

УДК 629.7.058

ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО СИНТЕЗА РЕЖИМА СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛА НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Алексей Алексеевич КУЗИН,

Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, д. т. н., профессор

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

E-mail: inbox@aomiea.ru

Рассмотрен подход к аналитическому синтезу режима автоматического управления в продольном канале путем идентификации размерных коэффициентов составляющих подъемной силы и момента тангажа с целью расчета постоянных времени и затухания характеристического полинома замкнутой системы, описывающей продольное угловое движение самолета. Расчет постоянных времени и затухания по результатам идентификации обеспечивает расчет оптимальных параметров контура управления угла наклона траектории. Синтезированный контур оценивался в рамках динамической модели тяжелого самолета, приведены результаты моделирования, показано влияние динамики приводов на переходные процессы с учетом введенного демпфирующего момента тангажа, повышающего качество управления перегрузкой.

Ключевые слова: *идентификация, динамическая система, желаемое качество, перерегулирование, коэффициент затухания, угол наклона траектории.*

APPLICATION OF ANALYTICAL SYNTHESIS OF THE MODE OF STABILIZATION OF THE INCLINATION ANGLE OF AN AIRCRAFT FLIGHT PATH BASED ON THE RE- SULTS OF IDENTIFICATION OF DYNAMIC PARAMETERS OF ANGULAR MOTION

Alexey A. KUZIN

Vladimir E. KULIKOV, D. Sc. in Engineering, professor,

'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

E-mail: inbox@aomiea.ru

An approach to the analytical synthesis of the automatic control mode in the longitudinal channel is considered by identifying the dimensional coefficients of the components of the lift force and pitching moment in order to calculate the time constants and damping of the closed characteristic polynomial of the system describing the longitudinal angular motion of the aircraft. Calculation of the time constants and attenuation of the circuit based on the identification results ensures the calculation of the optimal parameters of the overload control circuit for stabilizing the trajectory angle. The synthesized contour is evaluated within the framework of a dynamic model of a heavy aircraft, and a comparison is made of transient processes when changing the contour settings within the permissible range and taking into account the influence of the introduced pitch damping moment.

Keywords: *identification, dynamic system, desired quality, overshoot, damping coefficient, trajectory inclination angle.*

Синтез системы автоматического управления (САУ) проводится в целях построения системы отработки регулируемого параметра движения при обеспечении заданного качества управления. Общее решение задачи синтеза сводится к желаемому распределению корней динамической системы, учитывая вектор состояния системы и наблюдаемость ее параметров. На практике в процессе проектирования САУ и стремлении обеспечить требуемые характеристики переходных процессов замкнутого контура управления исходят из систем дифференциальных уравнений, описывающих пространственное движение объекта.

Постановка задачи синтеза САУ с определением на основе знаний о параметрах свободного движения распределения корней характеристического уравнения замкнутого контура, удовлетворяющего требованиям устойчивости и качества переходного процесса, является обратной задачей теории модального управления (ОЗМУ). Однако решение этой задачи на практике обычно основывается на эмпирических подходах к учету характеристик летательного аппарата.

Исследование характеристических полиномов высокой размерности для замкнутого контура управления, включающих динамические параметры неизменяемой части объекта, например, подсистемы выхода самолета на перегрузку, не позволяет устанавливать зависимости распределения корней от настроек параметров законов управления. При синтезе режима стабилизации вертикальной скорости полета методом ОЗМУ [1] была установлена аналитическая связь коэффициента усиления прямого тракта усиления от постоянной времени T_{n_y} контура перегрузки и относительного коэффициента затухания ξ_{n_y} . Однако параметры T_{n_y} и ξ_{n_y} напрямую не являются характеристиками аэродинамической базы данных самолета и требуют своего определения, в том числе и по результатам летных экспериментов. Возникает вопрос об установлении значений этих параметров и, при необходимости, их коррекции с помощью автоматов устойчивости и управляемости [2]. Эта задача может быть решена с помощью идентификации аэродинамических характеристик [3, 4] продольного движения самолета.

Задача формирования контура отработки перегрузки для получения назначенного относительного коэффициента затухания ξ_{n_y} рассмотрена в работе [5], в которой показана возможность формирования относительного коэффициента затухания с помощью демпфера угловой скорости тангажа ω_z .

Рассмотрим вопрос о совместном применении идентификации и формировании желаемого контура перегрузки для синтеза законов управления траекторным движением самолета.

На основании линеаризованных уравнений продольного движения [6] в предположении постоянства скорости полета $V = \text{const}$ и тяги $P = \text{const}$ можно записать следующую систему:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} = \Delta \omega_z - \bar{Y}_y^\alpha \Delta \alpha - \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}}, \\ \Delta \dot{\omega}_z = \bar{M}_z^\alpha \Delta \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\Delta \alpha$ — приращение угла атаки, $\Delta \omega_z$ — приращение угловой скорости вращения по поперечной оси самолета, $\Delta \delta_{\text{PB}}$ — приращение руля высоты относительно балансирующего значения, $\bar{Y}_y^\alpha, \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}}$ — коэффициенты соответственно производной подъемных сил крыла по углу атаки и стабилизатора по отклонению руля высоты размерности «с⁻¹», $\bar{M}_z^\alpha, \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}}$ — соответственно коэффициенты производных моментов по углу атаки и по отклонению руля высоты размерности «с⁻²», $\bar{M}_z^{\omega_z}, \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$ — соответственно коэффициенты производных моментов по угловой скорости тангажа и производной угла атаки размерности «с⁻¹».

