

МАШИНОВЕДЕНИЕ, СИСТЕМЫ ПРИВОДОВ И ДЕТАЛИ МАШИН

УДК 681.587

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ С ДВИГАТЕЛЯМИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Корнилов В.А.*, Сиянская Ю.А.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: valery.korn@mail.ru*

*** e-mail: cijulia@mail.ru*

Рассматривается методика параметрического синтеза исполнительных устройств на базе электродвигателей при условии выполнения исполнительным устройством заданных законов движения выходного вала при заданных векторах параметров объекта управления и внешней среды, определяющих нагрузку исполнительного устройства. Данная методика является фрагментом общей методики системного проектирования исполнительного устройства в контуре надсистемы и в интересах надсистемы (например, автопилот летательного аппарата).

Ключевые слова: исполнительное устройство, электродвигатель, параметрический синтез, оптимальные энергетические характеристики, аппроксимация закона управления.

Введение

Основной тенденцией в развитии современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), как военного, так и гражданского назначения, является создание систем автоматического управления (САУ), обеспечивающих высокую точность и эффективность применения БПЛА при одновременном выполнении требований к минимизации энергетических затрат на управление полетом.

Основу методологии создания данных систем составляет системный подход к процессу проектирования, заключающийся в решении следующих задач:

- формирование критериев качества, определяющих облик характеристики САУ и ее подси-

стем, исходя из условия выполнения требований к САУ со стороны системы более высокого иерархического уровня и исходя из учета взаимного влияния характеристик подсистем САУ и характеристик самой САУ;

- формирование процесса проектирования на основе методов иерархической оптимизации на классах редуцированных моделей, определяемых требованиями адекватности соответствующим этапам проектирования.

Контур управления БПЛА представляет собой САУ, включающую три подсистемы: систему сбора информации и формирования командного сигнала на исполнительное устройство; исполнительное устройство (ИУ) — бортовой рулевой привод

(БРП); объект управления — беспилотный летательный аппарат. В свою очередь, БРП также является системой, состоящей из трех подсистем: системы сбора информации и формирования командного сигнала на исполнительный двигатель; исполнительного устройства, включающего источник питания, двигатель и кинематический механизм; объекта управления — аэродинамической поверхности (аэродинамического руля).

Основные энергетические затраты приходятся на исполнительные устройства САУ. В связи с этим решение задачи параметрического синтеза исполнительных устройств с учетом минимизации энергетических затрат позволит обеспечить рациональное и компромиссное сочетание показателей целевой эффективности БПЛА и энергетических затрат на управление.

Критерий качества

Задача параметрического синтеза исполнительных устройств решается как оптимизационная задача, где критерием качества является минимум максимальной полезной мощности исполнительного устройства N_{\max} :

$$\bar{t}^*, F^* : N^* = \min_{\bar{t}} N_{\max}(F(t)) \Big|_{\delta_i(t), i = \overline{1, n}; p_{Hj}(t), j = \overline{1, m}}, \quad (1)$$

где N^* — оптимальное значение мощности;

F^* — оптимальное значение жесткости механической характеристики исполнительного устройства;

$\delta_i(t)$ — заданные законы движения объекта управления;

$\bar{p}_{Hj}(t)$ — заданные векторы параметров нагрузки на выходном валу исполнительного устройства (параметры аэродинамического руля);

\bar{t} — момент времени, определяющий точку касания предельной механической характеристики (ПМХ) исполнительного устройства и требуемой фазовой траектории (ТФТ) $M(\Omega)$.

Выбор в качестве критерия параметрического синтеза значения максимальной полезной мощности исполнительного устройства связан с тем, что минимизация данной величины косвенно связана с минимизацией веса и габаритов исполнительного устройства.

Использование в качестве энергетического критерия экстремальной оценки полезной мощности объясняется тем, что для задач проектирования исполнительных устройств БПЛА, функциониру-

ющих короткой промежуток времени, можно выделить наиболее «тяжелые», с точки зрения потребляемой энергии, режимы функционирования (например, пуск и подлет к цели), где интегральный критерий качества не оценит реальную потребляемую мощность.

