

ОСОБЕННОСТИ СИНТЕЗА СИСТЕМЫ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ВЫСОКОТОЧНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.С. Сыров, В.Ю. Рутковский, В.М. Глумов, А.М. Пучков, А.С. Соловьев

Рассмотрены основные особенности системы угловой стабилизации, которые необходимо учитывать при разработке полной системы автоматического управления аппаратом. Определены особенности реализации алгоритмов адаптации, которые не учитываются при аналитическом синтезе адаптивной системы. Решена задача обеспечения ограниченный сигналов управления при их кинематической развязке для аппаратов с тремя рулевыми поверхностями. Приведен алгоритм аналитического расчета оценки угла атаки во время полета.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, отход от носителя, математическая модель, угловая стабилизация, алгоритм управления, системы управления, критерий, функция чувствительности.

ВВЕДЕНИЕ

В работах [1, 2] рассматривались некоторые задачи управления движением беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) с двумя горизонтальными рулевыми поверхностями. В соответствии с предложенной классификацией [3] такие БПЛА относятся к классу аппаратов специального назначения аэродинамического типа с жестким крылом. При синтезе систем автоматического управления (САУ) указанного класса БПЛА необходимо учитывать следующие факторы, определяющие динамические свойства их движения [4, 5].

- Движение БПЛА состоит из нескольких фаз:
 - совместного движения с носителем, в частности с самолетом-носителем;
 - движения в процессе отхода аппарата от носителя, которое делится на три этапа: отцепка от носителя, начальный отход и этап прогнозируемой фиксации завершения отхода;
 - автономного движения аппарата с последовательным формированием участков траектории: кабрирование или пикирование, движение на маршевой высоте, целенаправленное движение над пересеченной местностью либо над морской поверхностью, которое может заканчиваться выполнением пикирующего маневра на цель.

- Необходимость обеспечения условий применения БПЛА, которые включают в себя начальные условия полета по высоте, скорости, скоростному напору, соответствующие параметрам при отцепке от носителя.
- В процессе движения на БПЛА действуют ветровые порывы, струйные воздушные течения, турбулентность атмосферы, внешние воздействия от разрывов снарядов, параметрические возмущения, возникающие вследствие нестационарности характеристик и параметров самого аппарата, исполнительных механизмов, функциональных устройств САУ.
- Характеристики БПЛА как объекта управления и его неотъемлемых составных частей, которые включают в себя свойство собственной устойчивости (устойчивость, неустойчивость, нейтральность), упругость конструкции и жесткость проводки управления, виды исполнительных механизмов — рулевых приводов (РП), состав и характеристики измерительных устройств (датчиков), параметры бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и ее программное обеспечение.
- Выполнение требований технического задания с учетом регламентированных (определенных в техническом задании на разработку системы управления) характеристик внешних воздейст-



вий, в частности, по обеспечению устойчивости процессов, по допустимым выбросам управляемых координат системы при регламентированных ветровых порывах с соблюдением заданного интервала времени на фиксированном уровне выброса, по допустимости автоколебаний и ограниченности их параметров.

Упомянутые многофакторные условия функционирования БПЛА определяют задачи синтеза САУ, которые делятся на задачи формирования структуры системы (структурный синтез), задачи синтеза алгоритмов функционирования подсистем (алгоритмический синтез) и задачи динамического синтеза, в процессе которого необходимо удовлетворить некоторым наперед заданным качествам динамики движения системы [6]. Данные задачи решаются при разработке современных САУ подвижными объектами, когда возникает необходимость осуществлять текущую идентификацию и адаптацию, обеспечивать инвариантность к заданному конечному множеству возмущений.

При синтезе САУ угловым движением относительно центра масс БПЛА возникают задачи, решение которых может быть полезным при разработке систем управления современными и перспективными БПЛА. К таким задачам относятся:

— проблема дефицита управления или приближения к нему, свойственная всем без исключения динамическим объектам, обусловленная реально ограниченным ресурсом исполнительных устройств, который усугубляется регламентированными разбросами характеристик функциональных устройств САУ и отказами отдельных элементов управления, а также перекрестным влиянием смежных систем; эта проблема концептуально изложена в работе [7];

— обеспечение требований к характеристикам движения БПЛА в условиях существенного расширения высотно-скоростного диапазона траекторий полета, которое влечет расширение диапазона скоростного напора и характеристик БПЛА в целом, что определяет нестационарность показателей управляемости, сужение областей устойчивости и качества управления;

— проблема корректности ограничения сигналов управления при их комплексном распределении для РП и других исполнительных устройств САУ;

— совершенствование реализации астатизма на основе интегрирующих элементов с целью снижения отрицательного эффекта, возникающего в условиях разнополярных воздействий при осуществлении маневров на траектории движения БПЛА [8, 9];

— анализ влияния и возможность его уменьшения целевых или допустимых автоколебательных процессов в одном канале на смежные каналы уп-

равления, а также возникающих запаздываний в условиях применения БЦВМ, обусловленных циклограммами обмена информацией и другими компьютерными операциями.

Решение перечисленных задач требует совершенствования принципов и методов управления, а также новых концепций, направленных на комплексное решение ряда целевых задач, таких как устойчивость, качество, бездефицитность управления, инвариантность характеристик регулирования, качественная идентификация текущего динамического состояния объекта, адаптация параметров регулирования и др. Проблемность вопросов состоит и в острой необходимости создания опережающих научных и практических положений с учетом максимального охвата совокупности реальных условий.

В настоящей работе рассматриваются некоторые особенности системы угловой стабилизации (СУС) БПЛА, которые необходимо учитывать при синтезе рассматриваемого класса динамических систем.

В статье анализируются особенности математических моделей отдельных подсистем СУС, которые необходимо учитывать при ее синтезе и реализации. Предлагается подход к получению оценок влияния регламентированных разбросов характеристик, параметров и отказов элементов СУС, основанный на теории чувствительности. Известно, что СУС представляет собой адаптивную систему [1, 2]. В статье определяются особенности реализации алгоритмов адаптации, которые не учитываются при аналитическом синтезе адаптивной системы. Решается задача обеспечения ограничений сигналов управления при их кинематической развязке для БПЛА с тремя рулевыми поверхностями. Известно, что в СУС важное значение имеет информация о текущем значении угла атаки, который не поддается непосредственному измерению. Предлагается алгоритм получения оценки угла атаки на основе аэродинамических характеристик аппарата, его скорости полета и массы.

1. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Диапазоны изменения скорости V и высоты H полета, а также массы m БПЛА определяют его область полета, которая для рассматриваемого класса БПЛА имеет большие размеры, что служит причиной существенной нестационарности математической модели движения аппарата. Например, эффективность аэродинамических рулевых органов (рулей) меняется в 100 раз, параметры собственной устойчивости изменяются по знаку и имеют большие значения, сравнимые с эффектив-

ностью рулей и даже превосходящие ее. Существенная нестационарность БПЛА как динамического объекта вызывает необходимость обеспечения параметрической инвариантности, удовлетворяющей критериям устойчивости и качества управления, которая достигается средствами идентификации текущего динамического состояния объекта и адаптации параметров регулирующей как части системы управления, так и системы угловой стабилизации.

В результате структурного синтеза формируется функциональный состав САУ, в который входят, кроме БПЛА, РП, также датчики первичной информации, БЦВМ, цифроаналоговый и аналого-цифровой преобразователи, аналоговый блок управления.

