

кових праць УДМТУ. – Миколаїв: УДМТУ, 2000. – № 1 (367). – С. 128-136.

2. *Модель* управління електроімпульсною очисткою оливок / Вовченко А. И., Назарова Н. С., Козырев С. С. // Матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції з міжнародною участю „Проблеми автоматики та електрообладнання транспортних засобів”. – Миколаїв: НУК, травень 2006. – С. 89 – 97.

3. *Регулирование* электрогидроимпульсных установок при изменяющейся электропроводности жидкости / Блинцов В.С., Козырев С.С. // Збірник наукових праць НУК № 3 (408), Миколаїв, 2006. - С. 141-146.

4. *Козырев С.С.* Удосконалена модель керування електровибуховим перетворенням енергії. / Зб. наук. праць НУК. – Миколаїв: НУК, 2007. – №4 (415). – С. 101-109.

5. *Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. – М.: Горячая линия, Телеком, 2004. – 452 с.

6. *Леоненков А.В.* Нечеткое моделирование в среде MATLAB и FuzzyTECH. – СПб.: БХВ - Петербург, 2003. – 736 с.

УДК 629.735

**В. В. Бурнашев**

## **СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ МЕТОДОМ АНАЛИТИЧЕСКОГО КОНСТРУИРОВАНИЯ**

Рассмотрена процедура синтеза системы автоматического управления полетом методом аналитического конструирования. Предложена методика определения структуры законов управления. Выполнен инженерный синтез системы автоматического управления полетом малого беспилотного самолета. Приведены результаты моделирования работы полученной системы.

Розглянуто процедуру синтеза системы автоматического управления полетом методом аналитического конструирования. Запропоновано методику визначення структури законів управління. Виконано інженерний синтез системи автоматического управління полетом малого безпілотного літака. Наведено результати моделювання роботи отриманої системи.

Synthesis procedure of automatic control system of flight by analytical designing method is considered. The technique of structure definition is offered. Engineering synthesis of automatic control system of the small unmanned plane flight is executed. The results of modeling of the received system work are adduced.

## Введение

В настоящее время одним из наиболее универсальных средств решения задач синтеза систем управления полетом является метод аналитического конструирования [1–3]. Распространение метода, обусловленное высоким уровнем развития вычислительной техники, предполагает необходимость рассмотрения нерешенных вопросов, связанных с его применением, ограничивающих его эффективность.

## Постановка задачи

Управление, получаемое методом аналитического конструирования, является функцией всех переменных состояния обобщенного объекта. То есть, набор переменных, входящих в закон управления, определяется до выполнения процедуры синтеза и не является оптимальным.

Будем рассматривать задачу определения структуры линейных законов управления полетом самолета для последующего определения их параметров методом аналитического конструирования.

## Процедура оптимального синтеза

Для решения задач синтеза систем управления полетом в большинстве случаев допустимо использовать линеаризованную модель пространственного движения самолета

$$\dot{X} = AX + BU + WF, \quad (1)$$

где  $X$  – вектор состояния, содержащий  $n$  компонент;  $U$  – вектор управлений, содержащий  $m$  компонент;  $F$  – вектор возмущений, содержащий  $l$  компонент;  $A, B, W$  – матрицы коэффициентов модели.

Согласно теории аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) [1], для объекта (1) оптимальными в смысле минимума функционала

$$I = \frac{1}{2} X^T(t_2) \Gamma X(t_2) + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} X^T Q X dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} U^T R U dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} X^T L B R^{-1} B^T L X dt \quad (2)$$

являются управления  $U = -R^{-1} B^T L X$ , где  $L$  – решение уравнения

$$\dot{L} - LA - A^T L = -Q \text{ при условии } L(t_2) = \Gamma. \quad (3)$$

Здесь  $Q$ ,  $\Gamma$ ,  $R$  – квадратные матрицы коэффициентов, которые задаются, исходя из требований к качеству переходных процессов, к точности приведения системы в требуемое состояние в момент времени  $t_2$  и к величине управлений;  $R^{-1}$  – матрица, состоящая из элементов, обратных соответствующим из матрицы  $R$ .

При такой постановке задачи АКОР искомые управления  $u_j$  представляют собой линейные комбинации всех переменных состояния  $x_i$ . Таким образом, структура законов управления определяется заранее, при формировании модели обобщенного объекта, а затем оптимальным образом определяются лишь параметры (коэффициенты линейных комбинаций).