Метод решения

Определение зависимости $N_{\max}(F)$ проводится по методике, представленной в работе [3]:

$$N_{\max}(F(\bar{t})) = \frac{1}{4} \frac{\left[M(\bar{t}) + F(\bar{t})\Omega(\bar{t}) + T_{\text{я}} \frac{dM(\bar{t})}{d\bar{t}} \right]^2}{F(\bar{t})};$$

$$F(\bar{t}) = - \frac{\frac{\partial M(t, \bar{t})}{\partial t} \Big|_{t=\bar{t}} + T_{\text{я}} \frac{\partial^2 M(t, \bar{t})}{\partial t^2} \Big|_{t=\bar{t}}}{\frac{d\Omega(t)}{dt} \Big|_{t=\bar{t}}}. \quad (2)$$

Здесь $M(\bar{t})$ — момент на выходном валу ИУ в момент времени \bar{t} :

$$\begin{cases} M(t) = J_{\text{дв}} q^2 \frac{d^2 \delta(t)}{dt^2} + M_{\text{нагр}}(t) = \\ = T_{\text{дв}} F \frac{d^2 \delta(t)}{dt^2} + M_{\text{нагр}}(t); \\ \dot{M}(t) = \frac{dM(t)}{dt}; \\ \Omega(t) = \frac{d\delta(t)}{dt}; \end{cases}$$

$$M_{\text{нагр}}(t) = J_n \frac{d^2 \delta(t)}{dt^2} + M_{\text{ш}}(t) + K_{\text{вт}} \frac{d\delta(t)}{dt} + M_{\text{тр}}(\dot{\delta}(t), \delta(t)) + M_0(t),$$

где J_n — момент инерции объекта управления; $J_{\text{дв}}$ — момент инерции двигателя; $T_{\text{дв}}$ — электро-механическая постоянная времени двигателя;

$M_{\text{ш}}(t)$ — шарнирный момент; $K_{\text{вт}}$ — коэффициент вязкого трения; $M_{\text{тр}}(\dot{\delta}(t), \delta(t))$ — момент трения;

$M_0(t)$ — постоянный внешний момент; $\delta(t)$ — заданный закон движения объекта управления; F — жесткость механической характеристики ИУ,

$F = f_{\text{дв}} q^2 = \frac{M_{\max}}{\Omega_{\max}}$; $f_{\text{дв}}$ — жесткость механической характеристики двигателя; $\Omega(\bar{t})$ — скорость движения выходного вала ИУ в момент времени \bar{t} .

Параметры $J_n, M_{ш}^{\delta}, K_{вт}$ и функции $M_{тр}(\dot{\delta}(t), \delta(t)), M_{ш}(t)$ и $M_0(t)$ составляют вектор параметров объекта управления $\bar{p}_n(t)$ в (1).

Преимуществом представления критерия в виде зависимости максимальной полезной мощности привода N_{max} от жесткости механической характеристики привода F является возможность объединения на плоскости $N_{max}(F)$ произвольного набора указанных зависимостей, каждая из которых представляет решение задачи оптимизации $\min N_{max}(F)$ для конкретного закона движения объекта управления $\delta(t)$ и конкретного вектора параметров объекта управления $\bar{p}_n(t)$. Объединение зависимостей $N_{max}(F)$ для произвольного набора законов движения объекта управления $\delta_i(t), i = \overline{1, n}$, позволяет определить такой набор параметров исполнительного устройства, при которых исполнительное устройство будет в состоянии выполнить все заданные законы движения объекта управления при различных векторах параметров объекта управления $\bar{p}_n(t)$. При этом векторы параметров объекта управления $\bar{p}_n(t)$ могут быть как стационарными, так и нестационарными и могут содержать нелинейные элементы.

Аппроксимация закона движения выходного вала

Для определения критерия (1) на основании формул (2) необходимо вычисление производных закона движения $\delta(t)$ до четвертого порядка включительно. С этой целью применяется процедура аппроксимации табулированного закона движения $\delta(t)$ некоторой аналитической функцией. Выбор аппроксимирующей функции зависит от характеристик закона $\delta(t)$.

Аппроксимация гладких законов движения выходного вала

Используется комбинация функций, представляющих решение дифференциального уравнения второго порядка (или реакцию звена второго порядка на скачкообразный входной сигнал: T — постоянная времени, ξ — коэффициент демпфирования):

$$\tilde{\delta}(t) = \delta_0 + e^{-\frac{\xi}{T}t} \left(c_1 \cos \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t + c_2 \sin \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t \right). \quad (3)$$

Для каждого участка $\delta^l(t)$ решается оптимизационная задача аппроксимации — минимизация квадрата невязок:

$$\forall l = \overline{1, k}: I_l = \sum_{j=n_l}^{n_k} [\delta(t_j) - \tilde{\delta}(t_j)]^2 \rightarrow \min \quad (4)$$

