

КРИТЕРИИ И МЕТОД РАСЧЕТА ОГРАНИЧЕНИЙ РАСПРЕДЕЛЯЕМЫХ СИГНАЛОВ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМИ ПРИВОДАМИ ЛА

Александр Михайлович ПУЧКОВ родился в 1941 г. в городе Москве. Начальник лаборатории ФГУП Московского опытно-конструкторского бюро «Марс». Кандидат технических наук, доцент МАИ. Основные научные интересы — в области теории и практики управления авиационными и космическими объектами. Автор более 150 научных работ. Тел. моб. 8-916-525-75-46.

Aleksandr M. PUCHKOV was born in 1941, in Moscow. He is assistant professor Moscow Aviation Institute, chief of laboratory in Moscow experience and design bureau «Mars». His major research interests are in theory and practice of space and aircrafts. He has published more than 150 science and technical papers. Tel. 8-916-525-75-46.

Для беспилотных летательных аппаратов исполнительные органы и, соответственно, рулевые приводы являются общими для отработки управляющих сигналов контуров стабилизации по тангажу, курсу и крену. Рассматривается проблема качественного и корректного распределения управляющих сигналов для воздействия на рулевые приводы, и представляется ее решение.

For unmanned flight apparatus executive machinery and ruling drives are the same for any contour of angle control. In this paper the problem of qualitative and correct control signals for ruling drives distribution is considered and solved.

Ключевые слова: инвариантность, адаптация, рулевые приводы, компенсация, ограничение, распределение, летательный аппарат.

Key word: invariability, adaptation, ruling drives, compensation, saturation, cinematic distribution, flight-apparatus.

Введение

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) характеризуются многозначностью решаемых задач, определяющих в том числе необходимость строгого подхода к распределению сигналов управления в каналах курса, тангажа, крена для отработки рулевыми приводами. Строго говоря, на данный момент сложилась ситуация либо назначения уровней ограничения соответствующих сигналов управления $\sigma_{\text{н}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{в}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{з}}^{\text{огр}}$, либо логического — по времени или командам — принятия во внимание приоритетного фактора [1, 2]. Однако и в рамках такого подхода должен быть обоснованный аналитический порядок. Особенно это относится к случаям, где имеет место структурное инвариантное решение в отношении побочных аэродинамических связей (например, в боковом канале движения по курсу и крену взаимно влиятельны). В настоящей работе определены критерии формирования уровней ограничения сигналов управления и аналитический подход к их расчету.

Постановка задачи

Физичность проблемы состоит из двух положений:

— полное использование ресурса рулевых поверхностей ЛА, иначе говоря, исключение их недоиспользования;

— определение критериев качественного распределения сигналов управления контуров стабилизации по тангажу $\sigma_{\text{в}}$, курсу $\sigma_{\text{н}}$ и крену $\sigma_{\text{з}}$ с учетом их ограничений $\sigma_{\text{в}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{н}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{з}}^{\text{огр}}$ соответственно.

Структурный фрагмент трехканальной системы управления представлен на рис. 1 с учетом наиболее интересного и общего случая расположения рулевых поверхностей, представленного на рис. 2.

Обозначенный на рис. 1 БКР — блок кинематической разводки — определяет функции распределения сигналов $\sigma_{\text{н}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{в}}^{\text{огр}}$, $\sigma_{\text{з}}^{\text{огр}}$ для рулевых приводов РП1, РП2 и РП3.

И физически, и аэродинамически определено, что рули 2 и 3 участвуют в отработке сигналов управления всех каналов; руль 1 участвует в отработке сигналов управления по курсу и крену.

