СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С УЧЁТОМ УПРУГОСТИ КРЫЛА

AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF LATERAL MOTION OF A MEDIUM-LINE AIRCRAFT TAKING INTO ACCOUNT WING ELASTICITY



УДК 681

Рыбников Сергей Игорьевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры "Системы автоматического и интеллектуального управления", Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва

Нгием Суан Хой, магистрант 2 курс, институт «Системы управления, информатика и электроэнергетика", Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва

Аннотация. В статье анализируется система автоматического управления боковым движением среднемагистрального самолёта с учётом упругости крыла. Рассматриваются математические модели среднемагистрального самолёта как объекта системы автоматического управления в боковом движении и системы автоматического управления со статическим и астатическим автопилотом.

Annotation. The article analyzes the system of automatic control of the lateral movement of a medium-range aircraft, taking into account the elasticity of the wing. Mathematical models of a medium-haul aircraft as an object of an automatic control system in lateral movement and an automatic control system with a static and astatic autopilot are considered.

Ключевые слова: система автоматического управления, боковое движение, среднемагистральный самолёт, упругость крыла, математическая модель.

Key words: automatic control system, lateral movement, medium-range aircraft, wing elasticity, mathematical model.

Введение

Современный авиационный сектор претерпевает существенные изменения, обусловленные такими факторами, как увеличение интенсивности воздушного движения и потребности в оперативном согласовании, возрастание сложности авиационных операций и их регуляции, расширение возможностей, связанных с развитием цифровых технологий и появлением новых подходов и методов обеспечения более эффективных, совершенных и устойчивых способов полётов [1]. Эти изменения, включающие целенаправленную решительную интеграцию систем автоматизации управления, приводят к заметным положительным результатам: расширению доступа к средствам снижения опасностей и угроз, наличию технологий для совершенствования комфорта и содействия пассажиров и сокращения рабочей нагрузки персонала при условии одновременного повышения эффективности управления полётом и обеспечения его безопасности.

Для дальнейшего увеличения топливной эффективности маневрирования среднемагистральных самолётов (СМС) и безопасности полётов необходимо расширение функциональности бортовых систем автоматического управления (САУ) движением самолётов. При этом должны быть учтены особенности аэроупругого бокового движения крыла, влияющие на его гибкость [2].

Среднемагистральный самолёт как объект автоматического управления в боковом движении

САУ боковым движением СМС строится на основе специфики динамики полёта объекта управления. Математическая модель СМС, строящаяся для описания группы свойств реального объекта управления, представляет собой основу для описания и исследования процессов, происходящих в контурах управления, и базу для синтеза этих контуров [3].

Движение СМС как твёрдого тела, рассматриваемое в связанной системе координат, описывается при помощи уравнений Эйлера:

$$m\left(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) = X_1 - mg\sin\vartheta,$$

$$m\left(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) = Y_1 - mg\cos\gamma\cos\vartheta,$$

$$m\left(V_{z_x} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) = Z_1 + mg\sin\gamma\cos\vartheta,$$

$$I_x\dot{\omega}_x + \left(I_z - I_y\right)\omega_z\omega_y = M_{x1},$$

$$I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_{y1},$$

$$I_z\dot{\omega}_z + \left(I_y - I_x\right)\omega_x\omega_y = M_{z1},$$

где V_x, V_y, V_z – компоненты вектора путевой скорости, ω_x, ω_y, ω_z – компоненты вектора угловой скорости, X_1, Y_1, Z_1, M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} – компоненты силы и моменты, I_x, I_y, I_z – моменты инерции относительно главных осей, m – масса, g – ускорение силы тяжести, γ – угол крена, ϑ – угол тангажа.

Представленная уравнениями математическая модель соответствует любому твёрдому телу, обладающему шестью степенями свободы, поэтому для рассмотрения применительно к СМС требует конкретизации, заключающейся в раскрытии зависимостей моментов и сил от аэродинамических и прочих параметров движения, возмущающих воздействий и отклонений органов управления. Модель СМС как объекта САУ в боковом короткопериодическом движении в условиях спокойной атмосферы описывается следующей системой уравнений [4]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = -b_1(t)\omega_x - a_6(t)\omega_y - b_2(t)\beta - a_5(t)\delta_н - b_3(t)\delta_э; \\ \dot{\omega}_y = -b_6(t)\omega_x - a_1(t)\omega_y - a_2(t)\beta - a_3(t)\delta_н - b_5(t)\delta_э; \\ \dot{\beta} = b_7(t)\omega_x + a_8(t)\omega_y - a_4(t)\beta + b_4(t)\gamma - a_7(t)\delta_н; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - a_9(t)\omega_y + b_8(t)\gamma; \\ \dot{\psi} = a_{10}(t)\omega_y - b_9(t)\gamma. \end{cases}$$

где коэффициенты пропорциональны частным производным $a_{x1}^V = -\frac{1}{m}\left(\frac{\partial X_1}{\partial V}\right)_0, a_{x1}^\alpha = -\frac{1}{m}\left(\frac{\partial X_1}{\partial \alpha}\right)_0, \ldots$ и ω_x – угловая скорость крена, ω_y – угловая скорость рысканья, β – угол скольжения, α – угол атаки, γ – угол крена, $\delta_н$ – отклонение руля направления, $\delta_э$ – отклонение элеронов, ψ – угол рысканья.

