

Иванов Станислав Валерьевич, Бабенко Татьяна Сергеевна, Рева Антон Андреевич,
Бессмертный Андрей Александрович

**МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ТЕРМИНАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ С УЧЕТОМ КОРРЕКЦИИ ОБОБЩЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ**

В статье ставится задача рассмотреть способ управления маневрирующим в атмосфере летательным аппаратом на участке спуска в условиях неопределенности его управляющей функции. Выделены два этапа решения данной задачи: на первом этапе производится поиск оптимального обобщенного управления, на втором - формирование управления с целью приближения (подстройки) реального процесса к модельному. На основе полученного результата можно сделать вывод, что использование предложенного способа позволяет эффективно решать задачу оптимального управления летательным аппаратом в условиях существенной неопределенности его управляющей функции.

Адрес статьи: www.gramota.net/materials/1/2016/1/10.html

Статья опубликована в авторской редакции и отражает точку зрения автора(ов) по рассматриваемому вопросу.

Источник

Альманах современной науки и образования

Тамбов: Грамота, 2016. № 1 (103). С. 46-48. ISSN 1993-5552.

Адрес журнала: www.gramota.net/editions/1.html

Содержание данного номера журнала: www.gramota.net/materials/1/2016/1/

© Издательство "Грамота"

Информация о возможности публикации статей в журнале размещена на Интернет сайте издательства: www.gramota.net

Вопросы, связанные с публикациями научных материалов, редакция просит направлять на адрес: almanac@gramota.net

Список литературы

1. **Первачев С. В., Перов А. И.** Адаптивная фильтрация сообщений. М.: Радио и связь, 1991. 283 с.
2. **Петров Б. Н., Лопатин В. И., Митрошин Э. И., Васильев В. И.** Некоторые вопросы статистически оптимальной обработки информации о параметрах траектории транспортного космического корабля // XXV Конгресс Международной астронавтической федерации. Амстердам, 1974. С. 56-58.
3. **Половинчук Н. Я., Иванов С. В., Руденко Н. В.** Алгоритм терминального управления для автопилота летательного аппарата // Технические и технологические системы: сборник материалов Шестой международной научной конференции «Технические и технологические системы 2014». Краснодар: ФВУНЦ ВВС ВВА, 2014. С. 261-269.
4. **Половинчук Н. Я., Трофименко В. Н., Руденко Н. В., Иванов С. В.** Оптимальное терминальное управление структурно неопределенной динамической системой // Двойные технологии. 2013. № 4. С. 40-43.
5. **Сейдж Э. П., Уайт Ч. С.** Оптимальное управление системами. М.: Радио и связь, 1982. 392 с.
6. **Справочник по теории автоматического управления** / под ред. А. А. Красовского. М.: Наука, 1987. 712 с.

SOLVING THE TASK OF PARAMETRIC SYNTHESIS OF THE LAW OF OPTIMAL TERMINATION CONTROL OVER THE DYNAMIC OBJECT MOVEMENT UNDER THE CONDITIONS OF INDETERMINACY**Ivanov Stanislav Valer'evich**, Ph. D. in Technical Sciences**Babenko Tat'yana Sergeevna****Bessmertnyi Andrei Aleksandrovich****Reva Anton Andreevich***Don State Technical University**sta399@yandex.ru; dstu-uts32@rambler.ru; an6194@mail.ru; reva-anton12@mail.ru*

The article analyzes the task of optimal termination control over the stochastic dynamic system with uncertain steering function. The paper proposes an approach, which includes control synthesis on the basis of the integrated control model and organizing the system movement according to the formed optimal trajectory. Instead of solving the two-point boundary value Cauchy problem the authors use a one-way control approach on the guaranteed result principle, which allows developing optimal termination control in the function of the current position of an object.

Key words and phrases: optimal control; stochastic dynamic system; terminal conditions; two-point boundary value problem; Pontryagin's maximum principle.

УДК 629.7.017.2

Технические науки

В статье ставится задача рассмотреть способ управления маневрирующим в атмосфере летательным аппаратом на участке спуска в условиях неопределенности его управляющей функции. Выделены два этапа решения данной задачи: на первом этапе производится поиск оптимального обобщенного управления, на втором – формирование управления с целью приближения (подстройки) реального процесса к модельному. На основе полученного результата можно сделать вывод, что использование предложенного способа позволяет эффективно решать задачу оптимального управления летательным аппаратом в условиях существенной неопределенности его управляющей функции.

Ключевые слова и фразы: летательный аппарат; аэродинамические качества; принцип текущего итерационного программирования; управление летательным аппаратом; система дифференциальных уравнений; движение аэродинамически управляемого летательного аппарата в атмосфере.