Действительно, полная система линеаризованных дифференциальных уравнений углового движения ЛА, например, по [3] имеет вид:

I. Тангаж

$$1. \quad \dot{\vartheta} = \omega_z;$$

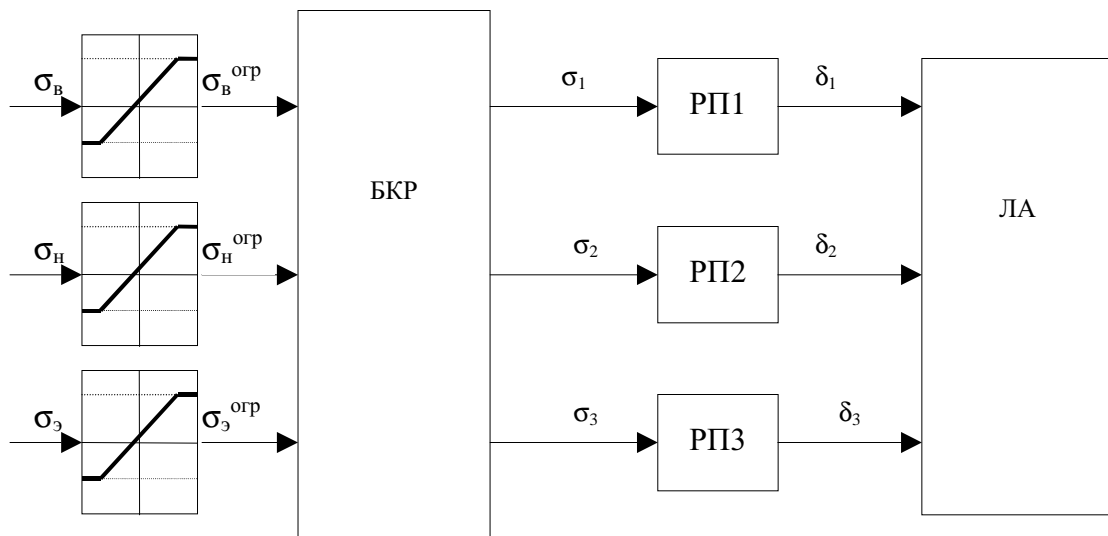


Рис. 1. Фрагмент структурно-функциональной схемы системы управления ЛА с распределением сигналов для рулевых приводов:

БКР — блок кинематической разводки; РП1, РП2, РП3 — рулевые приводы; ЛА — летательный аппарат как объект управления

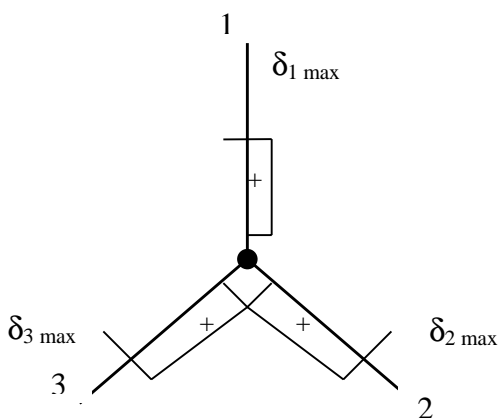


Рис. 2. Схема расположения рулевых поверхностей: знаком «+» отмечено положительное отклонение рулевых органов (для 1-го руля — вправо; для 2-го и 3-го рулей — вниз)

$$2. \dot{\omega}_Z = -a_1 \omega_Z - a_2 \alpha - a_3 \delta_B \pm a_2 \alpha_w; \quad (1)$$

$$3. \dot{\alpha} = \omega_Z - a_4 \alpha - a_5 \delta_B \pm a_4 \alpha_w;$$

$$4. \alpha = \vartheta - \Theta.$$

II. Курс и крен

$$1. \dot{\psi} = \omega_y;$$

$$2. \dot{\omega}_y = -b_{31} \omega_y -$$

$$-a_{30} \beta - c_{31} \omega_x - c_{32} \dot{\omega}_x - l_{30} \delta_3 - d_{30} \delta_H + a_{30} \beta_w;$$

$$3. \dot{\beta} = \omega_y - a_{10} \beta + d_{10} \delta_H + c_{10} \gamma \pm a_{10} \beta_w; \quad (2a)$$

$$4. \dot{\gamma} = \omega_x;$$

$$5. \dot{\omega}_x = -c_{21} \omega_x - a_{20} \beta -$$

$$-b_{21} \omega_y - c_{32} \dot{\omega}_x - b_{22} \omega_y - l_{20} \delta_3 - d_{20} \delta_H \pm a_{20} \beta_w;$$

$$6. \beta = \psi - \Psi,$$

где a_i, b_i, c_i — динамические коэффициенты ЛА.