Динамический синтез системы угловой стабилизации БПЛА основывается на анализе его аэродинамических характеристик (АДХ) и инерционно-массовых центровочных характеристик (ИМЦХ), исходных данных по области полета, факторов упругости конструкции, состава разбросов, функций интенсивности факторов возмущения и управления. Система автоматического управления должна удовлетворять жестким требованиям технического задания по устойчивости, качеству процессов (по выбросам и времени регулирования) и допустимым параметрам автоколебаний. При синтезе СУС необходимо решать вопросы формирования основных контуров регулирования; определения принципов адаптации, противоизгибной фильтрации, координированного управления, астатического регулирования и интегрального управления; определения задач БЦВМ в общей структуре САУ; корректной кинематической разводки; ограничения сигналов управления; ограничения по параметрам координат: отдельных выбросов (перерегулированию) углов атаки α , скольжения β , тангажа ϑ , курса ψ , крена γ , перегрузок n_y, n_z ; по допустимости и параметрам автоколебаний по амплитуде f_a и частоте f_a .

1.1. Особенности математической модели углового движения

В основу математического описания углового движения БПЛА положены, в первую очередь, линейризованные уравнения короткопериодического движения, которое традиционно разделено на продольное и боковое [4, 10, 11]. Уравнения каждого типа короткопериодического движения имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= A(t)x(t) + B(t)u(t) + F(t)w(t), \\ y(t) &= C(t)x(t) + D(t)u(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $x(t)$ — вектор состояния, $x(t_0) = x_0$, t_0 — начальный момент времени работы СУС, $u(t)$ — вектор отклонения рулей, $w(t)$ — вектор возмущений, $A(t)$, $C(t)$, $D(t)$ — матрицы динамических коэффициентов, $B(t)$, $F(t)$ — матрицы коэффициентов эффективности.

Размерности векторов и их компонент в уравнениях (1) зависят от типа короткопериодического движения аэродинамического аппарата. Уравнения продольного движения описывают изменение углов тангажа и атаки, в этом случае векторы в уравнениях (1) содержат следующие компоненты

$$\begin{aligned} x(t) &= (\vartheta(t), \omega_z(t), \alpha(t))^T, \quad u(t) = \delta_B(t), \\ w(t) &= (\alpha_w(t), \varepsilon_\alpha(t))^T, \quad y(t) = (\theta(t), n_y(t))^T, \end{aligned} \quad (2)$$

где ω_z — угловая скорость тангажа, δ_B — угол отклонения руля, α_w — изменение угла атаки, вызванное ветровым порывом, ε_α — приведенное возмущение типа ударной волны, θ — угол наклона траектории, n_y — вертикальная перегрузка. Матрицы в уравнениях (1) для векторов (2) имеют вид

$$\begin{aligned} A(t) &= \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -a_1(t) & -a_2(t) \\ 0 & 1 & -a_4(t) \end{pmatrix}, \quad B(t) = \begin{pmatrix} 0 \\ -a_3(t) \\ -a_5(t) \end{pmatrix}, \\ F(t) &= \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ \pm a_2(t) & \pm 1 \\ \pm a_4(t) & 0 \end{pmatrix}, \quad C(t) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & a_4(t) \frac{V(t)}{57,3g} \end{pmatrix}, \\ D(t) &= \begin{pmatrix} 0 \\ a_5(t) \frac{V(t)}{57,3g} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (3)$$

где g — ускорение свободного падения, $a_i(t)$, $i = \overline{1, 5}$ — динамические коэффициенты, которые вычисляются по известным формулам в зависимости от изменения во времени параметров области полета [10, 11].

Уравнения бокового движения описывают изменение углов скольжения, курса и крена, в этом случае векторы в уравнениях (1) содержат компоненты:

$$\begin{aligned} x(t) &= (\psi(t), \omega_y(t), \beta(t), \gamma(t), \omega_x(t))^T, \\ u(t) &= (\delta_H(t), \delta_\vartheta(t))^T, \quad w(t) = (\beta_w(t), \varepsilon_y(t), \varepsilon_x(t))^T, \\ y(t) &= (\Psi(t), n_z(t))^T, \end{aligned} \quad (4)$$

где ω_x и ω_y — угловые скорости относительно главных осей БПЛА OX и OY соответственно, δ_H и δ_ϑ — углы отклонения руля на управления в канале кур-



са и элевонов в канале крена соответственно, β_w — изменение угла скольжения, вызванное ветровым порывом, $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ — приведенные возмущения типа ударной волны, Ψ — угол поворота траектории, n_z — боковая перегрузка.

Матрицы в уравнениях (1) для векторов (4) имеют вид

$$A(t) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & r_{22} & r_{23} & 0 & r_{25} \\ 0 & 1 & -a_{10} & c_{10} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & r_{52} & r_{53} & 0 & r_{55} \end{pmatrix}, \quad B(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ \bar{b}_{21} & \bar{b}_{22} \\ d_{10} & 0 \\ 0 & 0 \\ \bar{b}_{51} & \bar{b}_{52} \end{pmatrix},$$

$$F(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \bar{f}_{21} & \bar{f}_{22} & \bar{f}_{23} \\ \pm a_{10} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \bar{f}_{51} & \bar{f}_{52} & \bar{f}_{53} \end{pmatrix}, \quad C(t) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{10} & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$D(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ d_{10}(t) \frac{V(t)}{57,3g} & 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где

$$r_{22}(t) = \frac{c_{32}(t)b_{21}(t) - b_{31}(t)}{\Delta_\omega}, \quad r_{23}(t) = \frac{c_{32}(t)a_{20}(t) - a_{30}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$r_{25}(t) = \frac{c_{32}(t)c_{21}(t) - c_{31}(t)}{\Delta_\omega}, \quad r_{52}(t) = \frac{b_{22}(t)b_{31}(t) - b_{21}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$r_{53}(t) = \frac{b_{22}(t)a_{30}(t) - a_{20}(t)}{\Delta_\omega}, \quad r_{55}(t) = \frac{b_{22}(t)c_{31}(t) - c_{21}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{b}_{21}(t) = \frac{c_{32}(t)d_{20}(t) - d_{30}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{b}_{22}(t) = \frac{c_{32}(t)b_{20}(t) - b_{30}(t)}{\Delta_\omega}, \quad \Delta_\omega = 1 + c_{32}(t)b_{22}(t),$$

$$\bar{b}_{51}(t) = \frac{b_{32}(t)d_{30}(t) - d_{20}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{b}_{52}(t) = \frac{b_{32}(t)b_{30}(t) - b_{20}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{f}_{21}(t) = \pm \frac{c_{32}(t)a_{20}(t) - a_{30}(t)}{\Delta_\omega}, \quad \bar{f}_{22}(t) = \pm \frac{1}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{f}_{23}(t) = \pm \frac{c_{32}(t)}{\Delta_\omega}, \quad \bar{f}_{51}(t) = \pm \frac{b_{22}(t)a_{30}(t) - a_{20}(t)}{\Delta_\omega},$$

$$\bar{f}_{52}(t) = \pm \frac{b_{22}(t)}{\Delta_\omega}, \quad \bar{f}_{53}(t) = \pm \frac{1}{\Delta_\omega},$$

$a_{i0}(t), i = \overline{1, 3}, b_{jk}(t), j = \overline{2, 3}, k = \overline{1, 3}, c_{j1}(t), c_{31}(t)$ — динамические коэффициенты, которые вычисля-

ются по известным формулам в зависимости от изменения во времени параметров области полета [10] на основе банка данных, содержащих АДХ и ИМЦХ.

