

## Метод построения систем автоматического управления с ограничением предельных параметров летательных аппаратов

**В.И. ПЕТУНИН,**  
д-р техн. наук,  
**Л.М. НЕУГОДНИКОВА,**  
аспирант  
(УГАТУ, Уфа)  
petunin\_vi@mail.ru  
grifon\_love@mail.ru

*Решается задача ограничения параметров движения летательного аппарата. Отмечены особенности построения логико-динамических систем автоматического управления с алгебраическими селекторами для различных каналов управления угловым движением летательных аппаратов. Рассмотрены вопросы синтеза таких систем. Приведены результаты моделирования.*

**Система автоматического управления, летательный аппарат, ограничение параметров, алгебраический селектор**

### Ограничения параметров движения летательного аппарата

При проектировании системы автоматического управления (САУ) летательного аппарата (ЛА) необходимо учитывать допустимые пределы изменения параметров движения ЛА [1, 2]. Эти параметры и пределы их изменения определяются эксплуатационными и аэродинамическими особенностями ЛА, а также характером выполняемой задачи.

Одним из наиболее важных ограничений является ограничение угла атаки, связанное с возможностью выхода самолета на режимы сваливания и тряски. Диапазон эксплуатационных углов атаки заключен между предельными допустимыми углами атаки  $\alpha_{d\min}$  и  $\alpha_{d\max}$ .

Интенсивное вращение по крену ( $\omega_x \neq 0$ ) может приводить за счет взаимодействия продольного и бокового движения к уменьшению степени устойчивости самолета, потере устойчивости и нарастанию самой угловой скорости  $\omega_x$ . Для предотвращения выхода самолета на режим аэроинерционного самовращения в полете необходимо ограничивать максимально допустимые угловые скорости  $\omega_{x\max}$ .

Максимально допустимые в эксплуатации перегрузки  $n_z$  должны быть меньше значений, допускаемых по условиям жизнедеятельности экипажа или предела прочности самолета. Как известно, у маневренных самолетов (например, перехватчиков) эксплуатационные перегрузки могут достигать 9, для неманевренных самолетов (пассажирских, транспортных) эксплуатационные перегрузки не превышают 2.

Целью данной работы является рассмотрение различных принципов построения систем управления угловым движением ЛА и ограничения его предельных параметров с помощью автоматов ограничения.

### САУ с селекторами каналов управления

Для построения САУ с автоматами ограничений параметров ЛА можно использовать логические устройства, реализующие алгоритмы алгебраического выбора каналов управления [3].

Подобные принципы широко используются при построении многомерных САУ газотурбинными двигателями [4, 5]. Обычно применяется принцип селективного выбора, согласно которому регулируется параметр двигателя, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Селективный выбор каналов управления реализуется с помощью алгебраических селекторов (АС). Такие системы, использующие логику упорядоченного выбора и имеющие динамическую часть в виде регуляторов и объекта управления, называются логико-динамическими САУ.

Структурная схема алгоритма селективного выбора каналов управления приведена на рис. 1, где УУ – устройство управления; АО<sub>max</sub>, АО<sub>min</sub> – автомат ограничения максимальной и минимальной величин сигнала; АС<sub>max</sub>, АС<sub>min</sub> – алгебраический селектор максимального и минимального сигналов.

Для того чтобы регулируемые параметры не превысили максимальных допустимых значений (ограничение сверху), селектор должен пропустить на управление сигнал, соответствующий получению минимальной величины управляющего сигнала. Такое селектирование называют селектированием по минимуму, а селектор – селектором минимальных сигналов управления.