В связи с тем, что в уравнениях 2 и 5 системы уравнений (2a) содержатся взаимные перекрестные производные угловых скоростей, эти уравнения переписываются с их исключением, и система (2a) принимает вид:

$$1. \dot{\psi} = \omega_y;$$

$$2. \dot{\omega}_y = -\hat{b}_{31} \omega_y -$$

$$-\hat{a}_{30} \beta - \hat{c}_{31} \omega_x - \hat{l}_{30} \delta_3 - \hat{d}_{30} \delta_H + \hat{a}_{30} \beta_w;$$

$$3. \dot{\beta} = \omega_y - a_{10} \beta + d_{10} \delta_H + c_{10} \gamma \pm a_{10} \beta_w; \quad (2б)$$

$$4. \dot{\gamma} = \omega_x;$$

$$5. \dot{\omega}_x = -\hat{c}_{21} \omega_x - \hat{a}_{20} \beta -$$

$$-\hat{b}_{21} \omega_y - \hat{l}_{20} \delta_3 - \hat{d}_{20} \delta_H \pm \hat{a}_{20} \beta_w;$$

$$6. \beta = \psi - \Psi.$$

Динамические коэффициенты вычисляются по формулам

$$a_1 = -\frac{qSb_a^2}{J_{Z_1} V} \left(m_{Z_1}^{\bar{\omega}} + m_{Z_1}^{\bar{\alpha}} \right);$$

$$a_2 = -\frac{qSb_a}{J_{Z_1}} m_{Z_1}^{\alpha};$$

$$\begin{aligned}
 a_3 &= -\frac{qSb_a}{J_{Z_1}} m_{Z_1}^{\delta_B}; \\
 a_4 &= \frac{1}{mV} C_y^\alpha qS; \\
 a_5 &= C_y^{\delta_B} \frac{qS}{mV}; \\
 b_{31} &= -\frac{1}{J_{y_1}} qS \frac{l^2}{2V} m_{y_1}^{\bar{\omega}_{y_1}}; \quad \hat{b}_{31} = \frac{b_{31} - c_{32} \cdot b_{21}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 a_{30} &= -\frac{1}{J_{y_1}} qS l m_{y_1}^{\beta}; \quad \hat{a}_{30} = \frac{a_{30} - c_{32} \cdot a_{20}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 c_{31} &= -\frac{1}{J_{y_1}} qS \frac{l^2}{2V} m_{y_1}^{\bar{\omega}_{x_1}}; \quad \hat{c}_{31} = \frac{c_{31} - c_{32} \cdot c_{21}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 a_{10} &= -\frac{1}{mV} qS C_Z^\beta; \\
 c_{10} &= \frac{g}{V}; \\
 c_{21} &= -\frac{1}{J_{x_1}} qS \frac{l^2}{2V} m_{x_1}^{\bar{\omega}_{x_1}}; \quad \hat{c}_{21} = \frac{c_{21} - b_{22} \cdot c_{31}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 a_{20} &= -\frac{1}{J_{x_1}} qS l m_{x_1}^{\beta}; \quad \hat{a}_{20} = \frac{a_{20} - b_{22} \cdot a_{30}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 b_{21} &= -\frac{1}{J_{x_1}} qS \frac{l^2}{2V} m_{x_1}^{\bar{\omega}_{y_1}}; \quad \hat{b}_{21} = \frac{b_{21} - b_{22} \cdot b_{31}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 l_{20} &= -\frac{1}{J_{x_1}} qS l m_{x_1}^{\delta_\Delta}; \quad \hat{l}_{20} = \frac{l_{20} - b_{22} \cdot l_{30}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 c_{32} &= -\frac{J_{x_1 y_1}}{J_{y_1}}; \\
 l_{30} &= -\frac{1}{J_{y_1}} qS l m_{y_1}^{\delta_\Delta}; \quad \hat{l}_{30} = \frac{l_{30} - c_{32} \cdot l_{20}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 d_{30} &= -\frac{1}{J_{y_1}} qS l m_{y_1}^{\delta_H}; \quad \hat{d}_{30} = \frac{d_{30} - c_{32} \cdot d_{20}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 b_{22} &= -\frac{J_{x_1 y_1}}{J_{x_1}}; \\
 d_{20} &= -\frac{1}{J_{x_1}} qS l m_{x_1}^{\delta_H}; \quad \hat{d}_{20} = \frac{d_{20} - b_{22} \cdot d_{30}}{1 - c_{32} \cdot b_{22}}; \\
 d_0 &= C_z^{\delta_H} \frac{qS}{mV}.
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Здесь q — скоростной напор, $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$, где ρ — плотность воздуха на текущей высоте; V — скорость полёта; S, l — геометрические параметры ЛА; J_i — моменты инерции; C_i, m_i — коэффициенты сил и моментов.