при условии

$$\begin{aligned} \tilde{\delta}(t_n^l) &= \delta(t_n^l), \quad \dot{\tilde{\delta}}(t_n^l) = \dot{\delta}(t_n^l); \\ \tilde{\delta}(t_k^l) &= \delta(t_k^l), \quad \dot{\tilde{\delta}}(t_k^l) = \dot{\delta}(t_k^l), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\tilde{\delta}(t)$ — аппроксимирующий закон в форме (3);

n_n^l — номер начальной точки табуляции на l -м участке;

n_k^l — номер конечной точки табуляции на l -м участке;

t_n^l — начальная точка табуляции на l -м участке;

t_k^l — конечная точка табуляции на l -м участке.

На каждом l -м участке параметры аппроксимирующей функции $\xi, T, \delta_0, c_1, c_2$ определяются в результате решения оптимизационной задачи (4) с граничными условиями (5). Общая аппроксимирующая функция $\tilde{\delta}(t)$ получается как совокупность законов $\tilde{\delta}^l(t), l = \overline{1, k}$, «сшиваемых» в граничных точках.

Количество оптимизируемых параметров в задаче (4) равно пяти. Однако, как видно из четырех граничных условий (5), возможно последовательно определить четыре параметра в зависимости от одного оптимизируемого параметра. Выражения для определяемых из граничных условий параметров зависят от равенства или неравенства нулю производной $\dot{\delta}(t)$ в граничных точках. В качестве оптимизируемого параметра удобно использовать параметр ξ , так как для него можно определить диапазон его изменения: $0 < \xi < 1$.

Параметры c_1, c_2 определяются из первых двух граничных условий (5), параметры T, δ_0 — из вторых двух граничных условий при оптимизации параметра ξ .

Возможны три различных варианта граничных условий:

$$\dot{\delta}(t_n) = 0; \dot{\delta}(t_k) = 0;$$

$$\dot{\delta}(t_n) = 0; \dot{\delta}(t_k) \neq 0;$$

$$\dot{\delta}(t_n) \neq 0; \dot{\delta}(t_k) \neq 0.$$

Для каждого варианта определены свои выражения для вычисления оптимизируемых параметров аппроксимирующего закона [7], так как в первом случае возможно аналитическое вычисление параметров, а в остальных двух необходимо применение численных методов для решения системы нелинейных уравнений.

Аппроксимация закона управления с помощью сплайн-функций

Для быстро изменяющихся законов $\delta(t)$, когда разбиение закона движения на участки является не очевидным, для определения критерия (1) используется полиномиальный сплайн 5-го порядка [1, 5]:

$$\begin{aligned} \tilde{\delta}(t) = & \delta(t_i) + \\ & + \delta'(t_i)(t-t_i) + \frac{1}{2}\delta''(t_i)(t-t_i)^2 + \frac{1}{6}\delta'''(t_i)(t-t_i)^3 + \\ & + \frac{m_i}{24}(t-t_i)^4 + \frac{\Delta m_i}{120h}(t-t_i)^5, \quad i = \overline{0, n}, \quad h = t - t_i. \end{aligned} \quad (6)$$

Параметры $m_i, i = \overline{0, n}$, определяют по методу прогонки [7]:

1. Определяют параметры p_i, q_i (прямая прогонка $i = 0 \rightarrow n$):

$$p_i = -\frac{b_i}{a_i + c_i p_{i-1}}, \quad q_i = -\frac{\delta(t_i) - c_i q_{i-1}}{a_i + c_i p_{i-1}},$$

где

$$p_0 = q_0 = 0;$$

$$\begin{cases} a_1 = 4; \\ a_i = 13, \quad i = \overline{2, n-1}; \\ a_n = 3; \end{cases}$$

$$b_i = 1, \quad i = \overline{1, n};$$

$$\begin{cases} c_1 = 0; \\ c_i = 6, \quad i = \overline{2, n-1}; \\ c_n = 2. \end{cases}$$

2. Определяют параметры $m_i, i = \overline{0, n}$ (обратная прогонка $i = n \rightarrow 0$):

$$\begin{cases} m_n = q_n, \\ m_{n-1} = p_{n-1} m_n + q_{n-1}, \\ m_{n-2} = p_{n-2} m_{n-1} + q_{n-2}, \\ \dots \\ m_1 = p_1 m_2 + q_1, \\ m_0 = 0. \end{cases}$$