При синтезе СУС предполагается, что $\alpha_w = \beta_w$. Для вычисления этих величин используется функция регламентированного ветрового порыва

$$f_w(t) = \operatorname{arctg} \frac{W_{\text{п}}}{V(t)} 57,3^\circ, \quad (6)$$

где $W_{\text{п}}$ — интенсивность ветрового порыва, которая зависит от ρ_0 — плотности воздуха на высоте $H = 0$ и от ρ_H — плотности воздуха на текущей высоте.

Принято, что время нарастания ветрового порыва $t_{\text{н}} = 2W_{\text{п}}/V$.

Математическая модель БПЛА включает в себя также уравнения упругости конструкции и жесткости деталей механизма проводки управления [10]. Упругость конструкции описывается уравнениями упругих колебаний, которые для двух тонов q_1 и q_2 имеют вид

$$c_{11}\ddot{q}_1 + \frac{1}{\pi}c_{11}\omega_1^{\text{корп}}\Delta_1\dot{q}_1 + c_{11}(\omega_1^{\text{корп}})^2q_1 = -\frac{1}{2}\rho V^2 b_{12}\delta_{\text{САУ}},$$

$$c_{22}\ddot{q}_2 + \frac{1}{\pi}c_{22}\omega_2^{\text{корп}}\Delta_2\dot{q}_2 + c_{22}(\omega_2^{\text{корп}})^2q_2 = -\frac{1}{2}\rho V^2 b_{23}\delta_{\text{САУ}}, \quad (7)$$

где $c_{11}, c_{22}, b_{12}, b_{23}$ — коэффициенты, зависящие от изменяющихся параметров области полета, q_1 и q_2 — перемещения по первому и второму тону упругих колебаний изделия, $\omega_1^{\text{корп}}, \omega_2^{\text{корп}}$ — частота первого и второго тонов собственных колебаний корпуса соответственно, Δ_1, Δ_2 — логарифмические декременты затухания, $\delta_{\text{САУ}}$ — угол отклонения эквивалентного руля.

Угловое отклонение $\varphi_{\text{упр}}$ и угловая скорость $\dot{\varphi}_{\text{упр}}$ в месте установки датчика, вызванные упругостью конструкции в соответствии с уравнениями (7), определяются выражениями

$$\varphi_{\text{упр}} = -\sum_{i=1}^2 f_i(x_c)q_i, \quad \dot{\varphi}_{\text{упр}} = -\sum_{i=1}^2 f'_i(x_d)\dot{q}_i, \quad (8)$$

где $f_i(x_c(t))$ и $f'_i(x_d)$ — коэффициенты форм, $x_c(t)$ и x_d — координаты центра масс и центра давления.

Для анализа характерных режимов движения в области полета БПЛА выбираются так называемые экстремальные характерные точки, которые соответствуют максимальному или минимальному ско-

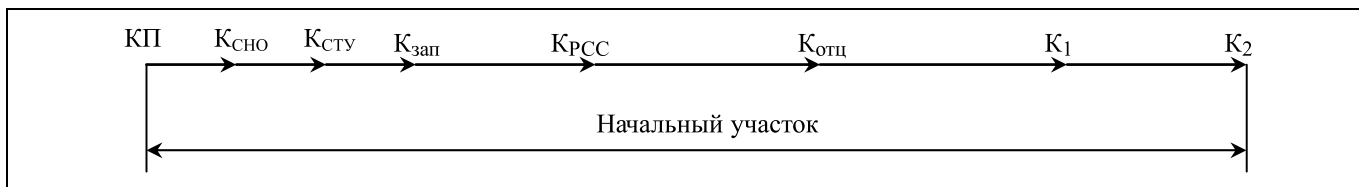


Рис. 1. Циклограмма начального участка: КП — команда «Пуск»; $K_{\text{СНО}}$, $K_{\text{СТУ}}$ — команды включения, соответственно, подсистем СНО и СТУ; $K_{\text{зап}}$ — команда на запоминание начальных значений $\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0$; $K_{\text{РСС}}$ — команда на расстыковку отрывных разъемов носителя от БПЛА и включения СУС; $K_{\text{отц}}$ — команда «Отцепка», соответствующая освобождению соединительных чек носителя и БПЛА; K_1 — начало отработки (списывания) запомненных значений сигналов начальных углов $\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0$ и соответствует началу моменту t_0 в уравнениях (1); K_2 — начало формирования подсистемой СТУ управляющих сигналов $\vartheta_u(t), \psi_u(t), \gamma_u(t)$

ростному напору q_{max} или q_{min} , максимальной или минимальной массе БПЛА m_0 или m_k , прохождению трансзоны (режиму окрестности перехода трансзвуковой скорости полета $M = 1$) и действию других факторов.

1.2. Особенности процесса отхода БПЛА от носителя

В процессе отхода поддерживается режим стабилизации начального допустимого уровня углового положения корпуса БПЛА относительно его трех главных осей: ψ_0 — по курсу, ϑ_0 — по тангажу, γ_0 — по крену и обеспечиваются меры, способствующие безопасному отделению аппарата от самолета-носителя. В частности, если БПЛА обладает продольной статической неустойчивостью, то для обеспечения начальной угловой скорости по тангажу $\omega_{z0} < 0$ в РП такого аппарата предусматривается положительная начальная механическая выставка рулей высоты, соответствующая смещению центра давления относительно центра масс отделяемого БПЛА. Другая возможность безопасного отделения заключается в создании такой совместной компоновки «носитель — БПЛА», при которой обеспечивается ускоренное кабрирование самолета-носителя после отцепки и отхода аппарата от носителя.

В процессе отхода БПЛА от носителя подключаются подсистемы САУ: СНО — система навигационного обеспечения, СТУ — система траекторного управления, СУС и др. Порядок подключения подсистем и формирования ими информационных и управляющих сигналов определяется циклограммой. На рис. 1 приведен пример циклограммы с основными командными и временными сигналами на начальном участке траекторного движения БПЛА, соответствующими процессу отхода.

Приведенная циклограмма определяет специфические задачи, которые необходимо решать при синтезе и реализации СУС: запоминание началь-

ных значений углов $\psi_0, \vartheta_0, \gamma_0$; формирование алгоритмов СУС при нахождении под носителем (на этапе $K_{\text{РСС}} - K_2$); списывание до нуля запомненных начальных значений углов $\psi_0, \vartheta_0, \gamma_0$ от команды $K_{\text{зап}}$ до команды K_2 ; автономное формирование алгоритмов СУС после команды K_2 .

1.3. Особенности рулевых приводов

На рис. 2 представлены типовые структурные схемы фрикционного электрического и гидравлического приводов. Оба типа рулевых приводов реально применяются и при синтезе СУС.

