое ускорение, а также исходный задаваемый закон управления. Полученные результаты позволяют сделать вывод о целесообразности предлагаемого подхода.

Ключевые слова: математическое моделирование, динамика движения, система твердых тел, изменяемая структура, гоширование, беспилотный летательный аппарат.

Введение. В настоящее время ведутся работы по исследованию повышения маневренности беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В качестве объекта исследования выступает летательный аппарат с крылом неизменной стреловидности, в зарубежной литературе принят термин «fixed-wing». Рассматривается процесс движения на этапе посадки. В работе [1] такой маневр описывается как парашютирующая посадка. Аппарат во время такого маневра «проваливается» на некоторую высоту, а затем происходит выравнивание и приземление. При этом удается выйти к точке приземления с минимально возможными горизонтальными и вертикальными скоростями. Для выполнения маневра парашютирующей посадки необходима полная математическая модель движения БПЛА.

В работах [2, 3] принят термин «perched landing», дословно означающий «посадка на жердочку», так авторы обозначают посадку на некоторую опору, таким образом, что в момент непосредственно приземления вертикальная и горизонтальная скорость движения аппарата равна нулю или близка к ней. Это определение близко по смыслу к определению парашютирующей посадки, и можно говорить об эквивалентном использовании терминов. Заключительным этапом маневра парашютирующей посадки, в зарубежной литературе получившим название «post stall»,

Расчет и конструирование

является гашение вертикальной и горизонтальной скорости путем вывода аппарата на критические и закритические углы атаки. При этом значительно возрастает сила сопротивления и падает подъемная сила крыла, однако устойчивое движение на этих режимах возможно, о чем свидетельствуют исследования, опубликованные в работах [3, 4].

Существует несколько подходов для математического описания процесса выполнения парашютирующей посадки. Первый уровень сложности – это идеальное представление процесса, когда летательный аппарат представляется материальной точкой, движущейся под действием аэродинамических и инерционных сил [2]. На этом уровне представления автор не предлагает технического решения, позволяющего обеспечить требуемый маневр.

На втором уровне сложности используются математические модели, описывающие движение летательного аппарата как твердого тела [3, 4]. Выполнение маневра парашютирующей посадки, а особенно его заключительной части, требует большого по величине управляющего момента, например, в работе [3] для этого использовался руль высоты на аппарате, выполненном по нормальной аэродинамической схеме.

Для более эффективного управления возможно применение балансирного управления, впервые его использование было описано в работе [5]. Задача исследования динамики движения аппарата с балансирным управлением в механике описана как движение системы твердых тел. Дифференциальные уравнения движения системы твердых тел в приложении к движению автономных транспортных систем, состоящих из двух или более твердых тел, ранее были получены во многих работах, в том числе [6–11]. В наиболее общем виде такие уравнения описаны в работах [10–16]. Для реализации сложной математической модели удобно пользоваться средствами библиотеки SimMechanics программного комплекса Matlab/Simulink [17].

1. Расчетная схема и принятые допущения реализуемого принципа управления. Смещение груза относительно платформы позволяет изменять балансировку летательного аппарата. Это приводит к тому, что процессом его движения можно управлять не только с помощью аэродинамических органов управления, но и с помощью возникающих не скомпенсированных сил и моментов.

Для изменения взаимного положения центра масс и центра давления можно перемещать отдельные агрегаты аппарата, расположенные внутри фюзеляжа, как показано на рис. 1, а или поворачивать груз на шарнире, как показано на рис. 1, б.

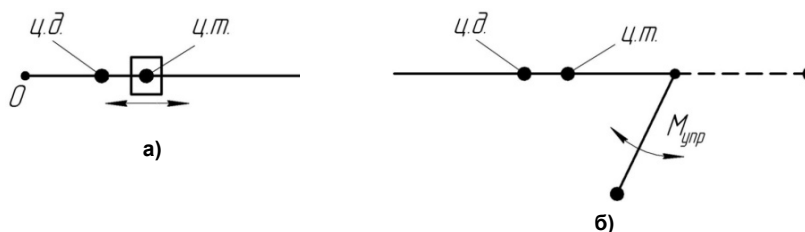


Рис. 1. Принципиальная схема управления БПЛА

Таким образом, можно выделить первый уровень структурного изменения в ходе выполнения маневра. Для его реализации требуется разработка и определение конструктивных параметров привода, обеспечивающего необходимые структурные изменения.

В работе анализировалось влияние основных проектных параметров модели на динамику движения БПЛА с изменяемой структурой:

- массы платформы и груза;
- величина смещения центра тяжести груза относительно центра давления.

Для шарнирного варианта структурных изменений:

- величина смещения центра масс груза относительно оси его вращения;
- величина выноса оси вращения груза относительно центра масс платформы;
- азимут угла поворота груза.