Уравнения (1) записаны в системе измерений СИ. Заметим, что по правилу знаков, принятых в динамике движения летательных аппаратов [7], значения величин производных подъемной силы имеют положительные значения, а моментов — отрицательные значения. Поэтому в дальнейшем при выводе соотношений будем сохранять алгебраические знаки из уравнений (1)

На основании [8] с учетом ранее сделанных допущений для системы (1) уравнение для нормальной перегрузки примет вид:

$$\Delta n_y = \frac{V}{g} \left(C_y^\alpha \Delta \alpha + C_y^{\delta_{\text{PB}}} \Delta \delta_{\text{PB}} \right), \quad (2)$$

где Δn_y — приращение нормальной перегрузки в скоростной системе координат, V — модуль вектора воздушной скорости полета, g — ускорение свободного падения.

Представим систему (1) в матричной форме записи в преобразовании Лапласа, опуская для приращений переменных символ « Δ », а именно

$$\begin{bmatrix} p + \bar{Y}_y^\alpha & -1 \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^\alpha & p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(p) \\ \omega_z(p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \\ \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{\text{PB}}(p) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Используя правило Крамера, найдем передаточные функции по углу атаки угловой скорости тангажа по отклонению руля высоты

$$W_{\alpha}^{\delta_{\text{PB}}} (p) = \frac{\begin{bmatrix} -\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} & -1 \\ \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} & p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} p + \bar{Y}_y^{\alpha} & -1 \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^{\alpha} & p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix}} = \frac{-\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} p + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} + \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\omega_z}}{p^2 + (\bar{Y}_y^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) p - (\bar{M}_z^{\alpha} + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\omega_z})}. \quad (4)$$

$$W_{\omega_z}^{\delta_{\text{PB}}} (p) = \frac{\begin{bmatrix} p + \bar{Y}_y^{\alpha} & -\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^{\alpha} & \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} p + \bar{Y}_y^{\alpha} & -1 \\ -\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} p - \bar{M}_z^{\alpha} & p - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix}} = \frac{(\bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) p + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\alpha}}{p^2 + (\bar{Y}_y^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) p - (\bar{M}_z^{\alpha} + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\omega_z})}. \quad (5)$$

С учетом (4) и (5), изображение уравнения (2) примет вид

$$n_y (p) = W_{n_y}^{\delta_{\text{PB}}} (p) \cdot \delta_{\text{PB}} (p) = \frac{V}{g} \left[\bar{Y}_y^{\alpha} \cdot W_{\alpha}^{\delta_{\text{PB}}} (p) \cdot \delta_{\text{PB}} (p) + \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \cdot \delta_{\text{PB}} (p) \right]. \quad (6)$$

Из равенства (6) определяем передаточную функцию по перегрузке

$$\begin{aligned} W_{n_y}^{\delta_{\text{PB}}} (p) &= \frac{V}{g} \left(\bar{Y}_y^{\alpha} \cdot W_{\alpha}^{\delta_{\text{PB}}} (p) + \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \right) = \\ &= \frac{V}{g} \cdot \frac{\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} p^2 + \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} (-\bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) p + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\alpha}}{p^2 + (\bar{Y}_y^{\alpha} - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) p - (\bar{M}_z^{\alpha} + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\omega_z})}. \end{aligned} \quad (7)$$

На основании того, что производная подъемной силы по рулю высоты по сравнению с производной по углу атаки мала ($\bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \ll \bar{Y}_y^{\alpha}$), выражение (7) для передаточной функции по перегрузке может быть преобразовано к виду:

$$W_{n_y}^{\delta_{\text{PB}}} (p) = \frac{V}{g} \cdot \frac{\bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}} \bar{M}_z^{\alpha}}{p^2 + (\bar{Y}_y^{\alpha} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \bar{M}_z^{\omega_z}) p - (\bar{M}_z^{\alpha} + \bar{Y}_y^{\alpha} \bar{M}_z^{\omega_z})}. \quad (8)$$

Обратим внимание на то, что динамические системы движения по углу атаки (4), угловой скорости тангажа (5) и перегрузки (8) имеют один и тот же характеристический полином. Приведем выражения передаточных функций (5) и (8) к стандартному виду, для этого разделим их числители и знаменатели на свободный член характеристического полинома $(-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z})$ и, в итоге, получим следующие передаточные функции:

$$W_{\omega_z}^{\delta_{PB}}(p) = \frac{k_{\omega_z} (T_{\omega_z} p + 1)}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p + 1}, \quad (9)$$

$$W_{n_y}^{\delta_{PB}}(p) = \frac{k_{n_y}}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p + 1} \quad (10)$$

