

ПОТРЕБНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ СИНТЕЗЕ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Актуальность и постановка задачи. Проблема обеспечения необходимого уровня устойчивости и управляемости летательных аппаратов (ЛА) возникла с самого начала развития авиации. Большинство первых самолетов и вертолетов имели неудовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости. Полет на этих аппаратах требовал сложной техники пилотирования и не обеспечивал требований безопасности полетов.

Для современного этапа развития авиационной техники характерны расширение диапазонов изменения параметров полета, многофункциональность, всережимность, повышение требований к точности управления. Вышеперечисленные факторы требуют соответствующих пилотажных свойств ЛА и необходимых характеристик устойчивости и управляемости.

Устойчивость и управляемость относятся к особенно важным характеристикам летательного аппарата, от которых во многом зависят безопасность полетов, точность и простота пилотирования и возможность реализации в полете летно-технических характеристик ЛА. Важным является также тот факт, что эксплуатационная область режимов полета многих современных ЛА ограничена исходя из недостаточного уровня устойчивости и управляемости ЛА на этих режимах.

Цель исследования. Таким образом, в настоящее время задача достижения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости ЛА является актуальной и требует своего решения при модернизации существующих и разработке перспективных образцов авиационной техники. При создании ЛА конструкторские бюро проектируют средства обеспечения устойчивости и управляемости (СОУУ) исходя из своего собственного опыта, используя при этом, как правило, классические средства, прошедшие апробацию на практике. В данной работе предлагается на уровне концепции метод синтеза СОУУ, позволяющий из всей совокупности альтернативных вариантов выбрать такие СОУУ, которые обеспечивают выполнение заданных условий полета и требуемый уровень пилотажных свойств с учетом имеющихся ограничений на диапазоны отклонения органов управления ЛА. Логико-структурная схема основных этапов предлагаемого подхода к синтезу СОУУ приведена на рис. 1.

Этапы формирования условий полета. Рассмотрим более подробно этапы формирования условий полета ЛА, соответствующих заданному режиму полета, и требований к потребному управлению ЛА.

Запишем закон изменения момента количества движения ЛА [1]:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_R - \vec{\omega} \times \vec{K}, \quad (1)$$

где \vec{K} – момент количества движения ЛА; \vec{M}_R – результирующий момент, действующий на ЛА; $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости вращения связанных с ЛА осей.

Проекция вектора \vec{K} на оси связанной с ЛА системы координат имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} K_x &= I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z; \\ K_y &= -I_{xy} \omega_x + I_y \omega_y - I_{yz} \omega_z; \\ K_z &= -I_{xz} \omega_x - I_{yz} \omega_y + I_z \omega_z. \end{aligned} \quad (2)$$

Если ЛА имеет плоскость симметрии, то $I_{xz} = I_{yz} = 0$ и уравнения (2) упрощаются.

Спроецируем вектор \vec{K} (1) с учетом уравнений (2) на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_x - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) &= M_{Rx}; \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x - I_{xy} (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) &= M_{Ry}; \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_{Rz}. \end{aligned} \quad (3)$$



Рисунок 1 – Логико-структурная схема основных этапов синтеза средств обеспечения устойчивости и управляемости ЛА

Правые части уравнений системы (3) имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 M_{Rx} &= (m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^{\delta_H} \delta_H) qSl = m_x qSl ; \\
 M_{Ry} &= (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_3} \delta_3 + m_y^{\delta_H} \delta_H) qSl = m_y qSl ; \\
 M_{Rz} &= (m_z(\alpha) + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\varphi_{ст}} \varphi_{ст}) qSb_a = m_z qSb_a ,
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

где α – угол атаки ЛА; β – угол скольжения ЛА; q – скоростной напор; m_x – коэффициент момента крена; m_y – коэффициент момента рыскания; m_z – коэффициент момента тангажа; δ_H – угол отклонения руля направления; δ_3 – угол отклонения элеронов; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла ЛА; $\varphi_{ст}$ – угол отклонения стабилизатора.