На фоне общей динамики движения дополнительно рассматривается использование гоширования (перекоса) крыла для увеличения силы сопротивления с целью сокращения горизонтальной скорости приземления. Для этого на втором уровне математической модели выполнялась имитация работы привода. Геометрические и массовые характеристики составных элементов опреде-

лялись на основе трехмерной модели. Как показано на рис. 2 консоль крыла 1 шарнирно соединена с платформой и может вращаться относительно оси Z системы координат СК1. Принятые геометрические размеры являются конструктивными параметрами, влияющими на общую динамику движения БПЛА.

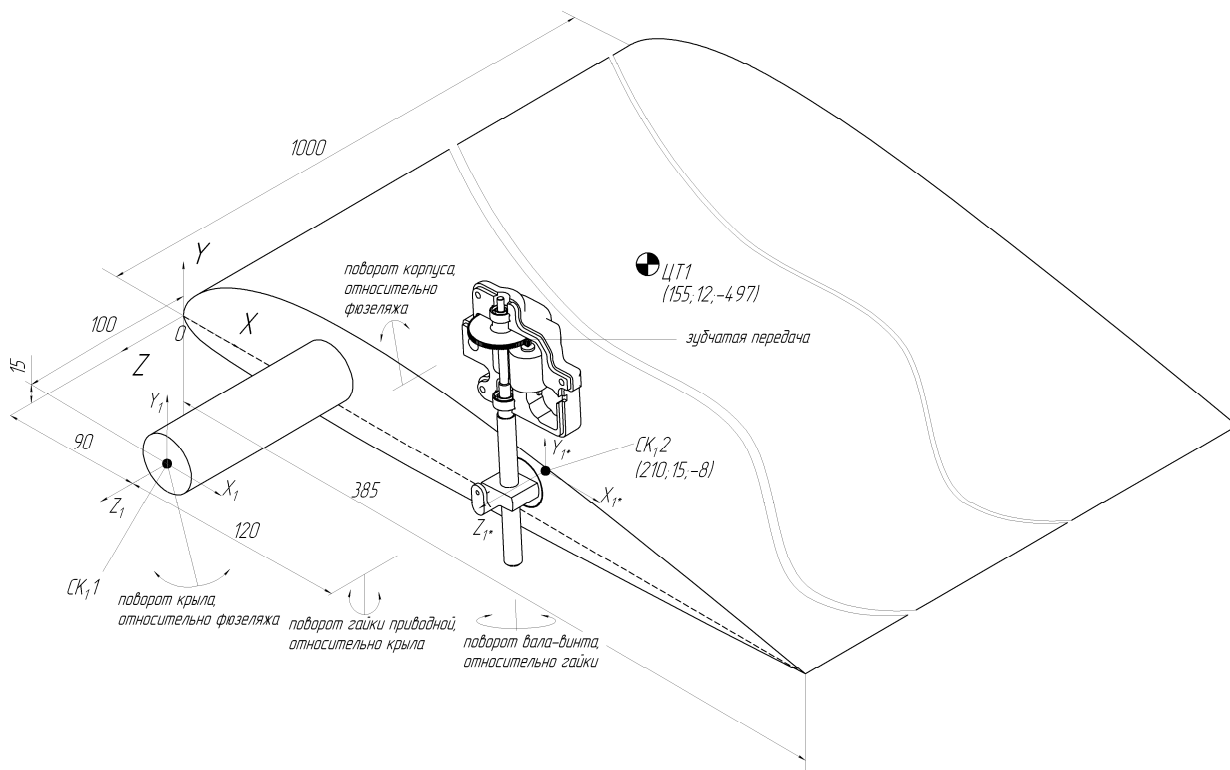


Рис. 2. Расчетная схема узла гоширования крыла

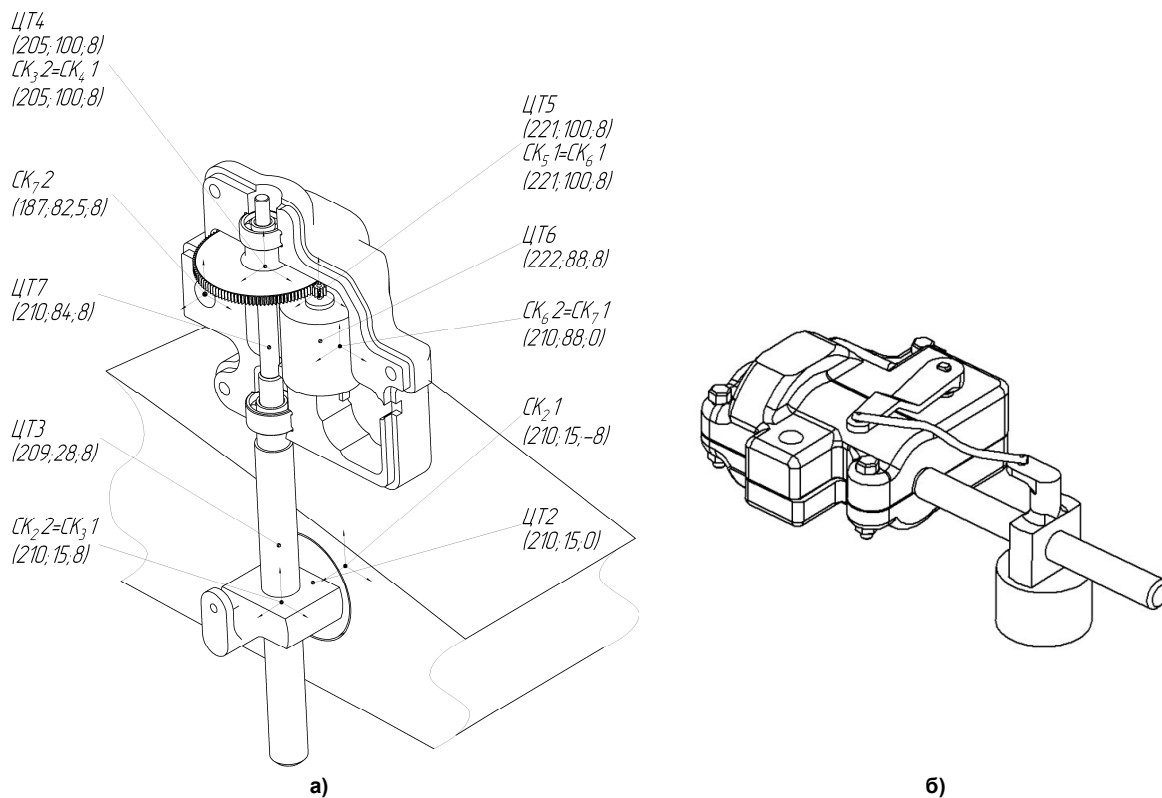


Рис. 3. Привод гоширования: а – расчетная схема привода; б – общий вид привода

Расчет и конструирование

Конструктивно привод гоширования представляет собой винтовую пару. Гайка винтовой пары 2 шарнирно закреплена на корневой нервюре консоли крыла. Корпус привода 7 с установленным в нем валом-винтом 3 шарнирно закреплён на платформе. Оси вращения консоли крыла, гайки и корпуса привода параллельны. Вал-винт приводится во вращение от двигателя 6 посредством шестерни 5 и зубчатого колеса 4. В качестве датчика обратной связи используется шарнирная качалка, показанная на рис. 3, б. Качалка с помощью тяги соединяется с гайкой винтовой пары 2.

2. Математическая модель динамики системы твердых тел. В наиболее общем виде основные уравнения математической модели движения системы твердых тел описаны в работах [10–16] и их можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \tilde{H}v \\ M(q)\dot{v} &= f(t, q, v) + \tilde{H}^T(q)G^T(q, t)\lambda, \\ g(q, t) &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где q – вектор обобщенных координат, используется для определения конфигурации системы нескольких тел в любой момент времени t ; $M(q)$ – симметричная положительно определенная матрица массы; $f(q, v, t)$ – функция, представляет собой вклад центробежных сил, сил Кориолиса и условий внешнего воздействия; $H(q)$ – матрица, представляющая собой кинематическую связь между переменной скоростью v , являющейся производной обобщенной координаты q , в виде $v = H(q)\dot{q}$; $g(q, t)$ – система алгебраических уравнений описывающих ограничения, предполагается, что функция дважды непрерывно дифференцируемая; G – Якобиан; λ – вектор множителей Лагранжа.