Скоростная характеристика РП представляет собой нелинейную функцию $\xi = \Phi(\varepsilon)$, вид которой определяется типом РП, и содержит зону нечувствительности шириной 2ρ , линейную часть и ограничение $\xi_{\text{max}} = B$. Некоторые типы РП имеют гис-

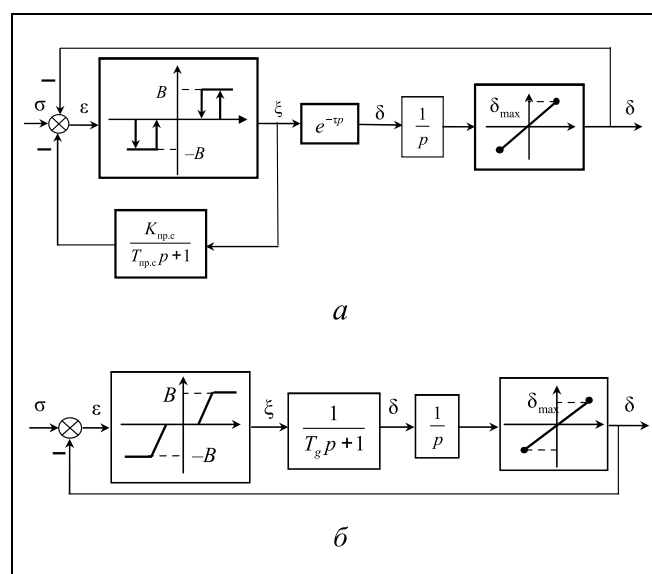


Рис. 2. Структурная схема электрического (а) и гидравлического (б) приводов



терезис, ширина которого $v = \mu r$, где μ — коэффициент возврата, $\mu \leq 1$ (см. рис. 2, а). В цепи обратной связи по скорости включено инерционное звено с коэффициентом передачи $K_{пр.с}$ и постоянной времени $T_{пр.с}$. Непосредственное отклонение рулевой поверхности ограничено значением δ_{\max} .

Вследствие широкого спектра условий полета БПЛА должны быть реализованы различные виды режимов функционирования РП с учетом ограниченного ресурса энергии E аккумуляторной системы.

Сигналы от устройства с характеристикой $\Phi(\varepsilon)$ передаются к исполнительному механизму привода с запаздыванием (см. рис. 2, а), которое описывается звеном с чистым запаздыванием $e^{-\tau p}$ либо через инерционное звено с постоянной времени T_g (см. рис. 2, б), что зачастую порождает автоколебательные режимы с определенным числом n колебаний длительностью t_n на протяжении полета БПЛА. Автоколебания с большой амплитудой существенно сокращают энергоресурс аппарата, увеличивая дефицит управления. В режиме автоколебаний

$$\delta(t) = A_a \sin \omega_a(t), \quad (9)$$

а расход ресурса источника энергии составляет в эквивалентном пересчете на потребление приводом энергии

$$E(t) = K_E \frac{d\delta(t)}{dt}, \quad (10)$$

где K_E — коэффициент передачи энергии.

Реально на телеметрические измерения выводится угол отклонения рулевой поверхности $\delta(t)$. В силу выражений (9) и (10) расход электроэнергии на работу привода за один период автоколебаний $T_a = f_a^{-1}$ составит

$$E_1 = K_E A_a 4\pi f_a \cos \omega_a t. \quad (11)$$

За все время полета суммарный расход энергии E_K при n периодах T_a составит

$$E_K = 4K_E A_a \pi f_a n. \quad (12)$$

Выражения (11) и (12) являются ключевыми, постулатными для оценки расхода энергоресурса и его вариаций. Непосредственно из соотношения (12) можно сформировать критерии обеспечения отсутствия дефицита управления, которые необходимо учитывать при динамическом синтезе контура управления угловым движением БПЛА.

Критерий 1. Амплитуда автоколебаний должна быть минимальной, практически составлять в пересчете на размер зоны нечувствительности не бо-

лее 2ρ и не более $0,1 \dots 0,2$ от максимальной скорости привода: $A_a \rightarrow \min$.

Критерий 2. Частота автоколебаний f_a должна быть минимальной: $f_a \rightarrow \min$.

Критерий 3. Число колебаний должно быть ограниченным: $\sup n \rightarrow \min$.

Если в СУС применяются алгоритмы стабилизации вида

$$\sigma(t) = K_p(z_{зад}(t) - z(t)) + K_\omega \dot{z}(t), \quad (13)$$

где $z(t)$ — выходная координата канала, $z(t) \in y(t)$ из выражения (2) или (4); K_p — передаточное число по рассогласованию; $z_{зад}(t)$ — сигнал управления, K_ω — передаточное число по угловой скорости, то условия удовлетворения первым двум критериям вполне могут быть определены по области устойчивости линеаризованной системы управления с учетом областей допустимых передаточных чисел K_p и K_ω , исходя из допустимых ограничений по технической реализуемости: $K_p \in [K_{p\min}^{доп}, K_{p\max}^{доп}]$,

$$K_\omega \in [K_{\omega\min}^{доп}, K_{\omega\max}^{доп}].$$

Удовлетворение данным критериям обеспечивает также наилучшее качество в смысле управляемости по отработке факторов управления и возмущения, а также определяет, при допустимости, ценное качество — вибрационную линеаризацию нелинейности и возможность выбора в дальнейшем, при синтезе и исследовании нелинейной системы, корректной частоты автоколебаний.

Критерий 3 рассматривается при синтезе системы траекторного управления на основе и в функции от заданных значений дальности, высоты и скорости полета.

В исследованиях по критериям 1 и 2 выделяются два основных класса функций $\Phi(\varepsilon)$, которые, кроме зоны нечувствительности, содержат или линейную часть (первый класс), или релейную часть (второй класс), как показано на рис. 2, б и а соответственно. В обоих случаях сигнал на выходе звена с характеристикой $\Phi(\varepsilon)$ содержит составляющую вида (9) с точностью до зоны нечувствительности.

Расчет допустимых по амплитуде автоколебаний основывается на следующих положениях. Для первого класса функций $\Phi(\varepsilon)$ он традиционен, а именно: амплитуда не должна превышать $5 \dots 10\%$ от B — максимального значения функции скоростной характеристики.

Для второго класса функций $\Phi(\varepsilon)$ применяется метод, в основу которого положен интеграл

$$J_A = \int_{t_1}^{t_2} (A_a - \rho) \sin \omega_a t dt.$$

При расчете и оценке амплитуды A_a значение J_A выбирается так, чтобы удовлетворялись условия, аналогичные условиям для первого класса функций $\Phi(\varepsilon)$.

Отметим, что анализ влияния нежесткости проводки управления проводится на основе математического описания, идентичного с описанием упругости конструкции, включающего в себя уравнения вида (7).

1.3. Основные этапы синтеза и реализации системы угловой стабилизации

К настоящему времени в практике разработок СУС сформировалась последовательность этапов структурного и динамического синтеза, которые частично представлены в работе [1].

Этапы синтеза и анализа СУС, как и всей САУ, базируются на построении структур и алгоритмов и многоплановых аналитических и динамических исследованиях на предмет удовлетворения требованиям технического задания. С этой целью сформирована концептуальная программа исследований, максимально охватывающая многообразие учитываемых факторов. Она опирается на многолетний опыт исследований, совершенствуется по мере появления новых тенденций научно-технического прогресса, соответствует иерархической последовательности исследований. Перечислим ее основные этапы.

1. Выбор первичной структуры и алгоритмов управления с учетом типов датчиков, рулевых приводов и БЦВМ.

2. Выбор характерных режимов БПЛА в области применения.

3. Расчет параметров регламентированного ветрового порыва как фактора возмущения.