В простейшем случае законы управления полетом содержат только те переменные состояния, производные которых находятся в левых частях записанных в форме Коши линеаризованных дифференциальных уравнений пространственного движения самолета. Кроме этих переменных, в законы целесообразно включать величины, характеризующие движение органов управления [4].

Однако указанных компонент вектора состояния может быть недостаточно для формирования регулятора, способного обеспечить требуемое качество управления. Помимо них для улучшения статических и динамических характеристик системы могут быть включены обратные связи, содержащие интегрирующие, дифференцирующие, издромные звенья. При этом вектор состояния будет расширен на соответствующие компоненты.

Определение окончательной структуры законов управления может осуществляться путем выбора переменных из расширенного вектора состояния с помощью процедуры оптимального синтеза (2),(3). Однако, в данном случае, выполнение этой процедуры проблематично по причине высокого порядка расширенного объекта управления. Поэтому возникает необходимость определения структуры законов управления перед процедурой оптимизации (2),(3) каким-нибудь другим способом.

### Структура законов управления

Для решения поставленной задачи следует проанализировать влияние структурных компонентов законов управления на ошибки системы. Чтобы получить интересующие зависимости ошибок от структурных компонентов законов необходимо определить передаточные функции для всех ошибок по всем возмущениям системы с максимально полной заданной структурой управлений. Выражения этих передаточных функций  $\Phi_i^k$  определяются после подстановки управлений

$$u_j = \sum_i K_i^j x_i$$

в уравнения состояния объекта управления и решения их в изображениях по Лапласу относительно переменных  $x_i$  отдельно для каждого из возмущений. В результате станут известны зависимости передаточных функций от коэффициентов законов управления  $\Phi_i^k(p, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m)$ .

Согласно теореме о конечном значении функции [5] можно найти статические ошибки системы

$$x_{iycm}^k = \lim_{p \rightarrow 0} p \Phi_i^k(p, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) f_k,$$

где  $f_k$  –  $k$ -тый компонент вектора возмущений.

Характер изменения входных воздействий  $f_k$ , действующих на объект управления, как правило, известен при проектировании регулятора. Поэтому можно найти зависимости ошибок системы от передаточных чисел  $K_i^j$  в законе управления.

При произвольном медленно меняющемся входном воздействии  $f_k$

$$x_{iycm}^k(K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) =$$

$$= \Phi_i^k(0, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) f_k + \left. \frac{\partial \Phi_i^k(p, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m)}{\partial p} \right|_{p=0} \dot{f}_k +$$

$$+ \left. \frac{\partial^2 \Phi_i^k(p, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m)}{2! \partial^2 p} \right|_{p=0} \ddot{f}_k + \dots + \left. \frac{\partial^a \Phi_i^k(p, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m)}{a! \partial p^a} \right|_{p=0} f_k^{(a)}, \quad (4)$$

где  $a$  – максимальное целое число, при котором производная  $f_k^{(a)} \neq 0$ .

При действии гармонического возмущения  $f_k = f_{k \max} \sin(\omega t + \varphi)$

$$x_i^k(K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) = \left| \Phi_i^k(j\omega, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) \right| f_{k \max} \sin(\omega t + \varphi). \quad (5)$$

Не менее важно проанализировать влияние структуры закона на случайные ошибки системы. Если известны спектральные плотности случайных возмущений  $S_k(\omega)$ , можно определить выражения для спектральных плотностей ошибок стабилизации

$$S_i^k(\omega, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) = \left| \Phi_i^k(j\omega, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) \right| S_k(\omega)$$

и дисперсии

$$D_i^k(K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_i^k(\omega, K_1^1, \dots, K_1^m, \dots, K_n^m) d\omega. \quad (6)$$

В случаях, когда предполагается действие значительных скачкообразных возмущений (сброс груза), следует рассмотреть влияние структурных составляющих закона на амплитуду колебаний соответствующего переходного процесса.