с параметрами:

$$T_{n_y} = \frac{1}{\sqrt{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z}}}, \quad \xi_{n_y} = \frac{\bar{Y}_y^\alpha - \bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z}}{2\sqrt{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z}}}, \quad (11)$$

$$k_{\omega_z} = \frac{C_y^\alpha M_z^{\delta_{PB}} - M_z^\alpha C_y^{\delta_{PB}}}{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \bar{M}_z^{\omega_z}}, \quad (12)$$

$$k_{n_y} = \frac{V}{g} k_{\omega_z}. \quad (13)$$

Анализ выражения (11) для относительного коэффициента затухания ξ_{n_y} показывает, что в случае недостаточного демпфирования движения самолета по перегрузке имеется возможность искусственного введения дополнительной составляющей в коэффициент производной момента по угловой скорости тангажа от демпфера тангажа

$$\Delta \bar{M}_z^{\omega_z} = \bar{M}_z^{\delta_{PB}} \cdot \mu_{\omega_z}, \quad (14)$$

где μ_{ω_z} — передаточное число демпфера, увеличивающего демпфирование углового движения самолета. Угловое движение свободного тяжелого самолета преобладающим образом имеет затухание, соответствующее относительному коэффициенту затухания в диапазоне $\xi_{n_y} \in [0,4, 0,8]$. Для построения контуров траекторного движения предпочтительно всегда иметь относительный коэффициент затухания $\xi_{n_y} > 0,8$.

В соответствии с этим определим желаемое значение коэффициента $\xi_{n_y}^{\text{ж}} > 0,8$ и найдем для него соответствующий коэффициент демпфирования μ_{ω_z} с помощью добавки к производной по угловой скорости тангажа (14) во втором уравнении (1), которое будет выглядеть следующим образом:

$$\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^\alpha \alpha + \left(\bar{M}_z^{\omega_z} + \Delta \bar{M}_z^{\omega_z} \right) \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \delta_{\text{PB}}. \quad (15)$$

Тогда на основании (11) с учетом (14) можно записать

$$\xi_{n_y}^{\text{ж}} = \frac{\bar{Y}_y^\alpha - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} - \left(\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \cdot \mu_{\omega_z} \right)}{2 \sqrt{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \left(\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \cdot \mu_{\omega_z} \right)}}. \quad (16)$$

Уравнение (16) имеет относительно искомого коэффициента μ_{ω_z} физически значимое решение

$$\mu_{\omega_z} = \frac{\bar{Y}_y^\alpha - \bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - 2\xi_{n_y}^{\text{ж}} \sqrt{\left(\bar{Y}_y^\alpha \right)^2 \left(\xi_{n_y}^{\text{ж}} \right)^2 - \left(\bar{Y}_y^\alpha \right)^2 + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \bar{Y}_y^\alpha - \bar{M}_z^\alpha - 2\bar{Y}_y^\alpha \xi_{n_y}^{\text{ж}}}}{\bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}}}. \quad (17)$$

Тогда, считая привод руля высоты безынерционным, получим передаточную функцию по угловой скорости тангажа с демпфером, обеспечивающим желаемый относительный коэффициент затухания $\xi_{n_y}^{\text{ж}}$, а именно:

$$W_{\omega_z \text{ Д}}^{\delta_{\text{PB}}^{\text{упр}}}(p) = \frac{-k_{\omega_z}^{\text{Д}} \left(T_{\omega_z}^{\text{Д}} p + 1 \right)}{\left(T_{n_y}^{\text{Д}} \right)^2 p^2 + 2\xi_{n_y}^{\text{ж}} T_{n_y}^{\text{Д}} p + 1}, \quad \delta_{\text{PB}}^{\text{упр}} = -\delta_{\text{PB}}, \quad (18)$$

с параметрами

$$T_{\omega_z}^{\text{Д}} = T_{\omega_z}, \quad T_{n_y}^{\text{Д}} = \frac{1}{\sqrt{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \left(\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \cdot \mu_{\omega_z} \right)}}, \quad (19)$$

$$k_{\omega_z}^{\text{Д}} = \frac{\bar{Y}_y^\alpha \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} - \bar{M}_z^\alpha \bar{Y}_y^{\delta_{\text{PB}}}}{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_y^\alpha \left(\bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\delta_{\text{PB}}} \cdot \mu_{\omega_z} \right)}.$$

В формуле (18) для правильного замыкания контура демпфирования введен управляющий сигнал руля высоты $\delta_{\text{PB}}^{\text{упр}}$, совпадающий по знаку с получаемой угловой скоростью тангажа, так как знак руля высоты δ_{PB}

и создаваемая им угловая скорость ω_z по определению имеют противоположные знаки. Замыкание по правилам структурных преобразований [9] свободного объекта (9) обратной связью демпфера при тех же по знаку руля условиях дает следующую передаточную функцию:

$$W_{\omega_z \text{ д}}^{\delta_{\text{рв}}^{\text{упр}}}(p) = \frac{-k_{\omega_z} (T_{\omega_z} p + 1)}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p - k_{\omega_z} T_{\omega_z} \mu_{\omega_z} p - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z} + 1}. \quad (20)$$