4. Формирование экстремальных регламентированных разбросов параметров и отказов.

5. Расчет динамических коэффициентов БПЛА на основе АДХ и ИМЦХ.

6. Разработка расчетно-параметрических линейных, нелинейных и нелинейно-дискретных структурных моделей САУ для жесткого и упругого вариантов объекта.

7. Анализ системы стабилизации в целях обеспечения бездефицитности управления.

8. Расчет и анализ областей устойчивости, запасов устойчивости для линеаризованных моделей контуров стабилизации.

9. Выбор прогнозируемых передаточных чисел и параметров противоизгибных фильтров. Контрольное математическое моделирование.

10. Математическое моделирование переходных процессов на нелинейных цифроаналоговых

структурных моделях с прогнозируемыми параметрами САУ на предмет анализа переходных процессов, параметров автоколебаний и удовлетворения их требованиям технического задания и возможной окончательной коррекции.

11. Аналитический синтез и формирование законов адаптации.

12. Полноразмерное математическое моделирование на стенде математического моделирования с СУС, СТУ и системой навигации.

13. Полноразмерное моделирование на стенде полунатурного моделирования с реальным бортовым вычислителем и аналоговыми электронными платами блока управления.

Традиционно задача организации балансировочного режима движения БПЛА, т. е. при $H = \text{const}$, представляет собой неотъемлемую часть общей задачи управления угловым движением и реализуется в канале тангажа [12].

Однако такое решение имеет, по меньшей мере, два недостатка:

— наличие статической ошибки $\Delta\vartheta_c$ по рассогласованию в продольном канале $\Delta\vartheta_c = \vartheta - \vartheta_{\text{зад}}$, где ϑ — сигнал углового положения БПЛА; $\vartheta_{\text{зад}}$ — сигнал управления;

— отработка, например, возмущающего ветрового воздействия может привести к срыву стационарного балансировочного режима полета.

Смысловая физическая часть более корректного решения вопросов балансировочной компоненты состоит в параллельном введении к основному каналу интегратора с функционально-адаптивным ограничителем. Ограничение сигнала дополнительной интегральной компоненты позволяет уменьшить колебательность в замкнутом контуре регулирования и выбросы в переходных процессах, а также обеспечивает значительно большую устойчивость балансировочного режима. Алгоритм интегрирования формируется на доопределенном принципе астатического регулирования со «скольжением» на ограничении [8].

Завершающий этап структурно-алгоритмического и динамического синтеза СУС состоит в ее исследовании в составе СТУ. Здесь имеют место два вида компоновки режимов управления СТУ (по высоте и наведению). Для обоих случаев исследования проводятся с целью определения целесообразных передаточных чисел СТУ при сформированных на ранее рассмотренных принципах СУС. Исследования завершаются моделированием переходных процессов.

Дальнейшие исследования системы связаны с моделированием на комплексах с реальной аппаратурой навигации, реальными РП, контрольными



ми экспериментальными летными работами и реальными опытными работами с анализом телеметрической информации.

2. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РЕГЛАМЕНТИРОВАННЫХ РАЗБРОСОВ ХАРАКТЕРИСТИК, ПАРАМЕТРОВ И ОТКАЗОВ

Задача оценки регламентированных разбросов, которые могут быть вызваны изменением условий функционирования или возникновением отказов элементов в контурах САУ непосредственно приводит к анализу дефицита управления и приобретает в настоящее время острый характер в связи с существенным расширением диапазонов условий применения по скорости, высоте и массе расходимого топлива. Разбросы параметров и отказы служат источниками параметрических возмущений, действующих на элементы СУС. На некоторых режимах движения данный фактор может определять высокую чувствительность параметров, характеризующих устойчивость, качество, автоколебания, адаптацию и инвариантность к отклонениям от номинальных значений. Его влияние целесообразно исследовать методами теории чувствительности [13].

Пусть $Sp_{ij} = \frac{\partial M_i}{\partial P_j}$ — функция чувствительности

некоторой характеристики САУ M_i , $i = \overline{1, n_s}$, к отклонению значений параметра $P_j \in P$, $j = \overline{1, m_s}$, $n_s \neq m_s$. Среди характеристик линеаризованных САУ, которые исследовались с помощью функций чувствительности Sp_{ij} , наиболее информативными оказались запасы устойчивости по амплитуде ΔA и фазе $\Delta \varphi$, т. е. $Sp_{Aj} = \frac{\partial(\Delta A)}{\partial P_j}$ и $Sp_{\varphi j} = \frac{\partial(\Delta \varphi)}{\partial P_j}$. В качестве параметров из множества P рассматривались коэффициенты алгоритмов управления, динамические коэффициенты БПЛА вида (3) и (5), а также параметры характеристик конструкции БПЛА (например, изменение положения центра тяжести x_T) и аэродинамических характеристик (например, $m_z^{\delta_B}$ — эффективность руля высоты [10]). При расчете функций Sp_{Aj} и $Sp_{\varphi j}$ учитывались отказы, а также максимальные P_{\max} и минимальные P_{\min} значения параметров с учетом их максимальных и минимальных разбросов.

На рис. 3 приведены результаты расчета реальных функций чувствительности параметров канала тангажа для режима полета с $q = q_{\max}$, где залитыми столбцами обозначены функции $Sp_{\varphi j}$, °/отн. ед., а не залитыми — функции Sp_{Aj} , дБ/отн. ед. При рас-

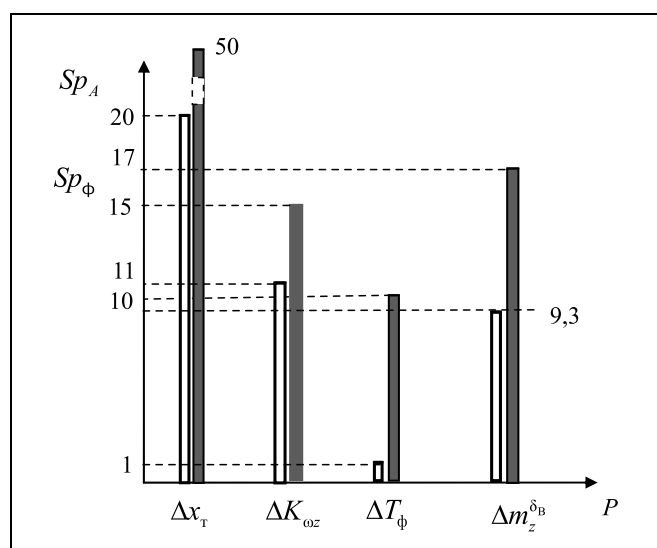


Рис. 3. Функции чувствительности по запасам устойчивости

четах учитывались изменение параметров в относительных единицах.

Расчеты показывают, что наиболее существенны разбросы по координате центра тяжести x_T БПЛА, передаточному коэффициенту демпфирования K_{ω_z} САУ, постоянной времени фильтра T_Φ и коэффициенту эффективности рулей $m_z^{\delta_B}$.

3. ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМОВ АДАПТАЦИИ

Перечислим факторы, определяющие нестационарность математической модели (1) и изменение характеристик аппаратной части САУ.