Параметры уравнений могут быть зафиксированы, поскольку на плавных участках траектории маневрирования и при полете в эшелоне динамические характеристики СМС достаточно стабильны [3].

Система автоматического управления боковым движением СМС

На практике актуально применение САУ углом крена СМС, обладающих существенно упругим по вариативному критерию крылом, при изменении параметра которого наблюдается встречное изменение энергоэкономичности управления и быстродействия системы с сохранением высокого качества происходящих переходных процессов. Для СМС существенны аэроупругие движения крыла, учитываемые во время [5]:

- передачи управляющих воздействий к центроплану от наружных элеронов;
- изменения поперечного V крыла, оказывающего воздействие на поперечную устойчивость самолёта за счёт изменения нормальной перегрузки.

Для модального синтеза сложной САУ необходима её декомпозиция, при которой система демпфирования колебаний крыла рассматривается как внутренняя система. Демпфирование колебаний крыла СМС требуется для улучшения обтекания, приводящего к снижению индуктивного сопротивления и повышению управляемости подъёмной силы.

В САУ управляемое боковое движение принимается как горизонтальное и выполняемое посредством координированных разворотов при задействовании исполнительной системы управления углом крена. Математическая модель САУ рассматривается как линеаризованная и включает [6]:

1. Модель внутренней системы управления углом крена γ в виде хорошо демпфированного колебательного звена, описываемую уравнением

$$(s^2 + 2\xi\omega_\gamma s + \omega_\gamma^2(1 + k_v\gamma))\gamma(s) = \omega_\gamma^2\gamma_{задан}(s), |\gamma_{задан}| \leq \gamma_m$$

и содержащую следующие элементы:

- ω_γ – частота недемпфированных колебаний γ;
- ζ – коэффициент демпфирования;
- γ_m – уровень ограничения модуля для входного сигнала;
- $\gamma_{задан}$ – входной сигнал.

2. Вспомогательную позиционную связь по углу крена $k_v\gamma$ с пропорциональным углу крена коэффициентом. Она вызвана увеличением $V_{кр}$ упругого крыла при повышении нормальной избыточной перегрузки СМС, создаваемом для отражения потери вертикальной составляющей подъёмной силы крыла. Поскольку эта связь превращает модель в нелинейную, при создании САУ она заменяется линейным вариантом с коэффициентом $k_v\gamma_m/2$.

3. Дважды интегрирующее кинематическое звено $s^2z(s) = g\gamma$, при координированном развороте объединяющее изменение положения СМС относительно заданной траектории z и угол крена.

При полной наблюдаемости и управляемости системы и указанные параметры соответствуют алгоритму управления:

$$\gamma_{\text{задан}} = (K_{\omega_x} K_\gamma \dot{K}_z K_z)(\omega_x \gamma \dot{z} z)',$$

который в более общих обозначениях имеет вид:

$$u = (K(1)\ K(2)\ K(3)\ K(4))(x(1)\ x(2)\ x(3)\ x(4))',$$

где u – управляющее воздействие и $u = -KX$.

При моделировании САУ вместо регистрации поперечной скорости $\dot{z}$ предпочтительнее фиксировать связанный с ней размер угла курса относительно траектории $\psi = -\arcsin(\frac{\dot{z}}{V})$ [3]. Также при анализе САУ необходима математическая модель дополнительного энергетического расхода на управление, обусловленного работой силы лобового сопротивления при увеличении нормальной перегрузки. Для правильного разворота требуется дополнительная нормальная перегрузка, которая при крене обеспечит компенсацию потери вертикальной компоненты подъёмной силы крыла [5]:

$$\Delta n_{y\ \text{задан}} = Y/mg - 1 = 1/\cos|\gamma| - 1 \approx \gamma^2.$$

Для формирования дополнительной подъёмной силы крыла требуется увеличение его угла атаки, сопровождаемое возрастанием силы лобового сопротивления. Для поддержания стабильной скорости полёта необходимо повышать силу тяги двигателей на величину

$$\Delta P = (\frac{\Delta n_{y\ \text{задан}}}{K})m,$$

где K – аэродинамическое качество крыла, m – масса СМС.