Динамические коэффициенты по ф-ле (3), кроме c_{10} ($c_{10} = \frac{g}{V}$), рассчитываются на основе аэродинамических и инерционно-массовых и центровочных характеристик (АДХ и ИМЦХ) ЛА.

Решение задачи инвариантности

Анализ уравнений 2 и 5 систем (2а) и (2б) показывает наличие взаимных аэродинамических перекрёстных связей ЛА между каналами курса и крена, тем более существенных при расположении органов управления по схеме, представленной на рис. 2. Так, для канала курса этот эффект проявляется через связь $l_{30} \delta_\Delta$ от движения по крену, а для канала крена через связь $d_{20} \delta_H$ от движения по курсу.

Для достижения взаимной инвариантности процессов в каналах управления, например по [4], осуществляется компенсация этих связей через систему управления введением соответствующих структурных перекрёстных связей. А именно:

1. Для компенсации влияния канала крена ЛА ($l_{30} \delta_\Delta$) на курсовое движение в канал курса вводится компенсирующее структурное воздействие из канала крена с коэффициентом K_γ , т.е. воздействие $K_\gamma \sigma_\Delta$. Тогда, приняв без погрешности для аналитического расчёта рулевой привод безынерционным, имеем $\delta_\Delta = \sigma_\Delta$. Сочетание компонент во втором уравнении системы (2б) примет вид

$$-\hat{l}_{30} \delta_\Delta - \hat{d}_{30} \delta_H + K_\gamma \hat{d}_{30} \delta_\Delta = -\hat{l}_{30} \sigma_\Delta - \hat{d}_{30} \sigma_H + K_\gamma \hat{d}_{30} \sigma_\Delta. \tag{4}$$

Из (4) следует, что для достижения инвариантности процессов в канале курса от канала крена должно быть выполнено условие

$$-\hat{l}_{30} + K_\gamma \hat{d}_{30} = 0, \tag{5}$$

откуда

$$K_\gamma = \frac{\hat{l}_{30}}{\hat{d}_{30}}. \tag{6}$$

2. Аналогично, из пятого уравнения системы (2б) введением структурной связи из канала курса в канал крена $K_\psi \sigma_H$ получим условие инвариантности процессов в канале крена от канала курса:

$$K_\psi = \frac{\hat{d}_{20}}{\hat{l}_{20}}. \tag{7}$$

Анализ реальных соотношений (6) и (7) на основе динамических коэффициентов (3) показывает, что эти зависимости можно свести к виду

$$K_\gamma = \frac{m_y^{\delta_3}}{m_y^{\delta_H}}; \quad (8)$$

$$K_\psi = \frac{m_x^{\delta_H}}{m_x^{\delta_3}}. \quad (9)$$

Производные $m_y^{\delta_3}$; $m_y^{\delta_H}$; $m_x^{\delta_3}$; $m_x^{\delta_H}$ являются в основном функциями числа Маха М, и, следовательно, коэффициенты K_γ и K_ψ в общем случае могут быть представлены в виде

$$K_\gamma = K_\gamma(M); \quad (10)$$

$$K_\psi = K_\psi(M). \quad (11)$$

Принцип расчёта ограничений сигналов управления 3-канальной САУ. Критерии и принцип решения

Ограничения сигналов управления играют важную роль и требуют корректности при совместном задействовании каналов. Покажем это.