Математическое представление моделей аэродинамики в зависимости от угла атаки α в работах [2–5] дает описание коэффициентов аэродинамической силы сопротивления C_x и подъемной силы C_y , в работе принимается в следующем виде:

$$\begin{aligned} C_y &= \sin 2\alpha, \\ C_x &= |\sin \alpha|. \end{aligned} \quad (2)$$

3. Реализация математической модели. Математическую модель движения БПЛА на основе уравнений (1) и (2) целесообразно реализовывать с помощью программного комплекса Matlab/Simulink и представлять в виде структурной модели из набора стандартных и разработанных блоков соединенных между собой. На рис. 4 показаны блоки первого уровня структурной модели.

Блоки, представленные на рис. 4, определяют неподвижное основание со своей системой координат, относительно которой движутся тела, описывают параметры окружающей среды и задания начальных условий моделирования для платформы. Также в модели задаются степени свободы платформы относительно основания и груза относительно платформы, задаются массовые и геометрические характеристики тел – платформы и груза.

В пользовательских блоках определяются значения аэродинамических коэффициентов платформы для каждого момента времени, рассчитываются величины действующих на платформу и груз внешних силовых факторов, собирается для дальнейшего анализа информация об изменяемых параметрах, упрощенно описывается динамика работы привода груза и задается закон управления грузом. Каждый из пользовательских блоков в свою очередь состоит из набора упорядоченных стандартных блоков Simulink и пакетов расширения SimMechanics и Aerospace Blockset [17].

Структурная модель второго уровня представлена на рис. 5. В ней приняты следующие обозначения: Body – корпус привода; Screw – вал-винт; Gear – блок, имитирующий приведенный момент инерции шестерни и зубчатого колеса; Odometr – блок имитации работы шарнирной качалки обратной связи; Drive – блок закона управления приводом; Aero – блок задания аэродинамической нагрузки; Wing – консоль крыла; Nut – гайка винтовой пары; Data – блок записи параметров работы привода.