Нетрудно убедиться, что передаточные функции (18) и (20) тождественно равны, Передаточную функцию (20) удобно применять для построения системы управления по перегрузке, передаточная функция которой, с учетом (10) и (13), будет равна

$$W_{n_y \text{ д}}^{\delta_{\text{рв}}^{\text{упр}}}(p) = \frac{V}{g} \cdot \frac{-k_{\omega_z}}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p - k_{\omega_z} T_{\omega_z} \mu_{\omega_z} p - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z} + 1}. \quad (21)$$

Для получения эффекта следящей системы обработки заданной перегрузки (с астатизмом первого порядка по входному сигналу) передаточная функция по обработке заданной перегрузки с внутренним контуром демпфирования (20) может быть представлена в виде:

$$W_{n_y \text{ д}}^{n_y \text{ зад}}(p) = k_{\delta_{\text{рв}}^{\text{упр}}}^{n_y \text{ зад}} \cdot W_{n_y \text{ д}}^{\delta_{\text{рв}}^{\text{упр}}}(p), \quad k_{\delta_{\text{рв}}^{\text{упр}}}^{n_y \text{ зад}} = \frac{g(1 - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z})}{-V k_{\omega_z}} \quad (22)$$

или

$$W_{n_y \text{ д}}^{n_y \text{ зад}}(p) = \frac{1 - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z}}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p - k_{\omega_z} T_{\omega_z} \mu_{\omega_z} p - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z} + 1}. \quad (23)$$

Передаточная функция (22) обеспечивает переходное движение по перегрузке с заданным относительным коэффициентом затухания $\xi_{n_y}^{\text{ж}}$ и представляет собой идеальный вариант программной обработки перегрузки по прямой цепи без формирования обратной связи по перегрузке, но за счет точно рассчитанного по результатам идентификации прямого коэффициента усиления. Характеристики требуемого качества управления гарантируются рассчитанным указанным способом передаточным числом демпфера тангажа (17), включенного в работу автопилота.

В реальной системе управления самолета руль перемещается от силового рулевого привода, который, в свою очередь при включенной автоматическом управлении обрабатывает перемещение рулевой машины автопилота.

Передаточная функция рулевой машины [10] в линейном представлении описывается звеном второго порядка и имеет вид:

$$W_{\delta_{\text{рв}}}^{\delta_{\text{рм}}} (p) = \frac{1}{T_{\text{рм}}^2 p^2 + 2\xi_{\text{рм}} T_{\text{рм}} p + 1}, \quad (24)$$

где $T_{\text{рм}}$ — постоянная времени и $\xi_{\text{рм}}$ — относительный коэффициент затухания рулевой машины автопилота. Силовой привод руля достаточно представить [11] в виде аperiodического звена.

$$W_{\delta_{\text{рм}}}^{\delta_{\text{рв}}} (p) = \frac{1}{T_{\text{рп}} p + 1}, \quad (25)$$

где $T_{\text{рм}}$ — постоянная времени силового рулевого агрегата, механически отклоняющего руль высоты.

Структурная схема отработки заданной перегрузки с учетом динамики приводов и демпфером представлена на рис. 1.

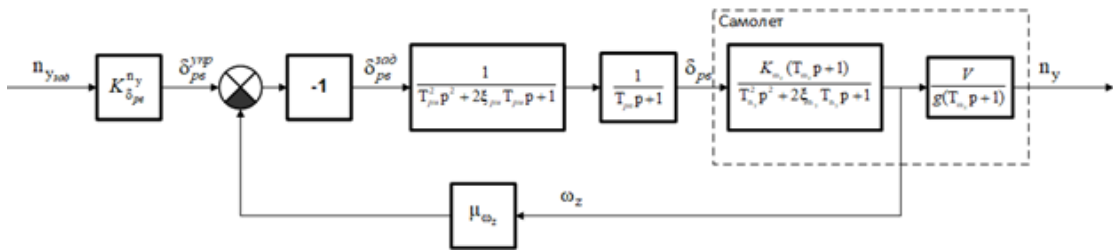


Рис. 1. Структура контура отработки перегрузки с приводами

Передаточная функция отработки заданной перегрузки, соответствующая структуре (рис. 1) примет вид:

$$W_{n_y, \text{д}}^{n_y, \text{зад}} (p) = \frac{a_0}{a_5 p^5 + a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0},$$

$$a_5 = T_{n_y}^2 T_{\text{рп}} T_{\text{рм}}^2, \quad a_4 = T_{n_y}^2 T_{\text{рм}}^2 + 2T_{\text{рп}} \xi_{\text{рм}} T_{n_y}^2 T_{\text{рм}} + 2\xi_{n_y} T_{n_y} T_{\text{рп}} T_{\text{рм}}^2,$$

$$a_3 = 2\xi_{\text{рм}} T_{n_y}^2 T_{\text{рм}} + T_{\text{рп}} T_{n_y}^2 + 2\xi_{n_y} T_{\text{рм}}^2 + 4\xi_{n_y} T_{\text{рм}} \xi_{\text{рм}} T_{n_y} T_{\text{рп}} + T_{\text{рп}} T_{\text{рм}}^2,$$

$$a_2 = T_{n_y}^2 + 4\xi_{\text{рм}} \xi_{n_y} T_{\text{рм}} + 2\xi_{n_y} T_{\text{рп}} T_{n_y} + T_{\text{рм}}^2 + 2T_{\text{рп}} \xi_{\text{рм}} T_{\text{рм}},$$

$$a_1 = T_{\text{рп}} + 2\xi_{n_y} T_{n_y} + 2T_{\text{рм}} \xi_{\text{рм}} - k_{\omega_z} T_{\omega_z} \mu_{\omega_z}, \quad a_0 = 1 - k_{\omega_z} \mu_{\omega_z}.$$