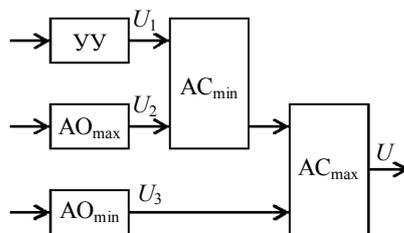


Рис. 1

Если же ограничивают минимальные значения параметров (ограничение снизу), то предпочтение отдается регулятору параметра, для поддержания которого требуется наибольший управляющий сигнал, т.е. осуществляется селектирование по максимуму. В этом случае используют селектор максимальных сигналов управления.

Относительно разности входных сигналов  $\varepsilon = U_1 - U_2$  выражение, описывающее работу АС двух величин, преобразуется с использованием операции выделения модуля следующим образом [5]:

$$U = \begin{cases} U_1 & \text{при } \mu U_1 > \mu U_2 \\ U_2 & \text{при } \mu U_1 \leq \mu U_2 \end{cases} = \begin{cases} U_1 & \text{при } \mu \varepsilon > 0 \\ U_2 & \text{при } \mu \varepsilon \leq 0 \end{cases} = \frac{1}{2}(U_1 + U_2 + \mu|\varepsilon|),$$

где  $\mu = 1$  для селектора максимального сигнала;  $\mu = -1$  для селектора минимального сигнала.

Селекторы обеспечивают во всех условиях работы управляющее воздействие только одного из нескольких каналов управления, включаемых в работу в зависимости от режима работы объекта управления. При этом каждый из каналов управления работает автономно и его параметры обычно выбираются без учета взаимодействия с другими каналами. Это позволяет сохранить статическую точность и запасы устойчивости, свойственные отдельным каналам управления.

Следовательно, алгебраический селектор реализует кусочно-линейное управление и обеспечивает плавное переключение с одного канала на другой, например, с автопилота на автомат ограничения и обратно на автопилот.

Методы анализа и синтеза логико-динамических САУ с селекторами каналов управления подробно рассмотрены в работе [5]. Аналитический синтез передаточных чисел автопилотов и автоматов ограничения с учетом заданного качества САУ ЛА приведен в работе [3].

### САУ углом крена с автоматом ограничения угловой скорости крена ЛА

Структурная схема САУ углом крена ЛА с автоматом ограничения угловой скорости крена приведена на рис. 2, где ВАУК – вычислитель автопилота угла крена; ВОУС – вычислитель ограничителя угловой скорости; ДУК – датчик угла крена; ДУС – датчик угловой скорости; СПЭ – сервопривод элеронов; АС – алгебраический селектор минимального сигнала.

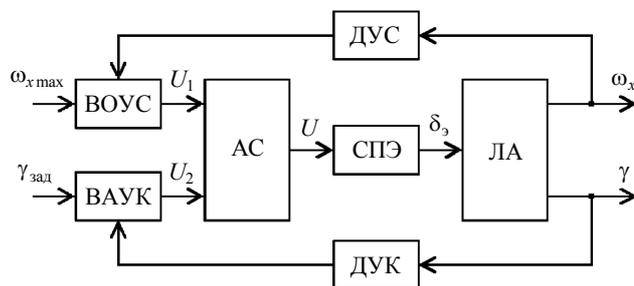


Рис. 2

Синтез данной САУ ЛА рассмотрен в работе [3]. Закон управления астатического автопилота угла крена со скоростной обратной связью:

$$p\delta_\varepsilon = k_\gamma(\gamma - \gamma_{\text{зад}}) + k_{\dot{\gamma}}p\gamma + k_{\ddot{\gamma}}p^2\gamma,$$

где  $k_\gamma, k_{\dot{\gamma}}, k_{\ddot{\gamma}}$  – передаточные числа автопилота.

Закон управления астатического автомата ограничения угловой скорости крена:

$$p\delta_3 = k_\omega (\omega_x - \omega_{x\max}) + k_{\dot{\omega}} p\omega_x,$$

где  $k_\omega, k_{\dot{\omega}}$  – передаточные числа автомата ограничения.