На основе изложенного кинематическая разводка сигналов управления имеет вид

$$\sigma_1 = \sigma_H + k_\gamma \sigma_3; \quad (12a)$$

$$\sigma_2 = \sigma_B + \sigma_3 - k_\psi \sigma_H; \quad (12б)$$

$$\sigma_3 = \sigma_B - \sigma_3 + k_\psi \sigma_H. \quad (12в)$$

Эквивалентные отклонения рулей δ_B , δ_H , δ_3 с учетом (12) в обратном пересчёте с учётом принятого положения $\sigma_i = \delta_i$ имеют вид

$$\delta_B = \frac{\delta_2 + \delta_3}{2}; \quad (13a)$$

$$\delta_H = \frac{2\delta_1 - k_\gamma(\delta_2 + \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)}; \quad (13б)$$

$$\delta_3 = \frac{2k_\psi \delta_1 + (\delta_2 - \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)}. \quad (13в)$$

В качестве примера рассмотрим следующий.

Определены $\delta_{i\max}$:
$$\left. \begin{matrix} \delta_{1\max} \\ \delta_{2\max} \\ \delta_{3\max} \end{matrix} \right\} = \left\{ \begin{matrix} 23^\circ \\ 18^\circ \\ 18^\circ \end{matrix} \right\}.$$

Необходимость ограничений в каналах обусловлена непосредственными ограничениями расходов рулей:

$$\delta_1 = -23^\circ \div +23^\circ; \quad \delta_2 = \delta_3 = -18^\circ \div +18^\circ.$$

Как видно из выражений (12) и рис. 2, в области малых сигналов σ_B , σ_H , σ_3 , т.е. в линейной зоне, выхода на ограничения по $\sigma_{1,2,3}$ не происходит. Однако при больших сигналах σ_B , σ_H , σ_3 , определяющих в совокупности превышение σ_i над указанными расходами рулей δ_i , ограничения должны быть введены, и они должны удовлетворять следующим критериям:

1) они должны соответствовать максимальным значениям $\delta_{1\max} = 23^\circ$; $\delta_{2\max} = \delta_{3\max} = 18^\circ$ для исключения недоиспользования расхода рулей;

2) номинальные значения выставляются по п.1 с тем, чтобы в обратном пересчёте по (13) не имело места «искажение» распределения сигналов ограничений в пропорциях между собой, т.е. чтобы распределение $\sigma_B^{\text{огр}}$, $\sigma_H^{\text{огр}}$, $\sigma_3^{\text{огр}}$ в пропорциях между собой было аналогичным распределению в линейной зоне (в «малом»);

3) минимальные значения ограничений должны быть не менее некоторой величины, например $5^\circ - 10^\circ$, с точки зрения здравого технического смысла по возможностям управления;

4) возможен определённый (10—30%) учет в приоритетности по наибольшему значению уровня ограничения [5].

Так как рули δ_2 и δ_3 симметричны, то уравнения (12б) и (12в) эквивалентны. Таким образом, для расчета ограничений используем два уравнения: (12a) и (12б) или (12a) и (12в):

$$\left. \begin{matrix} \sigma_1^{\text{огр}} = \sigma_H^{\text{огр}} + k_\gamma \sigma_3^{\text{огр}} = 23^\circ; \\ \sigma_2^{\text{огр}} = \sigma_B^{\text{огр}} + \sigma_3^{\text{огр}} - k_\psi \sigma_H^{\text{огр}} = 18^\circ. \end{matrix} \right\} \quad (14)$$

Поскольку имеем два уравнения с тремя неизвестными, то одно неизвестное может быть принято в качестве параметра. В настоящее время наибольший акцент делается на $\sigma_3^{\text{огр}}$, поэтому в качестве параметра принимаем именно $\sigma_3^{\text{огр}}$.