(26)

Как следует из (26), несмотря на пропорциональный способ управления, то есть когда получаемая перегрузка пропорциональна порции руля высоты, удалось добиться эффекта следящей системы по «отработке» заданной перегрузки за счет точного знания аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета. Система «контура» отработки нормальной перегрузки имеет астатизм первого порядка, не имея обратной связи по сигналу перегрузки. Такая возможность построения внутреннего контура перегрузки, необходимого для синтеза контуров траекторного движения самолета в вертикальной плоскости, определяется исходным свойством устойчивости свободного углового движения, которое скорректировано обратной связью демпфера по сигналу ω_z для получения желаемого качества переходного процесса. Здесь параметр движения скорости тангажа становится параметром траекторного движения с получаемой при этом перегрузкой, собственно искривляющей траекторию.

Получение «идеальной» (23) и реальной системы с учетом динамики рулевых приводов (26) основывается на точном получении основных трех параметров T_{n_y} , ξ_{n_y} и коэффициента усиления k_{ω_z} объекта управления. Эти параметры, как было показано, выражаются через размерные аэродинамические коэффициенты — составляющие подъемной силы и момента тангажа. Принципиальным преимуществом прямой идентификации размерных аэродинамических параметров при синтезе САУ по сравнению с безразмерными (что принято в аэродинамике) является независимость их получения от моментов инерции, центровки, массы самолета, скоростного напора и измерения числа Маха в полете, истинной воздушной скорости — факторов, влияющих на точность определения безразмерных коэффициентов.

Непосредственный аналитический учет аэродинамических свойств объекта управления в решении задачи формирования законов автоматического управления полетом самолета предполагает проведение идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения. Значимые результаты на практике показывает методика применения модифицированного метода Ньютона [12], использующая запись реакции движения самолета по угловой скорости тангажа и нормальной перегрузке на выполненные дачи руля высоты в диапазоне от 2° до -3° с интервалами фиксации руля 2–5 секунды. По этой методике была проведена идентификация параметров углового движения на участке полета тяжелого самолета на высоте $H = 1500$ м и приборной скорости $V_{пр} = 450$ км/ч, в результате чего получены оценки необходимых размерных аэродинамических коэффициентов, сведенные в таблицу 1.

Таблица 1. Оценки аэродинамических коэффициентов

$\bar{Y}_y^\alpha, \text{с}^{-1}$	$\bar{M}_z^\alpha, \text{с}^{-2}$	$\bar{M}_z^{\omega_z}, \text{с}^{-1}$	$\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}, \text{с}^{-1}$	$\bar{M}_z^{\delta_{\text{рв}}}, \text{с}^{-2}$	$\bar{Y}_y^{\delta_{\text{рв}}}, \text{с}^{-1}$
0,5967	-2,86	-1,1685	-0,398	-2,388	-0,00784

По формулам (11), (12) были получены следующие параметры продольного движения свободного самолета

$$T_{n_y} = 0,53 \text{с}, \xi_{n_y} = 0,57, k_{\omega_z} = -0,394 \text{с}^{-1}. \quad (27)$$

В теории автоматического управления [13, стр. 70] оптимальным по быстродействию и по перерегулированию (4,3%) для системы второго порядка является относительный коэффициент $\xi_{\text{опт}} = 1/\sqrt{2}$. На практике величина относительного коэффициента затухания по перегрузке ξ_{n_y} не должна быть менее 0,75 (с целью получения перерегулирования менее 2,8%). Исходя из этого, установим желаемое значение относительного коэффициента затухания для синтезируемого контура перегрузки равным

$$\xi_{n_y}^{\text{ж}} = 0,9. \quad (28)$$

С учетом полученных результатов определения параметров (27) для желаемого значения затухания (28), рассчитаем по формуле (17) передаточное число демпфера

$$\mu_{\omega_z} = 0,703 \quad (29)$$

Соответствующие значениям (28) и (29) параметры контура с демпфером, согласно (19), составляют следующие величины

$$T_{n_y}^{\text{д}} = 0,468 \text{с}, k_{\omega_z}^{\text{д}} = -0,307 \text{с}^{-1}. \quad (30)$$

По полученным данным (27), (30) и при найденных [14] параметрах динамических звеньев (24), (25) реальных приводов

$$T_{\text{рм}} = 0,14 \text{с}, \xi_{\text{рм}} = 0,8, T_{\text{рп}} = 0,065 \text{с} \quad (31)$$

были построены стандартные переходные процессы по перегрузке свободного самолета $n_y^{\text{своб}}(t)$, с идеальным демпфером $n_y^{\text{демф}}(t)$ и с реальным демпфером, учитывающим рулевую машинку САУ и силовой привод $n_{y \text{ привод}}^{\text{демф}}(t)$, изображенные на рис. 2 (стр. 56).