Иванов Станислав Валерьевич, к.т.н.**Бабенко Татьяна Сергеевна****Рева Антон Андреевич****Бессмертный Андрей Александрович***Донской государственный технический университет**Sta399@yandex.ru; dstu-uts32@rambler.ru; Reva-anton12@mail.ru; an6194@mail.ru***МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ТЕРМИНАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ С УЧЕТОМ КОРРЕКЦИИ ОБОБЩЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Решение задачи терминального оптимального управления маневрирующим в атмосфере летательным аппаратом (ЛА) является наиболее эффективным при реализации принципа текущего итерационного программирования [2], который предполагает формирование в процессе движения ЛА оптимального управления на основе информации о модели объекта. Однако такое управляемое движение ЛА характеризуется широкой областью состояний и управлений, и модель объекта не может быть сформирована точно.

Представляет интерес разработка способов и алгоритмов терминального управления при решении задачи оптимизации на основе близких к реальному движению ЛА обобщенных моделей.

Постановка задачи

Движение аэродинамически управляемого ЛА в атмосфере описывается в скоростной системе координат дифференциальными уравнениями [1]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= c_x S_m \frac{\rho(h) V^2}{2m} - g(h) \sin \vartheta, \\ \dot{\vartheta} &= c_y(\alpha) \cos \gamma_c S_m \frac{\rho(h) V^2}{2m} \left(\frac{V}{R_o h} - \frac{g(h)}{V} \right) \cos \vartheta, \\ \dot{\psi} &= c_y(\alpha) \sin \gamma_c S_m \frac{\rho(h) V}{2m \cos \vartheta} \frac{V}{R_o h} \cos \vartheta \cos \psi \tan \chi_b, \\ \dot{\chi}_p &= \frac{V}{R_o h} \cos \vartheta \cos \psi, \quad \dot{\chi}_b = \frac{V}{R_o h} \cos \vartheta \sin \psi, \quad \dot{h} = V \sin \vartheta, \end{aligned} \quad (1)$$

где $V, \vartheta, \psi, \chi_b, \chi_p, h$ – траекторные переменные; S_m – характерная площадь ЛА; $\rho(h)$ – плотность атмосферы; m – масса ЛА; $g(h)$ – ускорение силы земного притяжения; R_o – радиус Земли; $c_x, c_y(\alpha)$ – аэродинамические коэффициенты; α, γ_c – угол атаки и угол крена, под которыми понимаются управляющие воздействия (управление).

При значительных углах атаки существенную неопределенность имеет аэродинамический коэффициент $c_y(\alpha)$. В связи с этим представим его как неизвестную функцию и сформируем обобщенное управление (управляющую функцию) в виде

$$u(\alpha, \gamma_c) = \begin{bmatrix} 0 & u_1(\alpha, \gamma_c) & u_2(\alpha, \gamma_c) \end{bmatrix}^T, \quad (2)$$

где $u_1(\alpha, \gamma_c) = c_y(\alpha) \cos \gamma_c$; $u_2(\alpha, \gamma_c) = c_y(\alpha) \sin \gamma_c$; T – знак транспонирования. Функция $c_y(\alpha)$ и угол крена γ_c определяются зависимостями

$$c_y(\alpha) = \text{sign}(u_1) \sqrt{u_1^2 + u_2^2}, \quad \gamma_c = \arctan \frac{u_2}{u_1}.$$

Представим систему уравнений (1) в общем виде

$$\dot{x} = f(x, t) + \phi(x, t) u(v), \quad (3)$$

где $x = \begin{bmatrix} V & \vartheta & \psi & \chi_b & \chi_p & h \end{bmatrix}^T$ – вектор состояния ЛА; u – обобщенное управление; $v = \begin{bmatrix} \alpha & \gamma_c \end{bmatrix}^T$ – вектор управления; f – известная нелинейная непрерывная, дифференцируемая по x векторная функция размера 6 ; ϕ – известная нелинейная непрерывная, дифференцируемая по x матричная функция размера 6×3 .

Сформулируем задачу синтеза терминального оптимального управления ЛА.

Полагая, что модель движения объекта известна с точностью до управляющей функции, представим ее в виде

$$\dot{x}_m = f(x_m, t) + \phi(x_m, t) u_m(t), \quad (4)$$

где x_m – модельный вектор состояния, а $u_m(t)$ – модельное обобщенное управление.

Решаемой задаче соответствуют терминальное условие и минимизируемый функционал, соответственно, в форме

$$S(x_m, t_k) = 0, \quad (5)$$

$$J = \int_{t_0}^{t_k} L_2(x_m, u_m, t) dt, \quad (6)$$

где (5) – гиперповерхность в пространстве состояний; $S(x_m, t_k)$ – непрерывная, дифференцируемая по x_m векторная функция размера 6 ; $L_2(x_m, u_m, t)$ – в общем случае нелинейная дважды дифференцируемая по x_m и u_m функция; t_0, t_k – моменты времени, соответственно, начала и окончания управления.

Условия (5) и (6) более удобно представить в форме обобщенного функционала

$$J_o = L_1(x_m, t_k) + \int_{t_0}^{t_k} L_2(x_m, u_m, t) dt, \quad (7)$$

где $L_1(x_m, t_k)$ – квадратичная форма невязки по терминальному условию.