Систему уравнений (3) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{i_y \rho_x + i_{xy} \rho_y}{i_x i_y - i_{xy}^2}; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{i_x \rho_y + i_{xy} \rho_x}{i_x i_y - i_{xy}^2}; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{\rho_z}{i_z},\end{aligned}$$

где $\rho_x = m_x - i_{xy} \omega_x \omega_z + (i_y - i_z) \omega_y \omega_z$; $\rho_y = m_y + i_{xy} \omega_y \omega_z + (i_z - i_x) \omega_x \omega_z$; $\rho_z = m_z + (i_x - i_y) \omega_y \omega_x + i_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)$;

$$i_x = \frac{2I_x}{\rho V_\infty^2 S l}; \quad i_y = \frac{2I_y}{\rho V_\infty^2 S l}; \quad i_z = \frac{2I_z}{\rho V_\infty^2 S l}; \quad i_{xy} = \frac{2I_{xy}}{\rho V_\infty^2 S l}.$$

Систему (3) можно привести также к виду:

$$\begin{aligned}a_{11} \delta_3 + a_{12} \delta_n &= C_1; \\ a_{21} \delta_3 + a_{22} \delta_n &= C_2,\end{aligned}\tag{5}$$

где
$$a_{11} = \frac{i_y m_y^{\delta_3} + i_{xy} m_x^{\delta_3}}{xy}; \quad a_{12} = \frac{i_y m_x^{\delta_n} + i_{xy} m_y^{\delta_n}}{xy}; \quad a_{21} = \frac{i_x m_y^{\delta_3} + i_{xy} m_x^{\delta_3}}{xy}; \quad a_{22} = \frac{i_x m_y^{\delta_n} + i_{xy} m_x^{\delta_n}}{xy};$$

$$C_1 = \dot{\omega}_x - \frac{i_y \rho'_x + i_{xy} \rho'_y}{xy}; \quad C_2 = \dot{\omega}_y - \frac{i_x \rho'_x + i_{xy} \rho'_y}{xy}; \quad xy = i_x i_y - i_{xy}^2.$$

Исходя из (5) отклонение элеронов δ_3 и руля направления δ_n определяется следующим образом:

$$\delta_3 = \frac{\Delta \delta_3}{\Delta}; \quad \delta_n = \frac{\Delta \delta_n}{\Delta},$$

где
$$\Delta \delta_3 = \begin{vmatrix} C_1 & a_{12} \\ C_2 & a_{22} \end{vmatrix}; \quad \Delta \delta_n = \begin{vmatrix} a_{11} & C_1 \\ a_{21} & C_2 \end{vmatrix}; \quad \Delta = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{vmatrix}.$$

Угол отклонения стабилизатора можно определить из 3-его уравнения системы (3):

$$\begin{aligned}\varphi_{ст} &= [I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) - (m_z(\alpha) + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\omega_z} \omega_z) q S b_a] \times \\ &\quad \times \frac{1}{m_z^{\varphi_{ст}} q S b_a}.\end{aligned}\tag{6}$$

Входящие в систему (3) угловые скорости ω_x , ω_y , ω_z находятся из уравнений связи между угловыми скоростями в скоростной и связанной системах координат:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \omega_{xa} \cos \alpha \cos \beta + \omega_{ya} \sin \alpha - \omega_{za} \cos \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \sin \alpha; \\ \omega_y &= -\omega_{xa} \sin \alpha \cos \beta + \omega_{ya} \cos \alpha + \omega_{za} \sin \alpha \sin \beta + \dot{\beta} \cos \alpha; \\ \omega_z &= \omega_{xa} \sin \beta + \omega_{za} \cos \beta + \dot{\alpha}.\end{aligned}\tag{7}$$

Угловые скорости ω_{xa} , ω_{ya} , ω_{za} определяются из следующих кинематических соотношений:

$$\begin{aligned}\omega_{xa} &= \dot{\gamma}_a + \psi_a \sin \vartheta_a; \\ \omega_{ya} &= \psi_a \cos \gamma_a \cos \vartheta_a + \dot{\vartheta}_a \sin \gamma_a; \\ \omega_{za} &= \dot{\vartheta}_a \cos \gamma_a - \psi_a \cos \vartheta_a \sin \gamma_a.\end{aligned}\quad (8)$$