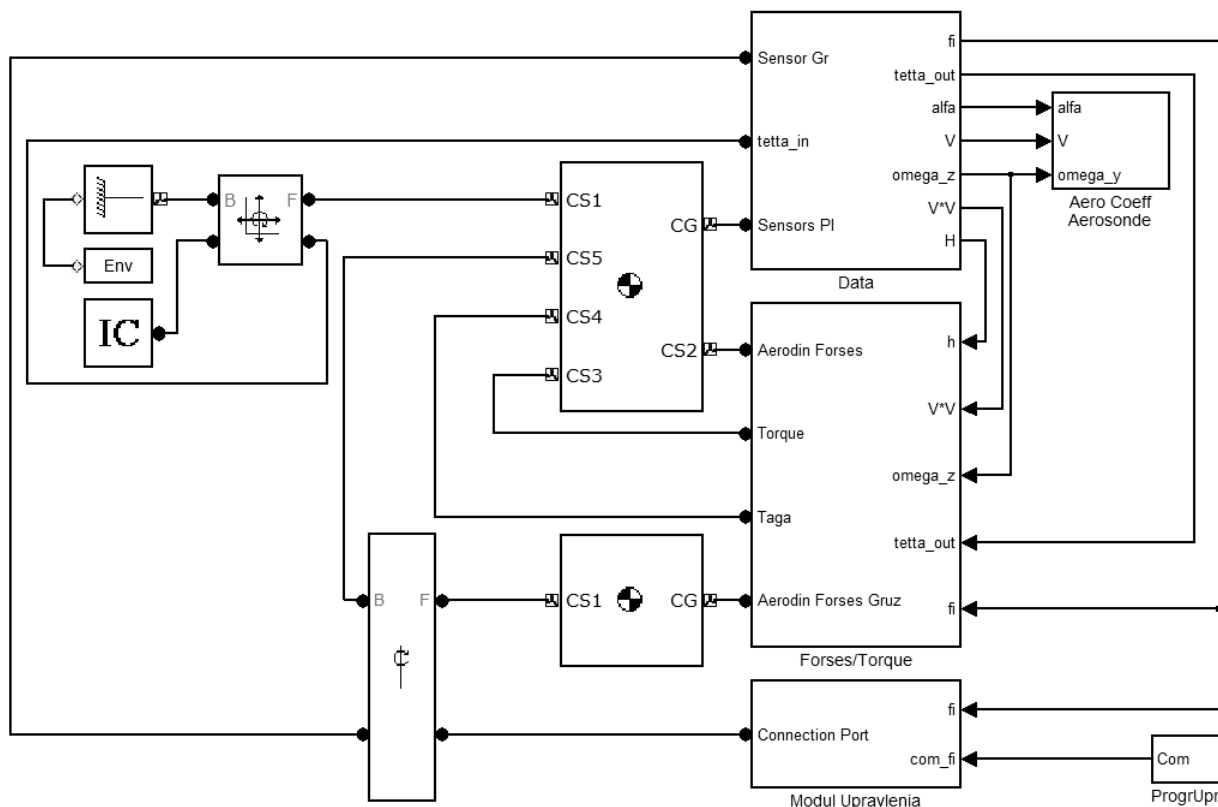


Рис. 4. Реализация математической модели движения БПЛА в Matlab/Simulink/SimMechanics