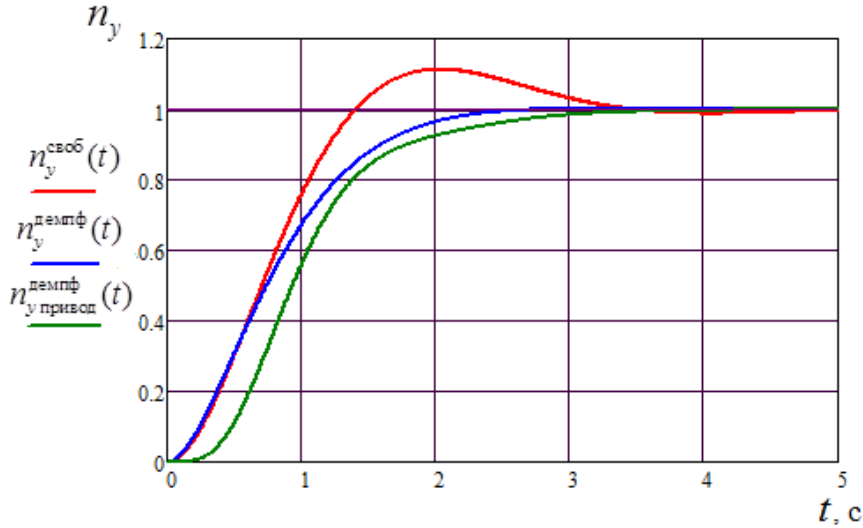


Рис. 2. Переходные процессы по перегрузке в свободном движении, с идеальным и реальным демпферами

Полученные переходные процессы имеют для свободного самолета перерегулирование 11,2% с желаемым демпфером 0,2%, а с учетом приводов не имеет перерегулирования. Сами привода практически не искажают переходное движение, сдвигая процесс по времени на 0,3...0,5 с, что в целом не оказывает влияния на результат синтеза по полученным с помощью (17), (19) параметрам (29), (30) и не требует уточнения перенастройки реального демпфера.

Покажем применение полученного результата формирования желаемого динамического контура нормальной перегрузки для синтеза режима стабилизации угла наклона траектории (УНТ) полета самолета. Представим структуру системы управления этим режимом аналогично системе управления вертикальной скорости полета [1], как показано на рис. 3.

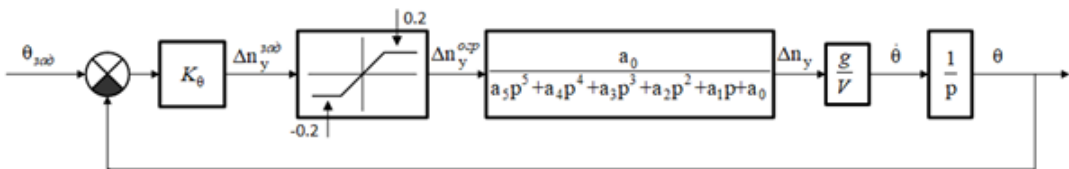


Рис. 3. Структурная схема контура обработки угла наклона траектории

В структуре контура учтены привода самолета и для обеспечения безопасности движения введено ограничение по приращению перегрузки, предусмотренное в требованиях к системе автоматического управления.

Для нашего случая улучшения демпфирования самолета коэффициент усиления контура управления углом наклона траектории k_θ связан с полученным в [1] коэффициентом усиления контура стабилизации вертикальной скорости следующим образом:

$$k_\theta = V \cdot k_{V_y}, \quad k_{V_y} = \frac{\sqrt{2\left(\xi_{n_y}^{\text{ж}}\right)^2 \xi_{n_y}^2 - 1} \cdot \left[\sqrt{2}\left(4\left(\xi_{n_y}^{\text{ж}}\right)^2 - 1\right) - 4\xi_{n_y}^{\text{ж}} \sqrt{2\left(\xi_{n_y}^{\text{ж}}\right)^2 - 1} \right]}{gT_{n_y}^{\text{д}}}. \quad (32)$$

Коэффициент (32) определяет долю приращения заданной перегрузки по рассогласованию заданного и текущего углов наклона траектории. Для рассмотренного выше режима полета самолета при полученных параметрах контура перегрузки (28–30) коэффициент прямого усиления равен

$$k_\theta = 7,143. \quad (33)$$

Передаточная функция идеального контура УНТ с безынерционными приводами на основании (23) и структуре замыкания (рис. 3) примет вид

$$W_{\theta_{\text{ид}}}^{\theta_{\text{зад}}}(p) = \frac{gk_\theta(1 - k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})}{VT_{n_y}^2 p^3 + V(2\xi_{n_y}T_{n_y} - k_{\omega_z}T_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^2 + V(1 - k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p + gk_\theta(1 - k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})}. \quad (34)$$

Передаточная функция в линейной зоне изменения перегрузки для реального контура УНТ с приводами, согласно рис. 3, примет вид

$$W_{\theta_{\text{пр}}}^{\theta_{\text{зад}}}(p) = \frac{gk_\theta a_0}{Va_5 p^6 + Va_4 p^5 + Va_3 p^4 + Va_2 p^3 + Va_1 p^2 + Va_0 p + gk_\theta a_0}. \quad (35)$$

Построим для систем (34) и (35) переходные процессы по углу наклона траектории при выходе самолета на $\theta_{\text{зад}} = 3^\circ$, показанные на рис. 4 (стр. 58).