Минимизация выражений (4) – (6) – сложная многокритериальная задача. С помощью  $m \times n$  переменных коэффициентов  $K_i^j$  необходимо

обеспечить  $l \times n$  условий минимума. Однако на этапе определения структуры законов нет необходимости нахождения оптимальных значений  $K_i^j$ . В данном случае следует выяснить – равен или не равен нулю каждый из  $K_i^j$ , то есть вводить или не вводить в закон управления  $i$ -тый компонент расширенного вектора состояния. При этом большинство из условий типа (4) – (6) не противоречат друг другу. Поэтому для неманевренного самолета структуру законов управления перед последующим оптимальным синтезом легко определить перебором параметров  $K_i^j$ .

После выполнения процедуры оптимального синтеза, то есть определения коэффициентов законов управления методом аналитического конструирования, структуру можно упростить. В некоторых случаях в законе управления содержатся члены, значения которых малы по сравнению с остальными. При наличии погрешностей соответствующих измерителей присутствие этих членов не повышает качество управления. Такие члены следует исключить из структуры управления и таким образом упростить систему.

### Оптимальный регулятор для БЛА

Целью проведенных исследований является разработка системы управления полетом малого беспилотного самолета.

Для управления данным объектом используются три аэродинамических органа: руль высоты, элероны и руль направления. Управление изменением величины тяги не предусматривается. В качестве математической модели исполнительных устройств, при формировании модели обобщенного объекта использовались дифференциальные уравнения второго порядка.

Согласно описанной методике для данного беспилотного самолета определена структура законов управления. Регулятор спроектирован для независимых каналов продольного и бокового движения. Кроме исходных переменных состояния продольного движения самолета, в закон управления вошли угол отклонения руля высоты со своей производной, а также интеграл ошибки стабилизации высоты. Помимо переменных состояния исходного объекта бокового движения шестого порядка [1], в законы управления вошли углы отклонения соответствующих аэродинамических органов со своими производными, а также интегралы бокового отклонения и ошибок стабилизации угловых параметров бокового движения.

Для полученной структуры путем минимизации функционала обобщенной работы (2) рассчитаны оптимальные коэффициенты законов управления. Чтобы по имеющимся измерениям адекватно восстанавливать состояние системы, спроектирован оптимальный фильтр Калмана.

Моделирование работы синтезированной системы выполнено с помощью средств Matlab: Control Toolbox и Simulink. Исследовано влияние возможных силовых возмущений с учетом случайных помех измерителей при действии случайного и регулярного ветра (рис. 1).

Результаты моделирования реакции самолета на основные возможные возмущения свидетельствуют о работоспособности системы управления. Это подтверждает и рис. 1, который иллюстрирует ошибки стабилизации основных параметров движения самолета при полёте в неспокойной атмосфере.