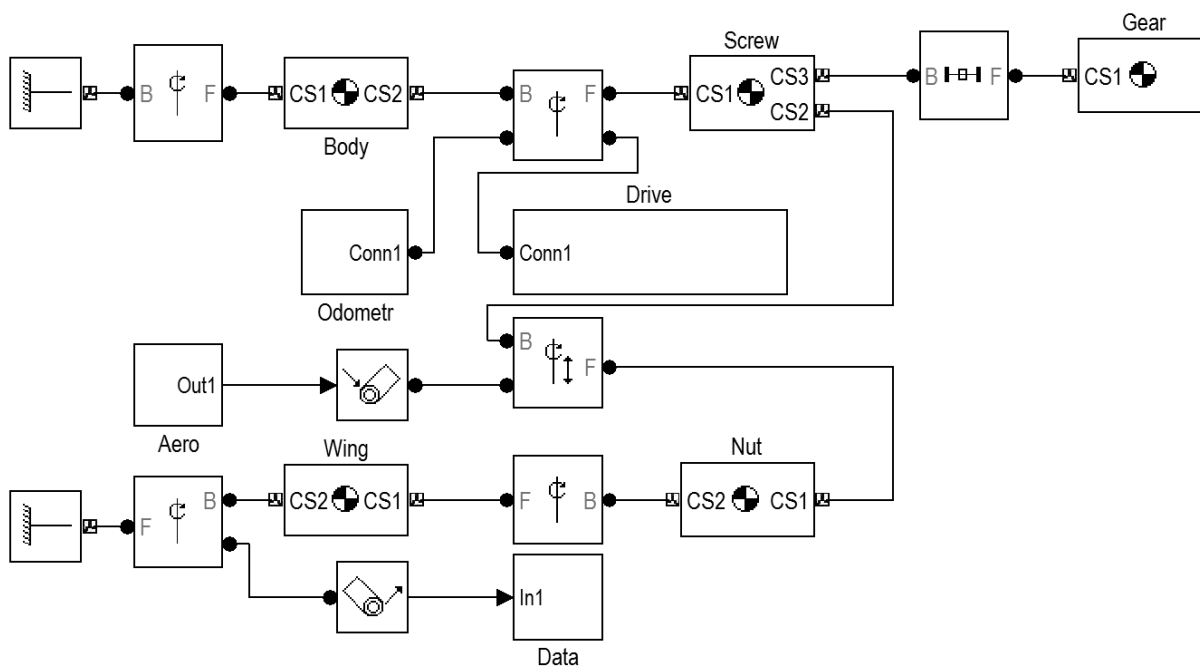


Рис. 5. Реализация математической модели привода гоширования в Matlab/Simulink/SimMechanics

Включение структурной модели второго уровня в модель первого уровня выполняется путем замены блока платформы на платформу с узлом привода.

Результаты моделирования динамики работы привода представлены на рис. 6. Для моделирования движения привода задается исходный закон управления *Signal*, показанный на рис. 6, а. Он задается в системных единицах (СЕ) и в ходе дальнейших преобразований усиливается в соответствии с установленной конфигурацией привода. Принятый в настоящей работе закон управ-

Расчет и конструирование

ления имеет тестовый характер, для оценки работоспособности разработанной модели. В ходе работы привода проводилась оценка кинематических параметров вала-винта и консоли крыла. Так, для вала винта кинематические параметры являются исходными данными, а для консоли крыла – это результат обработки модели с учетом приведенных моментов инерции в приводе и действующей аэродинамической нагрузки. Для вала-винта приведены данные без масштабного коэффициента, а для консоли крыла – с масштабным коэффициентом 100. Это сделано для приведения данных к единому масштабу отображения.