- Широкий диапазон условий применения по высоте H , скорости V полета и массе m БПЛА. Изменение H и V влечет изменение динамических характеристик. В частности, изменение одной из основных характеристик — эффективности рулей — прямо пропорционально скоростному напору: $q = 0,5\rho(H)V^2$, где $\rho(H)$ — плотность воздуха на текущей высоте H ,

$$q \in [q_{\min}, q_{\max}], \quad q_{\min} = 0,5\rho_{\min} V_{\min}^2, \\ q_{\max} = 0,5\rho_{\max} V_{\max}^2. \quad (11)$$

Производная эффективности рулей, в свою очередь, также нестационарна, так как зависит от скорости полета.

- Изменение массы m при выгорании топлива влечет за собой изменение моментов инерции аппарата $I_x(t)$, $I_y(t)$, $I_z(t)$, $I_{xy}(t)$ и центровочных

характеристик $y_T(t)$, $x_T(t)$, $z_T(t)$, а также непосредственно сказывается на всех динамических коэффициентах, в частности, на эффективности рулей, поскольку моменты инерции прямо пропорциональны массе. Изменение центровочных характеристик вызывает изменение и коэффициентов статической устойчивости.

- Регламентированные разбросы АДХ, ИМЦХ и параметров аналоговых блоков САУ; отказы отдельных звеньев. Прогрессивным в учете влияния разбросов может быть выбор параметров законов управления с учетом наиболее критичных сочетаний.

Алгоритмы адаптации предназначены для перестройки параметров САУ в зависимости от изменяющихся значений V , H , m области полета БПЛА [1]. В качестве информации, необходимой для функционирования подсистемы адаптации, используются зависимости $q(H)$ и $m(H)$. Методика синтеза подсистемы адаптации основана на формировании базовых алгоритмов адаптации с использованием только зависимости $q(H)$ и коррекции некоторых из них с учетом существенного изменения массы аппарата в процессе полета. Базовые алгоритмы адаптации целесообразно формировать по условиям и режимам функционирования САУ с конечной массой m_k , поскольку максимальная эффективность рулей имеет место при минимальной массе; это обстоятельство соответствует самым «узким» областям устойчивости и, соответственно, минимальным передаточным числам.

Перестраиваемые параметры делятся на две группы: p_v , $v = \overline{1, n}$, — параметры зависят от величин $q(H)$ и $m(H)$; i_j , $j = \overline{1, m}$ — параметры зависят только от величины $q(H)$. Параметры p_v перестраиваются в соответствии с алгоритмом вида $p_v = f_B(q)f_m(m)$, $v = \overline{1, n}$, где $f_B(q)$ — базовый алгоритм адаптации, который работает при изменении величины $q(H)$ в диапазоне (11),

$$f_B(q) = \begin{cases} f_{B\max} & \text{при } q < q_{\min}, \\ f_B(q) & \text{при } q_{\min} \leq q \leq q_{\max}, \\ f_{B\min} & \text{при } q > q_{\max}, \end{cases}$$

$f_{B\max}$ и $f_{B\min}$ — постоянные величины,

$$f_m(m) = \begin{cases} 1 + K_m \frac{m(t) - m_k}{m_k} & \text{при } m \leq m_0, \\ f_{m\max} & \text{при } m > m_0, \end{cases}$$

$K_m = \text{const}$, $K_m \in [0...1]$, m_0 — начальная масса БПЛА.

Параметры i_j перестраиваются в соответствии с алгоритмом вида

$$i_j = f_j(q), \quad j = \overline{1, m};$$

$$f_j(q) = \begin{cases} f_{j\max} & \text{при } q < q_{\min}, \\ f_j(q) & \text{при } q_{\min} \leq q \leq q_{\max}, \\ f_{j\min} & \text{при } q > q_{\max}, \end{cases}$$

где $f_{j\max}$ и $f_{j\min}$ — постоянные величины.

К числу перестраиваемых параметров для ряда БПЛА могут быть отнесены постоянные времени T_ϕ противоизгибных фильтров, которые в большинстве своем являются инерционными звеньями первого порядка. Максимальные уровни $T_{\phi\max}$ определяются при значении q_{\min} .

Отметим, что диапазоны изменения постоянных времени T_ϕ соответствуют диапазону изменения параметров упругих колебаний. Максимальные значения $T_{\phi\max}$, определяемые при q_{\min} для аппарата с низким уровнем эффективности рулей, должны найти компромиссное ограничение в смысле упругости и отработки сигналов управления. В частности, практика показывает, что прогнозируемые максимальные ограничения постоянных времени противоизгибных фильтров в каналах тангажа и курса могут составлять $T_{\phi\max} = 0,03...0,06$ с. В канале крена в связи с отсутствием упругости возможно полное отсутствие средств фильтрации или выставка минимального постоянного значения $T_\gamma = 0,004$ с при наличии нежесткости проводки управления или эффекта крутильных колебаний.

4. РАСЧЕТ ОГРАНИЧЕНИЙ СИГНАЛОВ ПРИ КИНЕМАТИЧЕСКОЙ РАЗВОДКЕ СИГНАЛОВ УПРАВЛЕНИЯ

Современные БПЛА характеризуются многозначностью решаемых задач, определяющих, в том числе, необходимость строгого аналитического подхода к распределению (разводке) сигналов управления в каналах курса, тангажа и крена для отработки рулевыми приводами. В настоящее время существуют два способа распределения сигналов. Первый из них основан на условном, в смысле значимости канала, назначении уровней ограничения $\sigma_H^{\text{огр}}$, $\sigma_B^{\text{огр}}$, $\sigma_\gamma^{\text{огр}}$ соответствующих сигналов управления, подаваемых на блок кинематической разводки (БКР). Второй способ основан на формировании логических алгоритмов, учитывающих текущие приоритеты по времени или по выполнению команд. Однако в обоих случаях должно быть аналитическое обоснование. Особенно это относится к случаям, когда решается задача инвариан-



тности по отношению к побочным аэродинамическим связям БПЛА.

При решении задачи разводки сигналов управления необходимо обеспечить полное использование ресурса рулевых поверхностей БПЛА, а также определить критерии качественного распределения сигналов управления контуров стабилизации по тангажу σ_B , курсу σ_H и крену σ_3 с учетом их ограничений $\sigma_H^{огр}$, $\sigma_B^{огр}$ и $\sigma_3^{огр}$ соответственно [14].

Рассмотрим структурный фрагмент трехканальной системы управления с распределением сигналов для рулевых приводов (рис. 4, а) с учетом наиболее интересного и общего случая расположения рулевых поверхностей, представленного на рис. 4, б, где знаком «+» отмечено положительное отклонение рулевых органов.

Рули 2 и 3 участвуют в обработке сигналов управления всех каналов; руль 1 участвует в обработке сигналов управления по курсу и крену.

Анализ уравнений (5) бокового движения БПЛА показывает наличие взаимных аэродинамических перекрестных связей между каналами курса и крена, тем более существенных при расположении органов управления по рассматриваемой схеме (см. рис. 4, б).

Достижение взаимной инвариантности процессов в каналах управления достигается путем введения в САУ соответствующих структурных перекрестных связей.

Рассмотрим принцип расчета ограничений сигналов управления трехканальной САУ. Ограничения сигналов управления играют важную роль и требуют корректности при совместном функционировании каналов. Кинематическая разводка сигналов управления описывается соотношением

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_H + k_\gamma \sigma_3, & \sigma_2 &= \sigma_B + \sigma_3 - k_\psi \sigma_H, \\ \sigma_3 &= \sigma_B - \sigma_3 + k_\psi \sigma_H, \end{aligned} \quad (12)$$

где k_γ и k_ψ — коэффициенты, определяющие взаимную структурную инвариантность аэродинамических связей каналов курса и крена, подробно рассмотренную в работе [14].