Результаты моделирования рассмотренной САУ угловым движением самолета (с использованием пакета Simulink системы MATLAB) приведены на рис. 3, где все величины даны в относительных единицах. Задающие воздействия каналов:  $\gamma_{\text{зад}} = 1$ ;  $\omega_{x\max} = 0,5$ . При этом  $\omega_x \leq 0,5$  и переходные процессы имеют плавный характер.

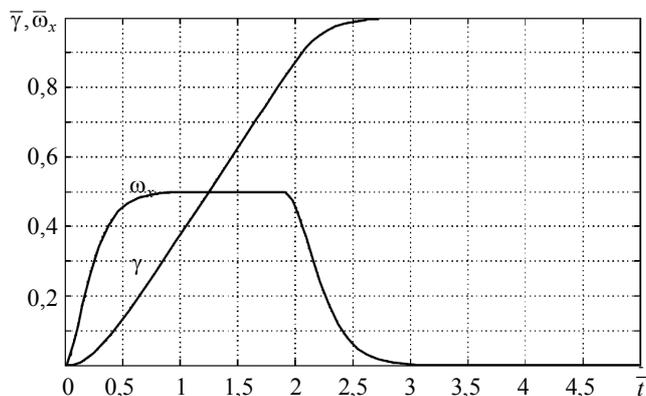


Рис. 3

На рассмотренную САУ ЛА получен патент [6].

### САУ углом курса с автоматом ограничения нормальной перегрузки ЛА

Поворот ЛА в горизонтальной плоскости требует создания центростремительной силы, направленной к центру кривизны траектории. Создание такой силы возможно за счет накренения ЛА на угол крена  $\gamma$ .

Как известно, одним из наиболее важных ограничений при таком движении ЛА является ограничение нормальной перегрузки  $n_y$ .

При правильном вираже сила веса  $G$  уравнивается вертикальной составляющей подъемной силы  $Y$ , выполняется условие  $G = Y \cos \gamma$ , и нормальная перегрузка равна [3, 4]

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Величина радиуса поворота (виража) при этом равна

$$R_b = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}},$$

где  $V$  – скорость виража;  $g$  – ускорение свободного падения.

Значение нормальной перегрузки при малых радиусах поворота и при больших углах крена может стать недопустимо большим.

Таким образом, при выполнении разворотов ЛА необходимо ограничение максимальных нормальных перегрузок.

Структурная схема САУ углом курса с автоматом ограничения нормальной перегрузки ЛА [7] приведена на рис. 4, где ВЗУК – вычислитель заданного угла крена; ВОМП – вычислитель ограничителя нормальной перегрузки; ДНП – датчик нормальной перегрузки; ДУ1 – датчик угла курса; ДУ2 – датчик угла крена.

Сигнал заданного угла курса  $\psi_{\text{зад}}$  с выхода датчика угла курса поступает на вход первого элемента сравнения, на другой вход которого поступает сигнал текущего значения угла курса  $\psi$  с выхода ДУ1. В соответствии с отклонением  $\Delta\psi = \psi_{\text{зад}} - \psi$  текущего значения угла курса  $\psi$  от заданного  $\psi_{\text{зад}}$  в ВЗУК формируется заданное значение угла крена  $\gamma_{\text{зад}}$ , которое сравнивается во втором элементе сравнения с

текущим значением угла крена  $\gamma$  с выхода ДУ2. На выходе второго элемента сравнения формируется сигнал  $U_1 = \Delta\gamma = \gamma_{\text{зад}} - \gamma$ .