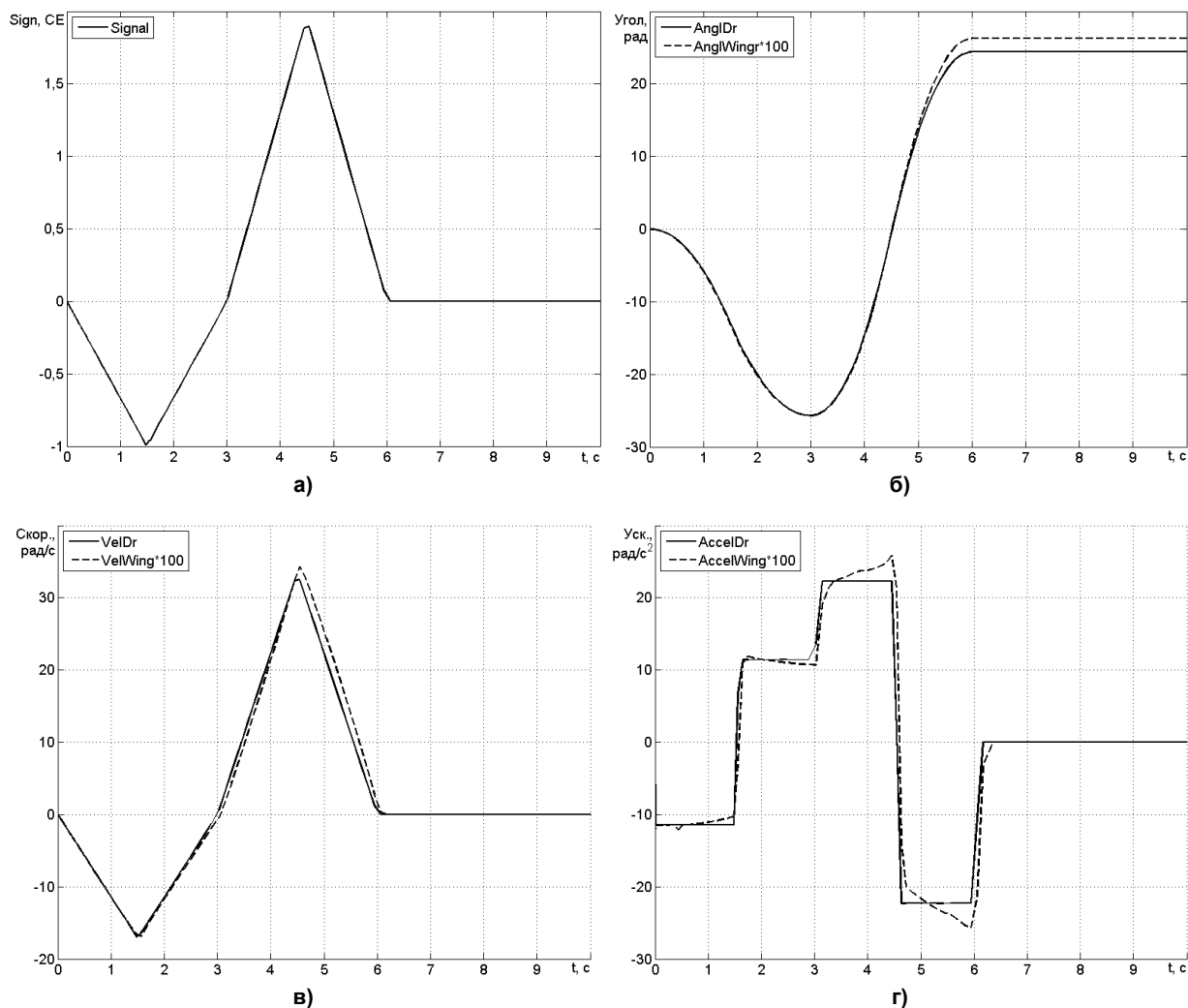


Рис. 6. Результаты численного моделирования: а – заданный закон управления, б – угол поворота, в – угловая скорость вращения, г – угловое ускорение

Принятый закон управления устанавливает величину угловой скорости вала-винта $VelDr$, что видно на рис. 6, в. Угол поворота вала-винта $AnglDr$ получается путем интегрирования сигнала угловой скорости, а угловое ускорение вала-винта $AccelDr$ – дифференцирования сигнала угловой скорости.

Наибольший интерес представляет сигнал углового ускорения консоли крыла $AccelWing$. На рис. 6, г видно, что сигнал углового ускорения консоли крыла $AccelWing$ на интервале от 3,1 до 5,9 с не принимает, как ожидалось, постоянных значений. Так, на интервале от 3,1 до 4,5 с ожидаемое угловое ускорение должно было быть около $0,22 \text{ рад/с}^2$. Однако сигнал меняется от $0,19 \text{ рад/с}^2$ до максимального значения на конце интервала $0,26 \text{ рад/с}^2$. Аналогично – на интервале от 4,6 до 5,9 с. Ожидаемое значение величины сигнала $-0,22 \text{ рад/с}^2$. В результате моделирования были получены на начале интервала $-0,20 \text{ рад/с}^2$, а на конце интервала $-0,26 \text{ рад/с}^2$.

Расхождение с ожидаемой величиной углового ускорения консоли крыла на интервале от 3,1 до 5,9 с составляет около 20 %, что необходимо учитывать при определении нагрузок, дей-

ствующих на привод. Расхождение с ожидаемой величиной углового ускорения консоли крыла на интервале от 0 до 2,9 с не превышает 10 %, что является допустимой инженерной погрешностью.

Можно объяснить этот эффект тем, что на первом этапе поворота консоли крыла идет в сторону увеличения угла атаки крыла, что приводит к повышению нагрузки, а значит, для удержания требуемого закона управления мощности привода не достаточно.

Выводы

1. Поставленная задача обеспечение снижения горизонтальной скорости посадки является актуальной задачей. Это подтверждается большим числом публикаций, посвященных указанной теме. Предложенный метод балансирного управления позволяет использовать взаимное расположение центра тяжести беспилотного летательного аппарата и центра давления несущих аэродинамических поверхностей для продольного управления.

2. Для решения указанной задачи обосновано привлечение методов математического моделирования, обеспечивающих для анализа полный перечень кинематических и динамических параметров движения. Удобным способом математического описания поставленной задачи является использование уравнений динамики движения системы твердых тел. Представление математической модели в виде нескольких уровней позволяет, оценить влияние внутренних конструктивных параметров на общую динамику движения беспилотного летательного аппарата с изменяемой структурой.

3. Полученные результаты подтверждают, что необходимо проводить оценку динамики движения аппарата совместно с внутренней динамикой подвижных агрегатов (приводов), так как в некоторых случаях действующие ускорения на 20 % превышают ожидаемые величины.

Обсуждение и применение. С учетом выше сказанного необходимо отметить большую сложность поставленной задачи в связи с учетом влияния множества факторов определяющих конструкцию разрабатываемого аппарата. В качестве достоинства предложенного метода можно оценить возможность его применения на ранних этапах проектирования новых изделий и постепенного усложнения математических моделей составляющих агрегатов.