Тогда из первого уравнения системы (14) получаем

$$\sigma_H^{\text{огр}} = 23 - k_\gamma \sigma_3^{\text{огр}} = 23 - 0,6\sigma_3^{\text{огр}}. \quad (15)$$

Графически эта зависимость представлена на рис. 3.

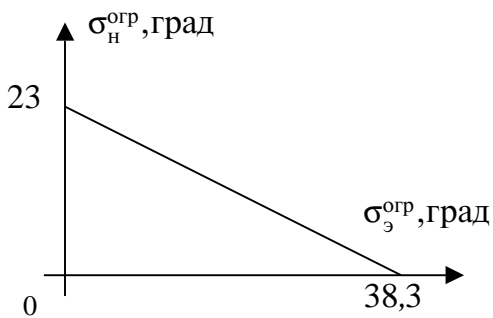


Рис. 3. Зависимость $\sigma_H^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$

Подставляя (15) во второе уравнение системы (14), получаем:

$$\sigma_B^{ogr} + \sigma_9^{ogr} - 0,3 \cdot (23 - 0,6\sigma_9^{ogr}) = 18,$$

откуда

$$\sigma_B^{ogr} = 24,9 - 1,18\sigma_9^{ogr}. \quad (16)$$

Графически эта зависимость представлена на рис. 4.

Обобщенный график двух зависимостей $\sigma_B^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$ и $\sigma_H^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$ приведен на рис. 5, по которому в соответствии с (15) и (16) определяются номиналы уровней ограничения сигналов управления σ_B^{ogr} , σ_H^{ogr} , σ_9^{ogr} .

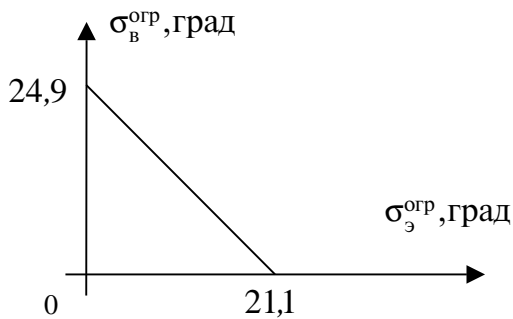


Рис. 4. Зависимость $\sigma_B^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$

Невыполнение в совместности условий (15) и (16) влечет «искажения» пропорций сигналов σ_B , σ_H , σ_9 с выходом на ограничения по расходу рулей.

Дополнительным, технически потребным условием для выбора номиналов является ограничение снизу:

$$\sigma_{B,H,9}^{ogr} \geq (5 \div 10)^\circ.$$

На следующем примере поясним принцип возможного «искажения».

Пусть сигналы в каналах равны:

$$\sigma_B = \sigma_H = \sigma_9 = 25^\circ.$$

Тогда в соответствии с (12а, 12б, 12в) получаем:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_H + k_\gamma \sigma_9 = \\ &= 25 + 0,6 \cdot 25 = 40^\circ \Rightarrow \delta_1 = 23^\circ = \delta_{1max}; \\ \sigma_2 &= \sigma_B + \sigma_9 - k_\psi \sigma_H = \\ &= 25 + 25 - 0,3 \cdot 25 = 42,5^\circ \Rightarrow \delta_2 = 18^\circ = \delta_{2max}; \\ \sigma_3 &= \sigma_B - \sigma_9 + k_\psi \sigma_H = \\ &= 25 - 25 + 0,3 \cdot 25 = 7,5^\circ \Rightarrow \delta_3 = 7,5^\circ. \end{aligned} \right\} (17)$$