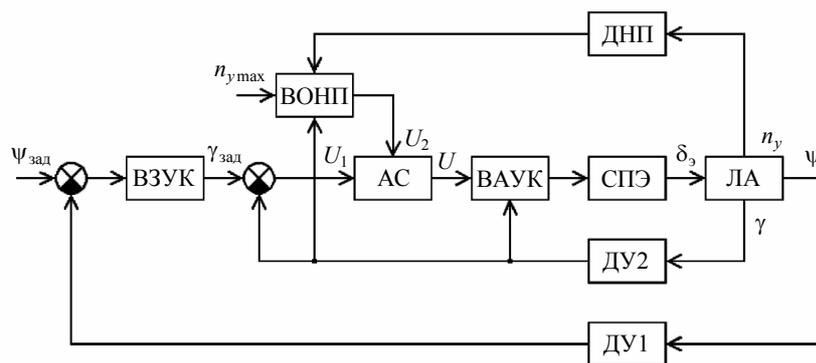


Рис. 4

Сигнал максимального значения нормальной перегрузки  $n_{y\text{max}}$  с выхода задатчика максимальной перегрузки поступает на вход вычислителя автомата ограничения перегрузки, на другой вход которого поступает сигнал текущего значения нормальной перегрузки  $n$  с выхода ДНП. На выходе вычислителя ограничителя нормальной перегрузки формируется сигнал  $U_2 = k_{\text{ВОИП}} \Delta n_y$ , где  $k_{\text{ВОИП}}$  – коэффициент передачи;  $\Delta n_y = n_{y\text{max}} - n_y$ .

Так как в данном случае необходимо ограничить максимальное значение нормальной перегрузки, то в рассматриваемой системе должен использоваться АС минимального сигнала

$$U = \min\{U_1, U_2\}.$$

Выходной сигнал  $U$  АС минимального сигнала АС поступает на вход ВАУК, выход которого поступает на вход статического СПЭ, изменяющего угол отклонения элеронов  $\delta_3$  летательного аппарата ЛА.

Закон автопилота угла крена соответствует выражению [7]

$$\delta_3 = k_\gamma (\gamma - \gamma_{\text{зад}}) + k_{\dot{\gamma}} p\gamma.$$

Так как нормальная перегрузка летательного аппарата обратно пропорциональна косинусу угла крена, то закон управления автомата ограничения нормальной перегрузки аналогичен закону автопилота угла крена, но для сохранения требуемых динамических характеристик данного канала управления коэффициент передачи  $k_{\text{ВАОП}}$  ВАОП должен изменяться прямо пропорционально косинусу угла крена

$$k_{\text{ваоп}} = \cos\gamma.$$

На рассмотренную САУ ЛА получен патент [8].

### САУ углом тангажа с автоматами ограничения предельных значений угла атаки и нормальной перегрузки ЛА

Как известно, величина подъемной силы крыла ЛА определяется следующим соотношением:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где  $c_y$  – коэффициент подъемной силы;  $S$  – площадь крыла в плане;  $\rho V^2 / 2$  – скоростной напор.

При увеличении угла атаки увеличивается коэффициент подъемной силы  $c_y$ . Однако он растет до определенного значения угла атаки, свыше которого наблюдается резкое падение коэффициента  $c_y$ . Угол атаки  $\alpha_{\text{кр}}$ , при котором  $c_y$  достигает максимального значения, называется критическим. Падение коэффициента подъемной силы при  $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$  объясняется тем, что на больших углах атаки происходит срыв потока с поверхности крыла и сильное вихреобразование.

Угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы равен нулю, называется углом нулевой подъемной силы  $\alpha_0$ . Диапазон углов атаки  $\alpha_0 \dots \alpha_{\text{кр}}$  называют диапазоном летных углов атаки.

Как было показано, одним из наиболее важных ограничений при полете ЛА является ограничение нормальной перегрузки  $n_y$ . Ее значение в опорном движении не должно превышать эксплуатационного ограничения  $n_y^3$ , которое зависит от класса ЛА [3, 4].

Структурная схема САУ углом тангажа с автоматами ограничений предельных значений угла атаки и нормальной перегрузки ЛА приведена на рис. 5. Здесь ВАУТ – вычислитель автопилота угла тангажа; ВОУА – вычислитель ограничителя угла атаки; ВОНП – вычислитель ограничителя нормальной перегрузки; ДУТ – датчик угла тангажа; ДУА – датчик угла атаки; ДНП – датчик нормальной перегрузки; СПРВ – сервопривод руля высоты.