Эквивалентные отклонения рулей δ_B , δ_H , δ_3 , исходя из выражений (12), в обратном пересчете с учетом принятого положения $\sigma_i = \delta_i$, $i = \overline{1, 3}$, имеют вид

$$\begin{aligned} \delta_B &= \frac{\delta_2 + \delta_3}{2}, & \delta_H &= \frac{2\delta_1 - k_\gamma(\delta_2 + \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)}, \\ \delta_3 &= \frac{2k_\psi \delta_1 + (\delta_2 - \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)}. \end{aligned} \quad (13)$$

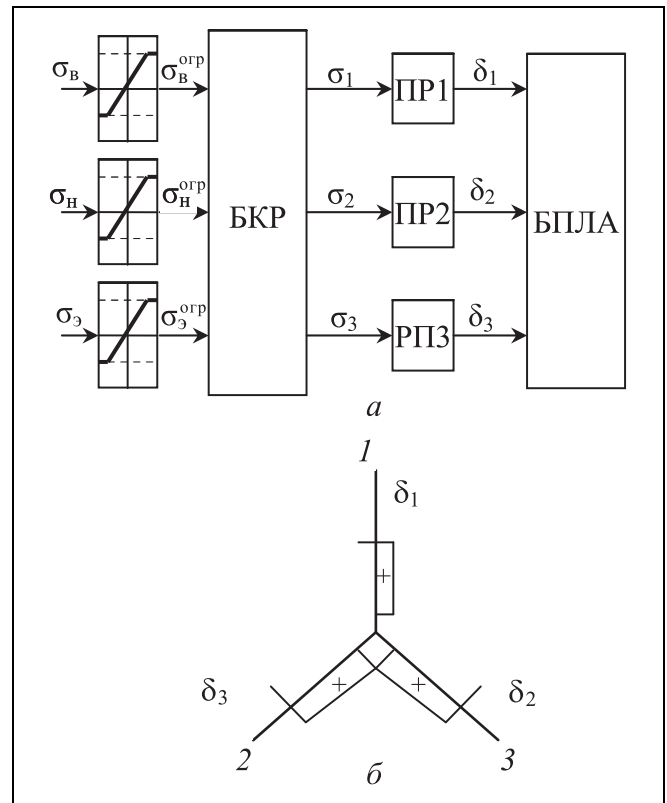


Рис. 4. Разводка сигналов управления (а) и расположение рулей (вид сзади) (б)

Необходимость ограничений сигналов управления и ее корректности в каналах обусловлена непосредственными ограничениями расходов рулей.

Как видно из выражений (12), в области малых сигналов, т. е. в линейной зоне, выхода на ограничения по сигналам рулевых приводов σ_i , $i = \overline{1, 3}$ не происходит. Однако при значительных уровнях сигналов σ_B , σ_H , σ_3 , определяющих в совокупности превышение σ_i над указанными реальными расходами рулей δ_i , ограничения должны быть введены и они должны удовлетворять критериям:

1) соответствовать максимальным значениям δ_{1max} , δ_{2max} , δ_{3max} в целях исключения недоиспользования расхода рулей;

2) номинальные значения выставляются в соответствии с первым критерием, чтобы в обратном пересчете по выражениям (13) не возникали «искажения» распределения сигналов ограничений в пропорциях между собой, т. е. чтобы распределение значений $\sigma_B^{огр}$, $\sigma_H^{огр}$ и $\sigma_3^{огр}$ в указанных пропорциях было аналогичным распределению в линейной зоне (в «малом»).

Если заданы ограничения $\sigma_1^{огр}$, $\sigma_2^{огр}$, то с учетом формул (12) для σ_1 и σ_2 получаем аналитический

кие выражения для определения ограничений в виде:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{н}}^{\text{огр}} &= \sigma_1^{\text{огр}} - k_{\gamma} \sigma_{\gamma}^{\text{огр}}, \\ \sigma_{\text{в}}^{\text{огр}} &= \sigma_2^{\text{огр}} + k_{\psi} \sigma_1^{\text{огр}} - (1 + k_{\psi} \sigma_{\gamma}^{\text{огр}}), \end{aligned} \quad (14)$$

где значение $\sigma_{\gamma}^{\text{огр}}$ на практике устанавливается в качестве задаваемого параметра с учетом располагаемой эффективности рулевых поверхностей.

Невыполнение совместности условий (14) влечет «искажения» пропорций сигналов $\sigma_{\text{в}}$, $\sigma_{\text{н}}$, σ_{γ} с выходом на ограничения по расходу рулей. Поясним указанное «искажение» на примере.

Пусть при параметрах $k_{\gamma} = 0,6$; $k_{\psi} = 0,3$; $\sigma_1^{\text{огр}} = 23^{\circ}$; $\sigma_2^{\text{огр}} = 18^{\circ}$ сигналы в каналах $\sigma_{\text{в}} = \sigma_{\text{н}} = \sigma_{\gamma} = 25^{\circ}$. Тогда в соответствии с формулами (12) при коэффициенте передачи РП $k_{\text{РП}} = 1$

$$\begin{aligned} \sigma_1 = 40^{\circ} &\Rightarrow \delta_1 = \delta_{1\text{max}}, \quad \delta_{1\text{max}} = 23^{\circ}, \\ \sigma_2 = 42,5^{\circ} &\Rightarrow \delta_2 = \delta_{2\text{max}}, \quad \delta_{2\text{max}} = 18^{\circ}, \\ \sigma_3 = 7,5^{\circ} &\Rightarrow \delta_3 = 7,5^{\circ}. \end{aligned}$$

Реальные эквивалентные отклонения по $\delta_{\text{в}}$, $\delta_{\text{н}}$ и δ_{γ} в соответствии с «обратным» переходом (13) и с учетом полученных реальных значений для этого случая $\delta_1^{\text{огр}}$, $\delta_2^{\text{огр}}$, $\delta_3^{\text{огр}}$ составят

$$\delta_{\text{н}} = 16,8^{\circ}, \quad \delta_{\gamma} = 10,3^{\circ}. \quad (15)$$

Отсюда видно, что реальные значения $\delta_{\text{в}}$, $\delta_{\text{н}}$ и δ_{γ} не только не отвечают востребованным значениям 25° , но и «искажены» между собой в пропорциях, что повлечет «искажения» в обработке заданных сигналов управления для этих искусственных условий.

Таким образом, предложенные критерии и аналитический метод расчета ограничений сигналов управления позволяют качественно повысить точности во всех каналах САУ. Более подробно изложенный метод представлен в работе [14].

4. ИТЕРАЦИОННЫЙ АЛГОРИТМ РАСЧЕТА УГЛА АТАКИ

Одним из наиболее характерных показателей полета БПЛА служит угол атаки α , который может быть как координатой регулирования, так и информативным показателем, однако его непосредственное измерение на борту БПЛА затруднено [10]. Предлагаемый алгоритм вычисления угла атаки основан на использовании информации о силе тяжести G , вертикальной перегрузке n_y и подъемной силе Y , действующих на аппарат. Равновесное состояние БПЛА при маневрах в продольной плоскости определяется равенством

$$Y = Gn_y, \quad (16)$$

где $Y = C_y(\alpha)qS$, $C_y(\alpha)$ — коэффициент подъемной силы, S — площадь сечения корпуса БПЛА по его средней аэродинамической хорде.