Литература

1. Висленёв, В.В. Теория авиации / В.В. Висленёв, Д.В. Кузьменко. – 4-е изд., испр. – М.: Гос. воен. изд-во наркомата обороны Союза ССР, 1939. – 384 с.
2. Crowther, W.J. Perched landing and takeoff for fixed wing UAVs / W.J. Crowther // NATO AVT Symposium on Unmanned Vehicles for Aerial, Ground and Naval Military Operations 9-13 October 2000 in Ankara, Turkey.
3. Wickenheiser, A.M. Dynamics and trajectory optimization of morphing aircraft in perching maneuvers. PhD dissertation / A.M. Wickenheiser. – Cornell University, 2008.
4. Rick, E.C. Supermaneuverable Perching. PhD dissertation / E.C. Rick. – Massachusetts Institute of Technology, 2010.
5. Sim, Alex G. Flight characteristics of a modified Schweizer SGS 1-36 Sailplane at low and very high angles of attack / Alex G. Sim. NASA TP-3022, H-1563, NAS 1.60:3022, July 1990, 91N10079.
6. Лилиенталь, О. Полет птиц как основа искусства летать / О. Лилиенталь. – М.; Ижевск: Ин-т компьютер. исследований, 2002. – 232 с.
7. Пантилеев, А.С. Постановка задачи оптимального захода на посадку беспилотного летательного аппарата с изменяемой в полете структурой / А.С. Пантилеев // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». – 2010. – Вып. 12. – № 22(198). – С. 43–46.
8. Пантилеев, А.С. Численное и экспериментальное исследование движения БПЛА с изменяемой в полете структурой / А.С. Пантилеев // 8-я международная конференция «Авиация и космонавтика»: тез. докл. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – С. 24–25.
9. Пантилеев, А.С. Реализация математической модели движения БПЛА с изменяемой в полете структурой в MATLAB/SIMULINK/SIMMECHANICS / А.С. Пантилеев // Ракетно-космическая техника: науч.-техн. сб. Сер. XIV. Расчет, экспериментальные исследования и проектирование. – 2009. – Вып. 1(56). – С. 231–237.

10. Пантилеев, А.С. Задачи исследования динамики движения БПЛА с изменяемой в полете структурой / А.С. Пантилеев // Динамика машин и рабочих процессов: сб. докл. Всерос. науч.-техн. конф., 8–10 дек. 2009 г. – Челябинск: Издат. центр ЮУрГУ, 2009. – С. 138–140.
11. Пантилеев, А.С. Задачи и математические модели движения беспилотного летательного аппарата с изменяемой в полете структурой / А.С. Пантилеев // Динамика машин и рабочих процессов: сб. докл. Всерос. науч.-техн. конф., 10–12 апр. 2012 г. – Челябинск: Издат. центр ЮУрГУ, 2012. – С. 154–158.
12. *Integrated guidance and control of moving mass actuated kinetic warheads* / P. Menon, G. Sweriduk, E. Ohlmeyer, D. Malyevac // *J. Guid. Control Dyn.*, 2004. – 27(1). – P. 118–127.
13. *Woolsey, C.A. Moving mass control for underwater vehicles* / C.A. Woolsey, N.E. Leonard // *Proceedings of the American control conference*. – 2002. – P. 2824–2829.
14. *Haug, E.J. Computer aided kinematics and dynamics of mechanical systems* / E.J. Haug // *Allyn and bacon*. – 1989. – Vol. 1. *Basic Methods*.
15. *Schiehlen, W.O. Multibody system handbook* / W.O. Schiehlen. – Springer-Verlag, 1990.
16. *Вумтенбург, Й. Динамика систем твердых тел* / Й. Вумтенбург. – М.: Мир, 1980. – 292 с.
17. *Wood, G.D. Simulating mechanical systems in Simulink with SimMechanics*, The MathWorks Inc., 2002.

Карташев Александр Леонидович, доктор технических наук, профессор кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, al_kartashev@mail.ru.

Пантилеев Андрей Сергеевич, преподаватель кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, andyfly@mail.ru.

Поступила в редакцию 6 мая 2016 г.

DOI: 10.14529/engin160204

DETERMINATION OF DESIGN PARAMETERS UNMANNED AERIAL VEHICLES WITH VARIABLE STRUCTURE IN FLIGHT USING MATHEMATICAL MODELING

A.L. Kartashev, al_kartashev@mail.ru,

A.S. Pantileev, andyfly@mail.ru

South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation

A review of existing approaches to reduce the distance run and a horizontal speed landing unmanned aerial vehicle. In this paper we investigate the dynamics of movement of the unmanned aerial vehicle with a constant angle of wing sweep.

Balancing control method used to commit the landing maneuver. Such a control process is carried out by displacing part of the machine, called the load platform relative to the main portion of the apparatus. For the mathematical description of the selected control principle uses dynamic equations of motion of the system of rigid body. Mathematical models of the aerodynamic force coefficients are approximated by trigonometric functions, for use in a wide range of angles of attack. The implementation of the mathematical model of the motion is carried out by means of the library SimMechanics Matlab / Simulink software.

Against the background of the overall driving dynamics further discusses the use wing warping to increase the power of resistance in order to reduce the horizontal landing speed. We consider

constructive solutions drive wing warping, stand design parameters influencing the driving dynamics of an unmanned aircraft as a whole.

It is proposed to consider the following structure of a mathematical model consisting of two parts: a general driving dynamics system of rigid body and the internal dynamics of the drive. This approach allows you to evaluate the impact on the overall dynamics of the movement of unmanned aircraft in flight with a variable structure of the internal dynamics of the drive.