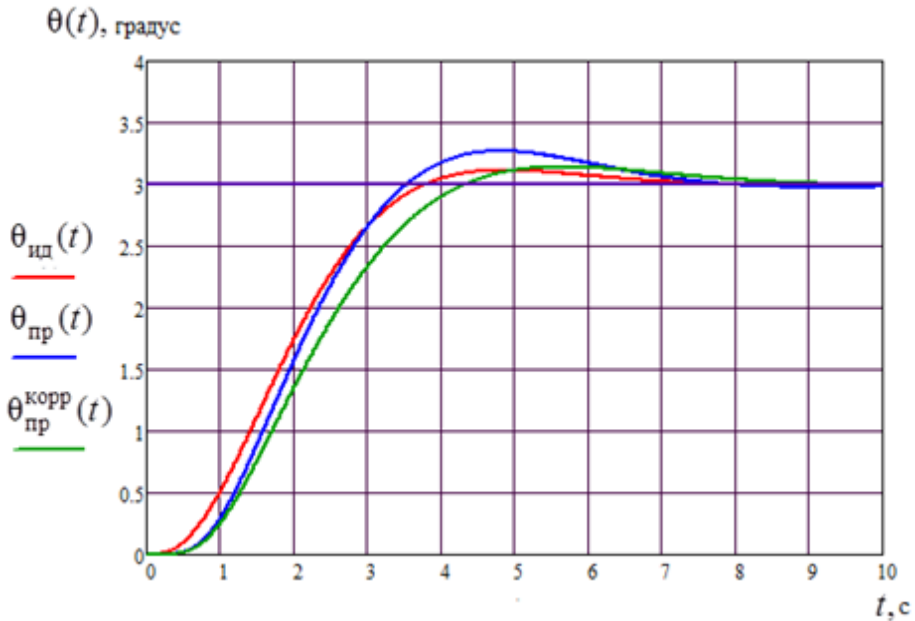


Рис. 4. Переходные движения по углу наклона траектории при выходе на заданный угол 3°

Идеальный контур обеспечивает перерегулирование 3,8%. Контур с включением приводов при таком же, как и для идеального контура коэффициенте $k_0(33)$, имеет перерегулирование по $\theta_{пр}$ 9%. Для его снижения достаточно уменьшения коэффициента усиления на 15% $k_0^{корр} = 0,85k_0$ с получением приемлемого перерегулирования 4,7%.

Рассмотрим на том же режиме полета реализацию синтезированного контура для отработки заданного угла наклона траектории в рамках полноразмерной модели тяжелого самолета, летящего со стабилизацией скорости под управлением автомата тяги, и оценим качество переходного процесса при рассчитанных по найденным аэродинамическим коэффициентам параметрах САУ. Результаты проверки показаны на рис. 5 при отработке $\theta_{зад} = 3^\circ$ и на рис. 6 при переключении с заданного угла $+5^\circ$ на угол -5° .

Анализ переходных процессов показывает, что перерегулирование по УНТ не превышает 3% при обеспечении заданных ограничений на приращении перегрузки $\pm 0,2$.

Полученный синтезированный контур отработки заданного угла наклона траектории регулируется напрямую через входящий в него коэффициент усиления, который в свою очередь является функцией от заданного коэффициента относительного затухания и постоянной времени контура отработки заданной перегрузки свободного самолета.

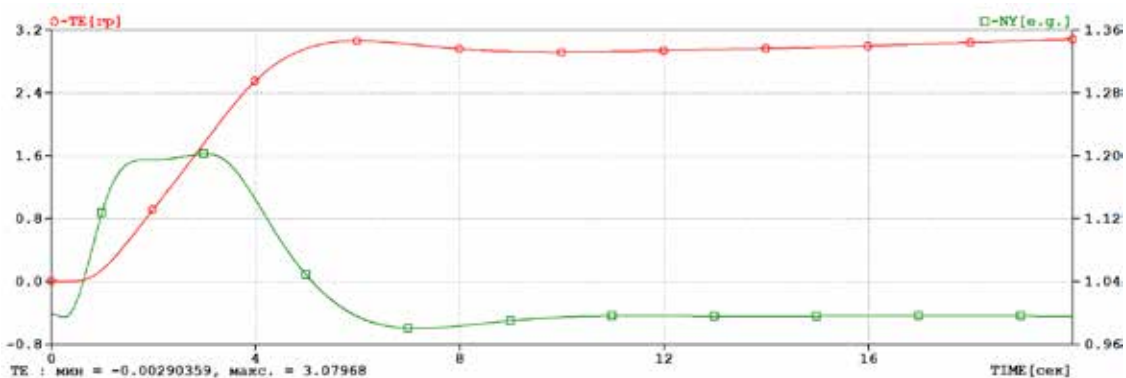


Рис. 5. График переходного процесса по углу наклона траектории и нормальной перегрузке синтезированного контура управления при отработке заданного значения +3