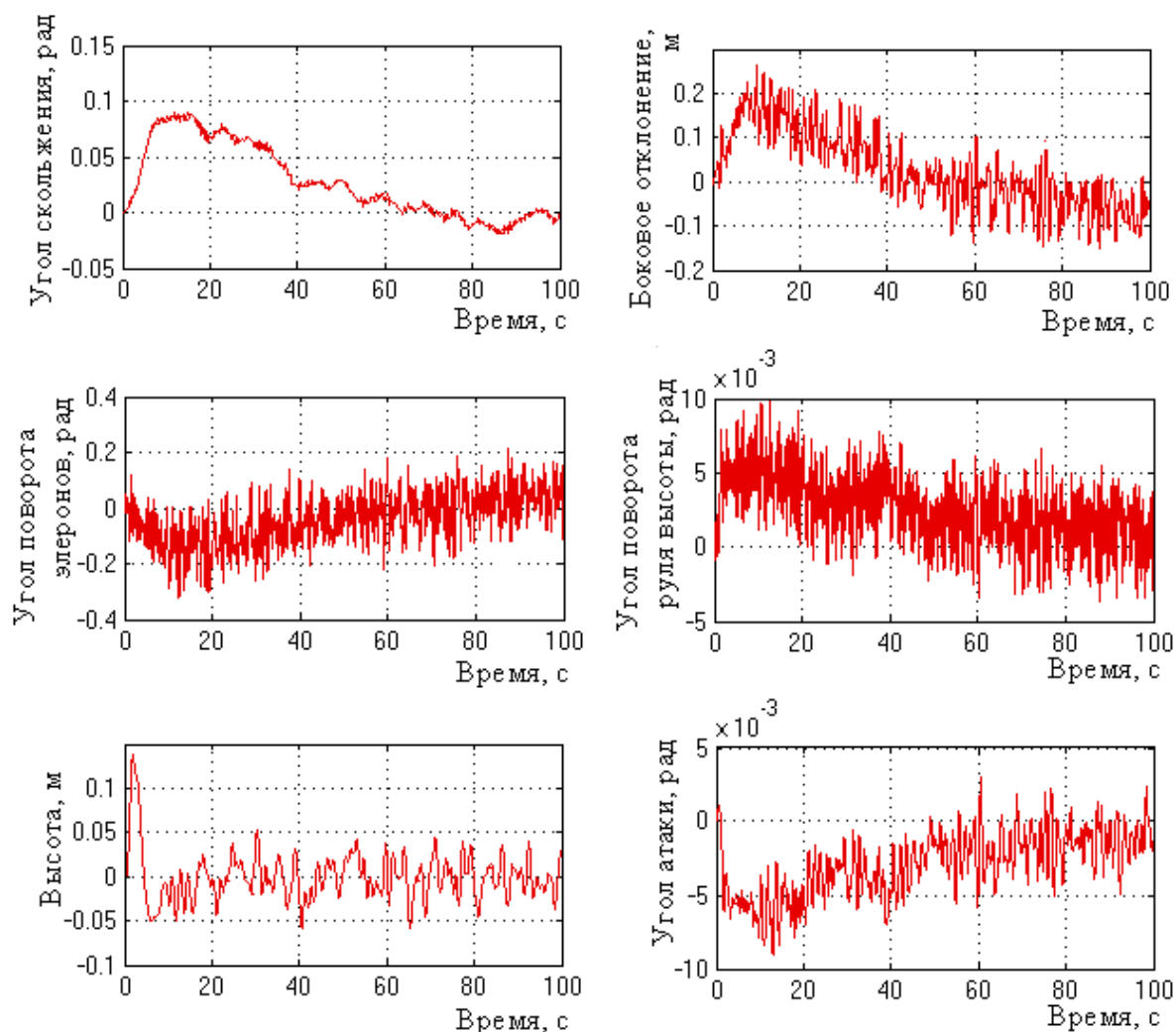


Рис. 1. Реакция БЛА на ветровые возмущения

## Выводы

Использование в законах управления полетом только тех переменных состояния, производные которых находятся в левых частях записанных в форме Коши линеаризованных дифференциальных уравнений пространственного движения самолета, зачастую недостаточно для обеспечения требуемого качества системы.

Нецелесообразно осуществлять выбор компонентов, необходимых в законе управления, посредством процедуры аналитического конструирования для объектов высокого порядка. Определять достаточную структуру законов управления следует перед процедурой оптимального синтеза, исходя из анализа влияния отдельных компонентов на ошибки системы при действии предполагаемых возмущений.

Результаты моделирования работы системы управления беспилотным самолетом, синтезированной с использованием изложенных положений, свидетельствуют о её удовлетворительном качестве.

### Список использованной литературы

1. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полётом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с.
2. *Асанов А.З., Ахметзянов И.З.* Аналитическое конструирование каузального многосвязного астатического наблюдающего устройства // Известия вузов. Авиационная техника. – 2007. – №1. С.22 – 26.
3. *М. О. Антонов, К. Е. Афанасьева, А. И. Коблов, В. И. Ширяев.* Алгоритмы оценивания и управления беспилотным летательным аппаратом на этапе посадки // Известия РАН. ТиСУ. – 2005. – № 2. – С.166–173.
4. *Асланян А.Э.* Системы автоматического управления полётом летательных аппаратов. – Киев: ВВАИУ, 1984. – 436 с.
5. *Артюшин Л.М., Машков О.А., Сивов Н.С.* Теория автоматического управления. – Киев: КИ ВВС, 1995. – 628 с.

УДК 621.317

**В. І. Колосов**

### ФОРМУВАННЯ ІМПУЛЬСНИХ СИГНАЛІВ У КАЛІБРАТОРАХ СЕРЕДНЬОКВАДРАТИЧНОЇ НАПРУГИ

Досліджуються перетворювачі постійної напруги в імпульсну та пропонуються способи підвищення їх точності.

Исследуются преобразователи постоянного напряжения в импульсное и предлагаются способы повышения их точности.