Зная параметры $m_i, i = \overline{0, n}$, для каждой точки t закона $\delta(t)$ строят сплайн $\tilde{\delta}(t)$ (6) и определяют его производные :

$$\delta'''(t) = \delta'''(t_i) + m_i(t-t_i) + \frac{\Delta m_i}{2h}(t-t_i)^2;$$

$$\delta''(t) = \delta''(t_i) + \delta'''(t_i)(t-t_i) + \frac{m_i}{2}(t-t_i)^2 + \frac{\Delta m_i}{6h}(t-t_i)^3;$$

$$\begin{aligned} \delta'(t) = & \delta'(t_i) + \delta''(t_i)(t-t_i) + \frac{1}{2}\delta'''(t_i)(t-t_i)^2 + \\ & + \frac{m_i}{6}(t-t_i)^3 + \frac{\Delta m_i}{24h}(t-t_i)^4. \end{aligned}$$

Полный алгоритм определения неизвестных параметров аппроксимирующей функции (6) представлен в работе [7].

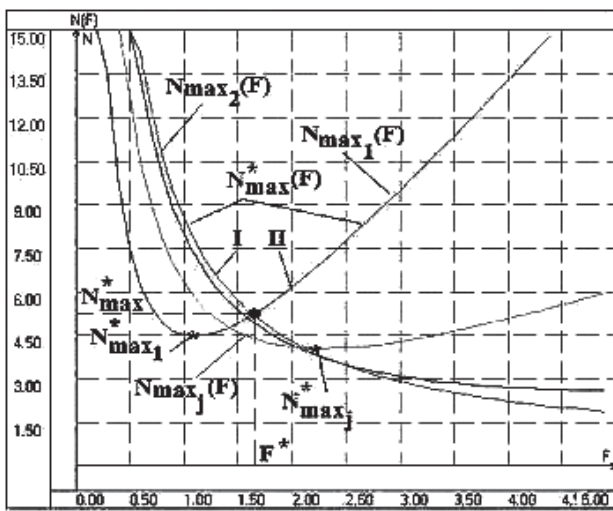
Вычисление критерия $\min N_{\max}(F)$

После выполнения аппроксимации критерий качества в форме (2) вычисляется на основе аппроксимирующей функции $\tilde{\delta}(t)$. В качестве методов оптимизации, применяющихся при вычислении критерия (2), используются метод Ньютона—Рафсона, метод золотого сечения, метод Хука—Дживса [2] и метод неградиентного случайного поиска [3]. Подробный алгоритм вычисления критерия представлен в работе [7].

Результат решения задачи параметрического синтеза исполнительного устройства

В результате решения задачи оптимизации (1) определяются зависимости $N_{\max_i}^*(F)$ и оптимальные значения $N_{\max_i}^*$ и F_i^* для всех заданных законов движения выходного вала исполнительного ус-

тройства $\delta_i(t), i = \overline{1, n}$. Найдя пересечения всех зависимостей $N_{\max_i}^*(F)$, определяются оптимальные значения N_{\max}^* и F^* и оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$, которые представляют собой функциональные зависимости при проектировании подсистем исполнительного устройства. В частности, по значению N_{\max}^* и зависимости $N_{\max_i}^*(F)$ можно либо сформулировать техническое задание на проектирование электродвигателя, либо выбрать двигатель на основании зависимости $N_{\max}^*(F)$ (см. рисунок).



Результирующая зависимость $N_{\max}^*(F)$

На рисунке участки I и II, принадлежащие различным зависимостям $N_{\max_i}^*(F)$, формируют результирующую зависимость $N_{\max}^*(F)$.

После выбора двигателя на основании зависи-

мости $q = \sqrt{\frac{F}{f_{\text{дв}}}}$ вычисляют оптимальное значение

передаточного числа редуктора и допустимый диапазон передаточных чисел редуктора.

Выводы

Решение задачи параметрического синтеза исполнительных устройств на основе энергетического критерия (1) позволяет определить оптимальные параметры исполнительного устройства, обеспечивающие выполнение всех требуемых законов движения объекта управления при условии минимизации энергетических затрат на их реализацию.

Для решения данной задачи разработано программное обеспечение [7], реализующее методы и алгоритмы, представленные в данной статье. Представленный алгоритм параметрического синтеза является фрагментом алгоритма синтеза контура стабилизации БПЛА с электрическим исполнительным устройством в качестве подсистемы [6].