Синтез астатических автопилота угла тангажа и автомата ограничения угла атаки подробно рассмотрен в работах [3, 9].

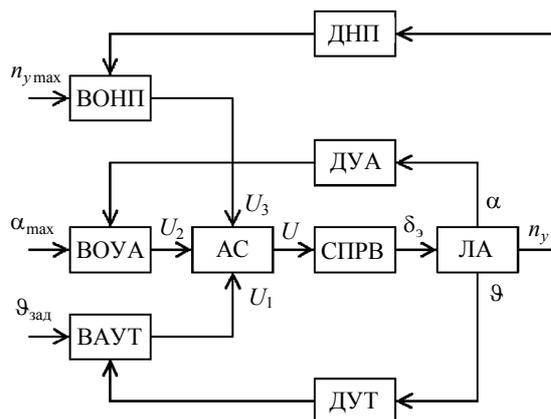


Рис. 5

Закон управления автомата ограничения нормальной перегрузки:

$$p\delta_v = k_{n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y\text{огр}}) + k_{\dot{n}_y} p\Delta n_y + k_{\ddot{n}_y} p^2\Delta n_y,$$

где  $\Delta n_y(t) = n_y(t) - 1$  – приращение нормальной перегрузки;  $k_{n_y}, k_{\dot{n}_y}, k_{\ddot{n}_y}$  – передаточные числа автомата ограничения.

На выходе ВАУТ формируется сигнал

$$U_1 = k_\vartheta (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}) + \frac{1}{p + n_{22}} (k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}} + p^2k_{\ddot{\vartheta}}) p\vartheta,$$

поступающий на первый вход АС. Здесь  $k_\vartheta, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$  – передаточные числа автопилота [3].

На выходе ВОУА формируется сигнал

$$U_2 = k_\alpha (\alpha - \alpha_{\text{огр}}) + k_{\dot{\alpha}} p\alpha + k_{\ddot{\alpha}} p^2\alpha,$$

поступающий на второй вход алгебраического селектора. Здесь  $k_\alpha, k_{\dot{\alpha}}, k_{\ddot{\alpha}}$  – передаточные числа автомата ограничения [3].

На выходе ВОНП формируется сигнал

$$U_3 = k_{n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y\text{огр}}) + k_{\dot{n}_y} p\Delta n_y + k_{\ddot{n}_y} p^2\Delta n_y,$$

поступающий на третий вход АС.

Так как в данном случае необходимо ограничить максимальные значения угла атаки и нормальной перегрузки, то в рассматриваемой системе необходимо использовать АС минимального входного сигнала

$$U = \min\{U_1, U_2, U_3\}.$$

Выходной сигнал  $U$  АС поступает на вход астатического сервопривода руля, изменяющего угол отклонения  $\delta_v$  руля высоты летательного аппарата.

На САУ углом тангажа и ограничения угла атаки ЛА получен патент [10].

## САУ угловым движением с ограничением вектора угловой скорости ЛА

Если распространить принцип построения САУ углом крена и ограничения угловой скорости крена на канал управления углом курса (рыскания) и канал управления углом тангажа, то можно реализовать САУ угловым движением с ограничением вектора угловой скорости ЛА (рис. 6):

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_x + \boldsymbol{\omega}_y + \boldsymbol{\omega}_z.$$

Вопросы исследования различных динамических характеристик логико-динамических САУ с АС каналов управления подробно рассмотрены в работе [5].