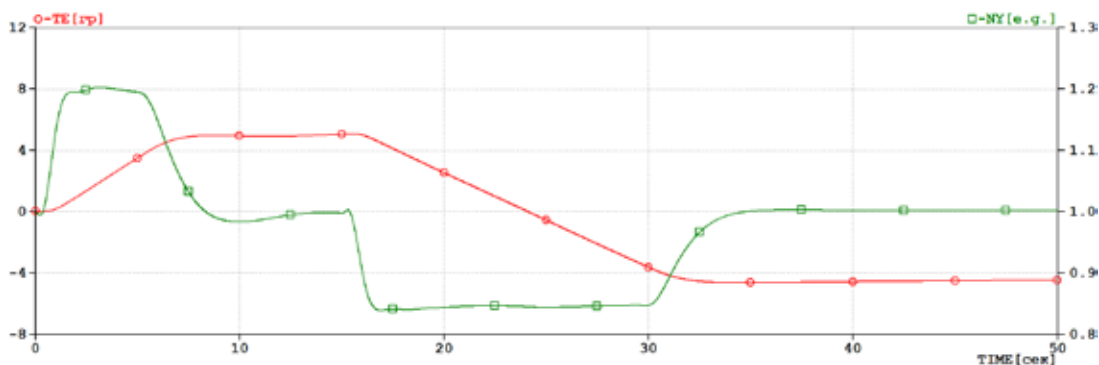


Рис. 6. График переходного процесса по углу наклона траектории и нормальной перегрузке при переключении заданного угла с +5° на -5°

Поскольку все параметры контура напрямую зависят от размерных коэффициентов, описывающих аэродинамические свойства объекта, необходимо учитывать, что значения параметров настройки САУ могут изменяться в зависимости от текущих высотно-скоростных параметров движения или изменении геометрии крыла при выпуске закрылков. В этих случаях задача синтеза будет требовать учета изменения параметров настройки как функций параметров высоты, скорости (числа М) и геометрии крыла. Таким образом, при изменении условий полета требуется коррекция передаточных коэффициентов полученного контура УНТ от указанных параметров.

В результате предложен способ синтеза контура отработки заданной угла наклона траектории по методу обратной задачи модального управления с применением идентификации аэродинамических параметров тяжелого самолета. Найденные размерные оценки аэродинамических коэффициентов используются в расчете параметров настройки синтезируемого контура по найденным аналитическим зависимостям. Такой подход позволяет обеспечивать требования к качеству переходных процессов автоматических режимов траекторного управления с возможностью гибкой настройки контура в эксплуатационном диапазоне применения летательного аппарата.

Литература

1. Куликов В. Е. Решение обратной задачи модального управления при синтезе регулятора минимальной размерности для режима стабилизации вертикальной скорости полета самолета. // Навигация и управление летательными аппаратами. – М.: МИЭА, Вып. 38, 2022. – С 39–59.
2. Ефремов А. В., Захарченко В. Ф., Овчаренко В. Н. и др. Динамика полета; под ред. Г. С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – С. 694–700.
3. Кулифеев Ю. Б. Дискретно-непрерывный метод идентификации непрерывных систем, Изв. АН СССР. Механика твердого тела. № 5, 1981. – С. 47–55.
4. Корсун О. Н. Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний. Мехатроника, автоматизация, управление. Приложение. № 06, 2008. – С. 2–7.
5. Куликов В. Е. Аналитический синтез демпфера тангажа с использованием аэродинамических параметров линеаризованных силовых уравнений продольного движения самолета. // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. – М.: МИЭА, Вып. 10, 2015. – С. 2–19.
6. Овчаренко В. Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. – М.: ЛЕНАНД, 2019. – 236 с.
7. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения, обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981.
8. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. / Под ред. Г. С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.
9. Кочетков Ю. А. Основы автоматики авиационного оборудования. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1975. – 454 с.

10. *Воронин С. Г.* Электропривод летательных аппаратов: Конспект лекций. Часть 1. – Челябинск: Издательство ЮУрГУ, 2006. – 171 с.
11. *Васечкин Ю. С.* Гидравлические приводы летательных аппаратов: учебное пособие. / Ю. С. Васечкин, Ю. Г. Оболенский. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. – 44 с.
12. *Корсун О. Н., Николаев С. В.* Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. // Мехатроника, автоматизация, управление. Т. 16, № 4, 2015. – С. 269–276.
13. *Бесекерский В. А., Попов Е. П.* Теория систем автоматического управления. / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов. – Изд. 4-е, перераб. и доп. – СПб.: Изд-во «Профессия», 2003. – 752 с.
14. *Куликов В. Е., Куликов В. В., Юрченко Д. Б.* Модель наблюдения в пространстве фазовых координат рулевого привода самолета. // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. – М.: МИЭА, Вып. 20, 2018. – С. 62–76.