Задачу оптимального управления динамическим объектом (3) целесообразно представить как двухэтапную, причем на первом этапе проводится поиск оптимального обобщенного управления $u_m^o(t)$, удовлетворяющего на решениях (4) условию минимума функционала (7), а на втором этапе – формирование управления $v(t)$ с целью приближения (подстройки) реального процесса (3) к модельному (4).

Задача первого этапа может быть решена одним из известных методов синтеза, например: [2; 3], позволяющим найти оптимальное управление

$$u_m^o(t) : S(x_m, t_k) = E_S, \quad J = \inf, \quad (3), \quad x_m(t_0) = x_{m0}, \quad t \in [t_0, t_k], \quad u_m \in U,$$

где E_S – допустимая погрешность выполнения терминального условия;

U – заданная ограниченная область в пространстве управляющей функции.

Способ коррекции обобщенного управления. Предположим, что параметры движения (состояние) динамического объекта (3) точно измеряемы или вычисляемы. Тогда, на основании модели (4), может быть вычислено текущее значение обобщенного управления

$$u(t) = \phi^{-1}(x, t) [\dot{x}(t) - f(x, t)] \quad (8)$$

и, соответственно, отклонение от него модельного оптимального, т.е.

$$\Delta u(t) = u_m^o(t) - u(t). \quad (9)$$

Определим связь между приращениями Δu и Δv с помощью аппроксимирующего оператора u_v , т.е. $\Delta u \approx u_v \Delta v$, или

$$\Delta \tilde{v} = u_v^{-1} \Delta u, \quad (10)$$

где $\Delta \tilde{v}$ – приближенное значение приращения управления.

В этом случае требуемое приращение управления для начального момента времени t_0 определится выражением (10), а сформированное на его основе в процессе движения объекта суммарное (интегральное) управление выражением

$$\tilde{v}(t_n) = \sum_{j=0}^{j=n} u_v^{-1} \Delta u(t_j), \quad (11)$$

где j – номер шага решения задачи подстройки управления.

В том случае, когда в момент времени t_0 система двигалась с управлением $v(t_0) = v_0$, общее управление примет вид

$$\tilde{v}_s(t_n) = v_0 + \sum_{j=0}^{j=n} u_v^{-1} \Delta u(t_j). \quad (12)$$

Реализация управления (12) приведет к ликвидации рассогласования между модельным оптимальным и измеряемым обобщенными управлениями.

Пример

Моделировалось управляемое продольное движение спускаемого крылатого ЛА с высоким аэродинамическим качеством при начальных условиях

$$V(t_0) = 3200 \text{ м/с}; h(t_0) = 28000 \text{ м}; \theta(t_0) = 0,45 \text{ рад}; \chi_p(t_0) = 0.$$

Реальная управляющая функция определяется зависимостью

$$c_y(\alpha) = c_0 \alpha + c_1 \text{sign}(\alpha) \alpha^2,$$

а значение аппроксимирующего оператора u_α выбрано равным c_0 .

Для оценки эффективности способа процедура синтеза оптимального обобщенного управления существенного интереса не представляла, поэтому оно выбрано в виде $u_m^o(t) = 0,5 e^{-0,02 t}$.

Полученные результаты показывают, что использование предложенного способа в рамках принципа текущего итерационного программирования (терминального управления) [2] позволяет эффективно решать задачу оптимального управления ЛА в условиях существенной неопределенности его управляющей функции.

Список литературы

1. Андреевский В. В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М., 1970. 232 с.
2. Бородовский В. Н., Лавров В. Н. Терминальное управление на атмосферном участке выведения // Ракетная техника: сборник. Сер. 5. 1973. Вып. 7 (9). С. 328-330.
3. Сейдж Э. П., Уайт Ч. С. Оптимальное управление системами. М.: Радио и связь, 1982. 392 с.

METHODS TO SOLVE THE TASK OF TERMINAL OPTIMAL AIRCRAFT CONTROL TAKING INTO ACCOUNT THE CORRECTION OF INTEGRATED CONTROL

Ivanov Stanislav Valer'evich, Ph. D. in Technical Sciences

Babenko Tat'yana Sergeevna

Reva Anton Andreevich

Bessmertnyi Andrei Aleksandrovich

Don State Technical University

Sta399@yandex.ru; dstu-uts32@rambler.ru; Reva-anton12@mail.ru; an6194@mail.ru

The article examines a method to control the maneuvering aircraft at the landing stage under the conditions of the indeterminacy of its steering function. The authors identify two stages while solving this task: at the first stage they find optimal integrated control, at the second one – provide control formation with a view to approximate (to adjust) the real process to the model one. On the basis of the findings the paper concludes that using the proposed procedure allows efficient solving the task of optimal aircraft control under the conditions of the substantial indeterminacy of its steering function.

Key words and phrases: aircraft; aerodynamic qualities; principle of current iterative programming; aircraft control; differential equation system; motion of aerodynamically controlled aircraft in atmosphere.