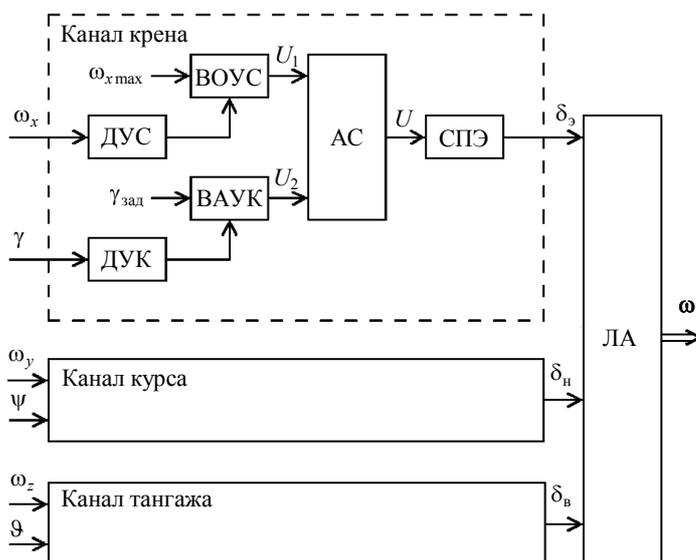


Рис. 6

Таким образом, при аэродинамическом управлении ограничение параметров ЛА может быть реализовано с помощью автоматов ограничений на основе рассмотренных логических алгоритмов. Аналогично могут быть решены задачи ограничения при управлении вектором тяги силовой установки ЛА.

По результатам исследования можно сделать вывод о том, что эффективным средством построения САУ с автоматами ограничений предельных параметров ЛА является алгебраический селектор каналов управления. Были рассмотрены вопросы синтеза САУ с автоматами ограничений для различных каналов управления угловым движением ЛА. Показано, что включение автомата ограничения в САУ ЛА с помощью алгебраического селектора позволяет обеспечить необходимую точность ограничения и плавные переходные процессы при переключении каналов.

Данная работа поддержана грантом РФФИ 14-08-00227.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чукулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.
2. Аэромеханика самолета. Динамика полета / Под ред. А.Ф. Бочкарева. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
3. Петунин В.И. Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. Т. 53. № 10. С. 18–24.
4. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. О.С. Гуревича. М.: Торус Пресс, 2011. 208 с.
5. Петунин В.И. Синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями на основе согласования и адаптации каналов управления: Автореф. дис. ... докт. техн. наук. Уфа: УГАТУ, 2011. 32 с.
6. Система автоматического управления углом крена и ограничения угловой скорости крена летательного аппарата: пат. 2430858 Рос. Федерация, № 2010107596/11; заявл. 02.03.2010; опубл. 10.10.2011, Бюл. № 28.
7. Петунин В.И., Неугодникова Л.М. Синтез системы автоматического управления углом курса и ограничения нормальной перегрузки летательного аппарата // Авиакосмическое приборостроение. 2012. № 11. С. 10–18.

8. Система автоматического управления углом курса и ограничения нормальной перегрузки летательного аппарата: пат. 2503585 Рос. Федерация, № 2012120843/11; заявл. 21.05.2012. опубл. 10.01.2014, Бюл. № 1.
9. Петунин В.И. Синтез законов управления канала тангажа автопилота // Вестник УГАТУ. 2007. Т. 9. № 2. С. 25–31.
10. Система автоматического управления углом тангажа и ограничения угла атаки летательного аппарата: пат. 2434785 Рос. Федерация, № 2010107693/11; заявл. 02.03.2010; опубл. 27.11.2011. Бюл. № 33.

Поступила в редакцию 21.01.15

## **Method for Constructing Automatic Control Systems with Restriction on Aircraft Critical Parameters**

V.I. PETUNIN AND L.M. NEUGODNIKOVA

*The problem on restriction of aircraft motion parameters is considered. The special features are noted of constructing the logical dynamic systems of automatic control with algebraic selectors for different control channels of aircraft angular motion. The problems of synthesizing such systems are considered. The simulation results are presented.*

**Automatic control system, aircraft, parameter restriction, algebraic selector**