In this paper we performed numerical simulations and discuss the results characterizing the operation of the drive. We study kinematic parameters of the drive: the angle of rotation, rotational speed and angular acceleration, as well as the source specified by the control law. The results suggest the feasibility of the proposed approach.

Keywords: mathematical modeling, motion dynamics, system of solids, variable structure, wing warping, unmanned aerial vehicle.

References

1. Vislenjov V.V., Kuz'menko D.V. *Teoriya aviatsii* [Aviation Theory]. Moscow, Gosudarstvennoe voennoe izdatel'stvo narkomata oborony Soyuza SSR Publ., 1939. 384 p.
2. Crowther W.J. Perched Landing and Takeoff for Fixed Wing UAVs. *NATO AVT Symposium on Unmanned Vehicles for Aerial, Ground and Naval Military Operations 9-13 October 2000 in Ankara, Turkey*.
3. Wickenheiser A.M. Dynamics and Trajectory Optimization of Morphing Aircraft in Perching Maneuvers. PhD Dissertation. Cornell University, 2008.
4. Cory R.E. Supermaneuverable Perching. PhD dissertation. Massachusetts Institute of Technology, 2010.
5. Sim Alex G. Flight Characteristics of a Modified Schweizer SGS 1-36 Sailplane at Low and Very High Angles of Attack. *NASA TP-3022, H-1563, NAS 1.60:3022*, July 1990, 91N10079.
6. Liliental' O. *Polet ptits kak osnova iskusstva letat'* [Flight of Birds as the Basis of the Art of Flying]. Moscow; Izhevsk. Institut komp'yuternykh issledovaniy Publ., 2002. 232 p.
7. Pantileev A.S. [Statement of the Problem of Optimum Landing Approach of the Pilotless Flying Machine with Structure Changed in Flight]. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technology, Management, Electronics*, 2010, iss. 13, no. 22(198), pp. 43–46. (in Russ.)
8. Pantileev A.S. [Numerical and Experimental Study of the Motion of the UAV in Flight with Variable Structure]. 8th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2015”. 16–20 November. Moscow, 2015, pp. 24–25. (in Russ.)
9. Pantileev A.S. [The Implementation of a Mathematical Model of UAV Motion with Variable in-Flight Structure in MATLAB/SIMULINK/SIMMECHANICS]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika: Nauchno-tekhnicheskiiy sbornik. Ser. XIV. Raschet, eksperimental'nye issledovaniya i proektirovanie* [Rocket and Space Technology: Scientific and Technical Collection. Ser. XIV. Calculation, Design and Experimental Studies], 2009, iss. 1(56), pp. 231–237. (in Russ.)
10. Pantileev A.S. [Research Problems of the Dynamics of Motion of the UAV in Flight with a Variable Structure]. *Dinamika mashin i rabochikh protsessov: sbornik dokladov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Dynamics of Machines and Work Processes: a Collection of the All-Russian Scientific and Technical Conference 8–10 December 2009, Chelyabinsk], 2009, pp. 138–140. (in Russ.)
11. Pantileev A.S. [Tasks and Mathematical Models of the Motion of Unmanned Aircraft in Flight with a Variable Structure]. *Dinamika mashin i rabochikh protsessov: sbornik dokladov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Dynamics of Machines and Work Processes: a Collection of the All-Russian Scientific and Technical Conference 10-12 April 2012, Chelyabinsk], 2012, pp. 154–158. (in Russ.)
12. Menon P., Sweriduk G., Ohlmeyer E., Malyevac D. Integrated Guidance and Control of Moving Mass Actuated Kinetic Warheads. *J. Guid. Control Dyn.*, 2004, 27(1), pp. 118–127.
13. Woolsey C. A., Leonard N. E. Moving Mass Control for Underwater Vehicles. *Proceedings of the American Control Conference*, 2002, pp. 2824–2829.

Расчет и конструирование

14. Haug E.J. Computer Aided Kinematics and Dynamics of Mechanical Systems. Vol. 1. Basic Methods. *Allyn and Bacon*, 1989.
15. Schiehlen W.O. Multibody System Handbook. Springer-Verlag, 1990.
16. Vittenburg Y. *Dinamika sistem tverdykh tel* [The Dynamics of Systems of Solids]. Moscow, Mir Publ., 1980. 292 p.
17. Wood G.D. Simulating Mechanical Systems in Simulink with SimMechanics. The MathWorks Inc., 2002.

Received 6 May 2016

ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

Карташев, А.Л. Определение конструктивных параметров беспилотного летательного аппарата с изменяемой в полете структурой с использованием математического моделирования / А.Л. Карташев, А.С. Пантеев // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2016. – Т. 16, № 2. – С. 33–42. DOI: 10.14529/engin160204

FOR CITATION

Kartashev A.L., Pantileev A.S. Determination of Design Parameters Unmanned Aerial Vehicles with Variable Structure in Flight Using Mathematical Modeling. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*, 2016, vol. 16, no. 2, pp. 33–42. (in Russ.) DOI: 10.14529/engin160204