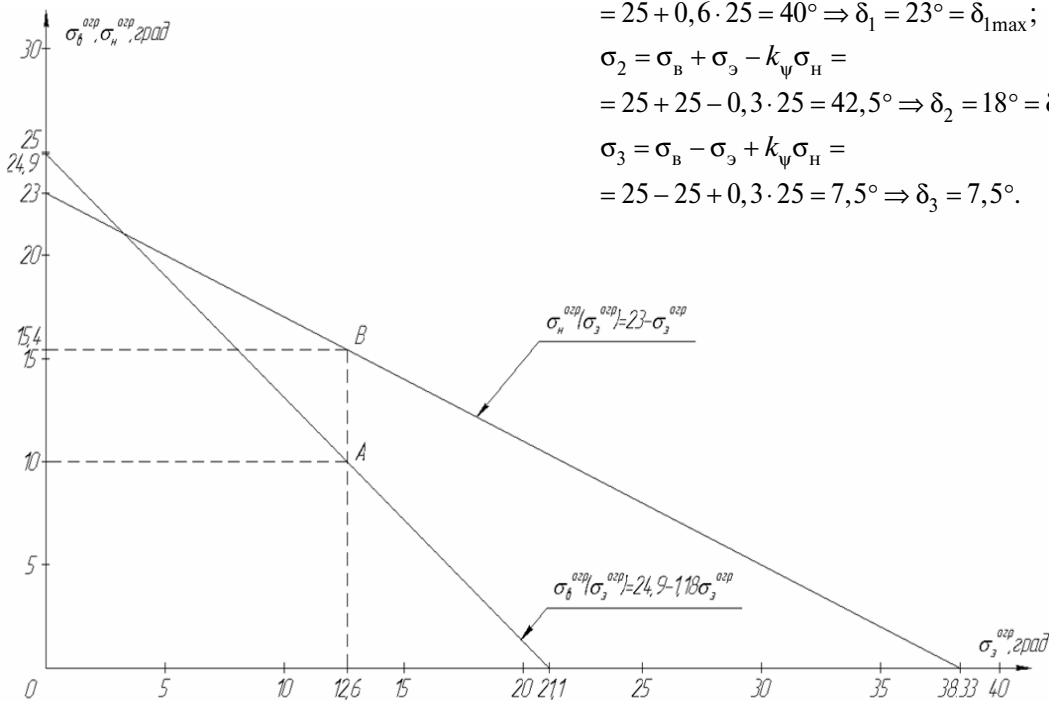


Рис. 5. Обобщённые зависимости $\sigma_H^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$ и $\sigma_B^{ogr}(\sigma_9^{ogr})$

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

$$\delta_b = \frac{\delta_2 + \delta_3}{2} = \frac{18 + 7,5}{2} = 12,75^\circ \neq 25^\circ;$$

$$\delta_n = \frac{2\delta_1 - k_\gamma(\delta_2 + \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)} = \frac{2 \cdot 23 - 0,6(18 - 7,5)}{2(1 + 0,3 \cdot 0,6)} = 16,8^\circ \neq 25^\circ;$$

$$\delta_3 = \frac{2k_\psi \delta_1 + (\delta_2 - \delta_3)}{2(1 + k_\psi k_\gamma)} = \frac{2 \cdot 0,3 \cdot 23 + (18 - 7,5)}{2(1 + 0,3 \cdot 0,6)} = 10,3^\circ \neq 25^\circ.$$

Из (18) видно, что реальные значения $\delta_b, \delta_n, \delta_3$ не только не отвечают востребованным значениям 25° , но и «искажены» между собой в пропорциях, что повлечет для этих искусственных условий «искажения» в обработке заданных сигналов управления.

Выводы

Предложенные критерии и аналитический метод расчёта ограничений сигналов управления позволили качественно повысить точности во всех каналах САУ и нашли применение в разработках МОКБ «Марс».

Библиографический список

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов; Под ред. Г.С.Бюшгенса. — М.: Наука, Физматлит, 1998.
2. Соловей Э.Я., Храпов А.Б. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. — М.: Машиностроение, 2006.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1965.
4. Менский Б.М. Принцип инвариантности в автоматическом регулировании и управлении. — М.: Машиностроение, 1972.
5. Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е. и др. Система управления беспилотным летательным аппаратом по крену и тангажу; Патент №2251136; РФ, заявка № 2003134583/09, 28.11.2003, опублик.27.04.2005; Бюл. №12.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 20.04.2009