Данная величина определяет косвенные энергозатраты на проведение координированного разворота СМС, то есть снижение среднего уровня крена, осуществляемое за допустимое время манёвра, энергетически экономично как по прямым затратам, сопряжённым с перемещением рулевых органов, так и по косвенным.

Если алгоритм управления осуществляется статическим автопилотом, то его коэффициенты принимают следующий вид:

$$u = -[K(1)\ K(2)\ K(3)\ K(4)][\omega_x(\gamma - \gamma_{задан})\delta_э r]',$$

где r – относительная ордината деформации, $\delta_э$ – компонента отклонения элеронов в анализируемом движении, ω_x – угловая скорость, γ – угол крена.

При реализации управления астатическим автопилотом коэффициенты аддитивного алгоритма управления имеют следующий вид:

$$u = -[K(1)\ K(2)\ K(3)\ K(4)\ K(5)][\omega_x \gamma \delta_э r \gamma_i = \int_0^t (\gamma - \gamma_{задан})\, dt]'.$$

Посредством введения интеграла по отклонению угла крена от заданного значения достигается снижение статической ошибки управления. Благодаря сглаживанию управляющего сигнала снижаются броски изгиба крыла и отклонения элеронов.

Заключение

Изгибная аэроупругость крыла вносит в САУ боковым движением СМС дополнительное самовыравнивание, а в случае управления углом крена посредством наружных элеронов – дополнительное запаздывание в управленческом тракте. Как статическая, так и астатическая система автоматического управления обеспечивает получение результативно управляемых динамических характеристик системы с сохранением высокого качества процессов управления, благодаря чему создаётся база для оперативной адаптации системы к меняющимся требованиям.

Список литературы

1. Абидарова А.А. Автоматизированная система в авиации: безопасность и концепция // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2020. – № 4. – С. 88-92.
2. Безуевский А.В. Особенности характеристик статической и динамической аэроупругости летательных аппаратов с крылом большого удлинения: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03 / Андрей Валерьевич Безуевский; ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. – Жуковский, 2019. – 151 с.
3. Нгуен Т.Ш. Аналитическое конструирование систем автоматического управления боковым движением среднемагистрального самолёта с учётом упругости крыла: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.01 / Тхань Шон Нгуен; Москов. авиац. ин-т (нац. исслед. ун-т). – Москва, 2018. – 142 с.
4. Нгуен Ш.Х. Комбинированная методика оптимального управления боковым движением среднемагистрального пассажирского самолёта: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.13.01 / Ши Хиен Нгуен; Москов. авиац. ин-т (гос. тех. ун-т). – Москва, 2008. – 20 с.
5. Рыбников С.И., Нгуен Т.Ш. Аналитическое конструирование системы демпфирования изгибных аэроупругих колебаний крыла самолёта // Труды МАИ. – 2017. – № 95. – 24 с.
6. Нгуен Т.Ш., Рыбников С.И. Аналитическое конструирование системы автоматического управления углом крена среднемагистрального самолёта с упругим крылом по вариативному критерию // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. – 2018. – № 6. – С. 104-111.

List of references

1. Abidarova A.A. Automated system in aviation: safety and concept // Bulletin of the Tula State University. Technical science. - 2020. - No. 4. - P. 88-92.
2. Bezuevsky A.V. Features of the characteristics of static and dynamic aeroelasticity of aircraft with a high aspect ratio wing: dis. ... Cand. tech. Sciences:

05.07.03 / Andrey Valerevich Bezuevsky; TsAGI them. NOT. Zhukovsky. - Zhukovsky, 2019 .-- 151 p.

3. Nguyen T.S. Analytical design of systems for automatic control of the lateral movement of a medium-range aircraft taking into account the elasticity of the wing: dis. ... Cand. tech. Sciences: 05.13.01 / Thanh Shon Nguyen; Moscow. Aviation in-t (national research. un-t). - Moscow, 2018 .-- 142 p.
4. Nguyen S.H. Combined technique for optimal lateral movement control of a medium-haul passenger aircraft: abstract of Ph.D. dis. ... Cand. tech. Sciences: 05.13.01 / Shi Hien Nguyen; Moscow. Aviation Institute (state technical university). - Moscow, 2008 .-- 20 p.
5. Rybnikov S.I., Nguyen T.S. Analytical design of a damping system for bending aeroelastic vibrations of an aircraft wing. Trudy MAI. - 2017. - No. 95. - 24 p.
6. Nguyen T.S., Rybnikov S.I. Analytical design of an automatic control system for the roll angle of a medium-range aircraft with an elastic wing according to a variational criterion // Modern Science: Actual Problems of Theory and Practice. Series: Natural and technical sciences. - 2018. - No. 6. - P. 104-111.