Наиболее частый случай $C_y(\alpha) = C_{y0} + C_{y1}\alpha - C_{y2}\alpha^3$, где C_{y0} , C_{y1} и C_{y2} — параметры при постоянной скорости полета [10, 11], тогда на основании равенства (16) получаем уравнение вида

$$C_{y2}\alpha(C_{y3} - \alpha^2)qS = Gn_y - C_{y0}qS, \quad (17)$$

где $C_{y3} = C_{y1}/C_{y2}$.

Непосредственное вычисление α по формуле (17) соответствует решению уравнения третьего порядка, которое, в общем случае, сложно разрешимо или не разрешимо вообще, особенно в условиях нестационарности величин G , C_{y0} , C_{y1} , C_{y2} и широкого диапазона значений n_y , что характерно для БПЛА. Перепишем формулу (17) в виде

$$\alpha = D(C_{y3} - \alpha^3)^{-1},$$

где $D = (Gn_y - C_{y0}qS)/C_{y2}qS$, тогда можно организовать итерационную процедуру вычисления угла атаки α , в процессе выполнения которой на i -м шаге проверяется справедливость равенства

$$\alpha_i = D(C_{y3} - \alpha_{i-1}^3)^{-1}. \quad (18)$$

Однако сочетание параметров G , n_y , S и C_{y0} , C_{y1} , C_{y2} может быть таково, что во всей области их сочетания (или в части этой области), значения этих параметров, как было отмечено ранее, носят нестационарный характер вследствие выгорания топлива, изменений режимов полета, связанных с изменением скорости и высоты полета, итерационный процесс на основе алгоритма (18) может носить неустойчивый характер. Доказано, что для устойчивости и сходимости вычислительного процесса по алгоритму (18) необходимо выполнение критерия [15]

$$4D < C_{y3}^2. \quad (19)$$

Обеспечение условия (19) достигается при делении числителя в правой части равенства (18) на коэффициент итерации $k_{\text{ит}}$, $k_{\text{ит}} > 1$. Отсюда следует возможность проведения итерационного процесса на основе выражения вида

$$\alpha_i = \frac{D}{k_{\text{ит}}(C_{y3} - \alpha_{i-1}^3)}, \quad (20)$$

и для получения искомой величины необходимо соответственно увеличить полученную итерационную переменную α_i в $k_{\text{ит}}$ раз.



Однако в некоторых условиях функционирования СУС при больших значениях $k_{ит}$ начинает сказываться отставание полученного по выражению (20) значение α от корректного аналитического решения уравнения (17). Эмпирически при выборе значения $k_{ит}$ до 30...50 итерационное решение приближается к аналитическому введением дополнительного умножения α_i на коэффициент k_3 , который при указанном диапазоне изменения $k_{ит}$ составляет $k_3 \cong 1,1...1,3$ и обеспечивает высокую точность решения.

При практической реализации алгоритма необходимо учитывать максимально допустимый размер угла $\alpha_{доп}$, начиная с которого решение на основе выражения (20) теряет достоверность, обусловленную существенным отличием АДХ от принятой в уравнении (17) ее аппроксимации. В этом случае необходимое ограничение может быть выполнено непосредственно по α_i (20).

Анализ уточненного алгоритма показывает его устойчивость и сходимость угла α_i к расчетному углу α_p в широком диапазоне угла α_p . Это важное качество, обеспечивающее сходимость α_i к α_p и устойчивость итерации в условиях нестационарности. При этом, если для устойчивости итерационного процесса на основе уравнения второго порядка существует аналитическое условие и критерий, то для уравнений третьего и порядка эти факторы эмпиричны.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотренные особенности системы угловой стабилизации являются конкретным выражением общих особенностей нестационарных динамических систем, которые необходимо учитывать при синтезе и реализации алгоритмов управления. Обобщая изложенное, подчеркнем, что комплекс предложенных принципов структурно-алгоритмического построения системы автоматического управления и методов аналитического и динамического синтеза основан на ряде введенных обоснованных критериях, апробирован математическим и полунатурным моделированием и натурными работами, подтвердившими их высокую результативность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сыров А.С., Пучков А.М., Рутковский В.Ю., Глумов В.М. Задачи управления движением многорежимных беспилотных летательных аппаратов // Проблемы управления. — 2014. — № 4. — С. 45—52.
2. Глумов В.М., Пучков А.М., Селезнев А.Е. Синтез и анализ алгоритмов управления боковым движением беспилотного летательного аппарата с двумя управляющими поверхностями // Проблемы управления. — 2015. — № 3. — С. 69—79.
3. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / Под ред. В.С. Фетисова. — Уфа: ФОТОН, 2014. — 217 с.
4. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. — М.: Техносфера, 2015. — 312 с.
5. Многофункциональные комплексы беспилотных летательных аппаратов: монография / Под ред. Е.Я. Рубиновича. — М.: ИПУ РАН, 2015. — 204 с.
6. Бесекерский В.А. Динамический синтез систем автоматического регулирования. — М.: Наука, 1970. — 576 с.
7. Пучков А.М., Труфакин В.А. Принцип бездефицитности управления летательного аппарата и некоторые критерии его удовлетворения // Авиакосмическая техника и технология. — 1996. — № 3. — С. 36—41.
8. Пучков А.М. Доопределение принципа астатического регулирования для систем координированного управления ЛА // Вестник Московского авиационного института. — 2010. — № 3. — С. 12—18.
9. Пат. 2460113 РФ. Способ формирования интегрального адаптивного сигнала стабилизации планирующего движения беспилотного летательного аппарата и устройство для его осуществления / А.С. Сыров, А.М. Пучков, В.Ю. Рутковский, В.М. Глумов // Бюл. — 2012. — № 24.
10. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. С. Бюшгенса // М.: Наука, 1998. — 443 с.
11. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973. — 616 с.
12. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. — М.: Машиностроение, 2007. — 325 с.
13. Розенвассер Е.Н., Юсупов Р.М. Чувствительность систем автоматического управления. — Л.: Энергия, 1969. — 208 с.
14. Пучков А.М. Критерии и метод расчета ограничений распределяемых сигналов управления рулевыми приводами ЛА // Вестник Московского авиационного института. — 2009. — № 6. — С. 49—54.
15. Бонк Р.И., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е. Синтез и анализ устойчивого итерационного алгоритма косвенного вычисления угла атаки летательного аппарата // Авиакосмическая техника и технология. — 2003. — № 3. — С. 24—29.

Статья представлена к публикации членом редколлегии А.П. Курдюковым.

Сыров Анатолий Сергеевич — д-р техн. наук, ген. конструктор, Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»,
✉ office@mokb-mars.ru,

Пучков Александр Михайлович — д-р техн. наук, нач. лаборатории, Московское опытно-конструкторское бюро «Марс», ✉ office@mokb-mars.ru,

Рутковский Владислав Юльевич — д-р техн. наук, гл. науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ✉ rutkov@ipu.ru,

Глумов Виктор Михайлович — д-р техн. наук, вед. науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ✉ vglum@ipu.ru,

Соловьев Алексей Сергеевич — аспирант, ведущий инженер, Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»,
✉ office@mokb-mars.ru.