Библиографический список

1. Алберг Дж., Нильсон Э., Уолш Дж. Ж. Теория сплайнов и ее приложения: Монография / Пер. с англ. Ю.Н. Субботина. — М.: Мир, 1972. — 319 с.
2. Aoki M. Aggregation. Optimization methods for large-scale systems. — New-York: McCraw-Hill. 1971. — 335 p.
3. Гладков Д.И. Оптимизация систем неградиентным случайным поиском. — М.: Энергоатомиздат, 1984. — 256 с.
4. Корнилов В.А. Основы автоматики и привода летательных аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1991. — 84 с.
5. Макаров В.Л., Хлобыстов В.В. Сплайн-аппроксимация функций. — М.: Высшая школа, 1983. — 80 с.
6. Сиявская Ю.А., Корнилов В.А. Иерархическая оптимизация в задачах проектирования систем автоматического управления // Труды МАИ. 2011. № 44. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25115>
7. Сиявская Ю.А. Методика определения обликочных характеристик электрических исполнительных устройств как подсистем контуров управления полетом высокоманевренных БПЛА: Дисс. ... канд. техн. наук. — М., 2012. — 183 с.
8. Носов А.С. Методика обоснования выбора структуры, состава и параметров привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надежности функционирования // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т.23. № 1. С. 170-176.

PARAMETRICAL SYNTHESIS OF ACTUATING MECHANISMS WITH DC MOTORS

Kornilov V.A.* , Sinyavskaya Yu.A.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

* e-mail: valery.korn@mail.ru

** e-mail: cijulia@mail.ru

Abstract

One of the main problems of automatic control theory can be formulated as optimal functional links' forming between information and energy. The basic principle while control systems design consists in designing such systems, which are able to transmit or convert information with specified timing and phasing-in characteristics under condition of power consumption minimization for the given control law realization.

The main power consumption relates to actuating mechanisms while synchronous transmission from control system to the control object with concurrent increase of the energy level. The energy level limitations in actuating mechanism affect significantly such dynamic characteristics as stability, accuracy and noise reduction.

The problem of parametrical synthesis of the rudder servo drive actuating mechanism for the UAV's aerodynamic control system is interpreted as a system design optimization problem. The quality criterion of parametrical optimization problem is maximum effective power delivered to the control object from the power source, necessary to fulfill the required, most tough from the power consumption view point, motion laws of the control object (aerodynamic rudder) under specified parameters of aerodynamic load. Graph-analytic solution of the problem is based on plotting the dependencies $N_{\max}(F)$, where

N_{\max} is the maximum effective power value;

$F = M_{\max}/W_{\max}$ is the robustness value of the actuating mechanism mechanical characteristic;

M_{\max} and W_{\max} are the maximum torque and maximum speed of the actuating mechanism.

These dependencies allow define the optimal parameters of the actuating mechanism ensuring the fulfillment of all control object's required laws of motion, provided the minimized energy consumption for their realization.

Keywords: electromechanical servo drive, parametrical synthesis, the optimal energy characteristics, approximation of low control, spline approximation.

References

1. Ahlberg J.H., Nilson E.N., Walsh J.L. *The theory of splines and their applications*. New York, Academic Press, 1967, 284 p.
2. Aoki M. *Aggregation. Optimization methods for large-scale systems*. New York, McCraw-Hill, 1971, 335 p.
3. Gladkov D.I. *Optimizatsiya sistem negradientnym sluchainym poiskom* (System optimization by non-gradient random searching), Moscow, Energoatomizdat, 1984, 256 p.
4. Kornilov V.A. *Osnovy avtomatiki i privoda letatel'nykh apparatov* (Flying vehicles' drives automation fundamentals), Moscow, MAI, 1991, 84 p.
5. Makarov V.L., Khlobystov V.V. *Splain-approksimatsiya funktsii* (Spline approximation of functions), Moscow, Vysshaya shkola, 1983, 80 p.
6. Sinyavskaya Yu.A., Kornilov V.A. *Trudy MAI*, 2011, no. 44, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25115>
7. Sinyavskaya Yu.A. *Metodika opredeleniya oblikovykh kharakteristik elektricheskikh ispolnitel'nykh ustroystv kak podsistem konturov upravleniya poletom vysokomanevrennykh BPLA* (Methodology for determining image characteristics of electric actuating units as subsystems of flight control loops for highly maneuverable UAVs), Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2012, 183 p.
8. Nosov A.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 170-176.