Входящие в уравнения (4), (6), (8) скорость V и углы ϑ_a , ψ_a , γ_a определяются с использованием уравнений динамики движения центра масс:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= g(n_{xa} - \sin \vartheta_a); \\ \dot{\vartheta}_a &= \frac{g}{V}(n_{ya} \cos \gamma_a - \cos \vartheta_a - n_{za} \sin \gamma_a); \\ \dot{\psi}_a &= -\frac{g}{V \cos \vartheta_a}(n_{ya} \sin \gamma_a + n_{za} \cos \gamma_a).\end{aligned}\quad (9)$$

В уравнения (9) входят перегрузки n_{xa} , n_{ya} , n_{za} , которые также являются неизвестными, поэтому в систему (9) необходимо добавить ряд дополнительных уравнений. В качестве таких уравнений будем использовать уравнения, которые описывают условия полета ЛА. Рассмотрим формирование дополнительных уравнений на примере задачи перехвата воздушной цели. В этом случае такими уравнениями являются кинематические уравнения наведения [2].

Уравнение для определения угла визирования запишем следующим образом (рис. 2):

$$\vec{l}\vec{V} - lV \cos \varepsilon = 0, \quad (10)$$

где ε – угол визирования истребителя, \vec{l} – вектор, точка приложения которого расположена в центре масс перехватчика, а конец – в центре масс цели.

Входящее в уравнение (10) расстояние l может быть определено из следующего соотношения:

$$l = \sqrt{(X_{gц} - X_g)^2 + (Y_{gц} - Y_g)^2 + (Z_{gц} - Z_g)^2}, \quad (11)$$

где X_g , Y_g , Z_g – текущие координаты истребителя; $X_{gц}$, $Y_{gц}$, $Z_{gц}$ – текущие координаты цели.

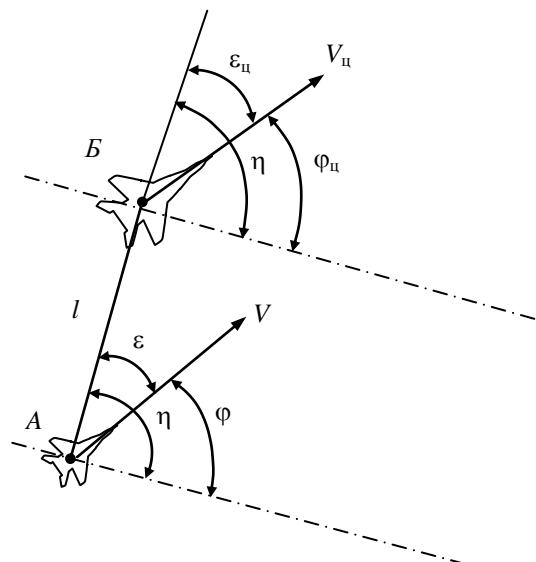


Рисунок 2

Текущие координаты цели и скорость цели $V_{ц}$ считаются известными.

Скорость сближения $V_{сб}$ перехватчика с целью определяется из уравнения:

$$V_{сб} = k_1 l + V_{сбк}, \quad (12)$$

где $V_{сбк}$ – известная конечная скорость сближения перехватчика с целью при $l = 0$; k_1 – коэффициент пропорциональности.

Исходя из кинематических соотношений при перехвате воздушной цели можем записать:

$$V_{сб} = V \cos \varepsilon + V_{ц} \cos \varepsilon_{ц}. \quad (13)$$

Из выражения (13) следует, что скорость полета равна:

$$V = \frac{V_{сб} - V_{ц} \cos \varepsilon_{ц}}{\cos \varepsilon}. \quad (14)$$

Коэффициент k_1 в уравнении (10) может быть определен из уравнения (11) для известных начальных условий в момент времени $t = 0$:

$$V = V_0; l = l_0; \varepsilon = \varepsilon_0; V_{ц} = V_{ц0}; \varepsilon_{ц} = \varepsilon_{ц0}.$$

Для величины k_1 получаем:

$$k_1 = \frac{V_{сбк} - V_0 \cos \varepsilon_0 - V_{ц0} \cos \varepsilon_{ц0}}{l_0}. \quad (15)$$

С учетом (15) выражение для скорости сближения ЛА с целью примет следующий вид:

$$V_{сб} = (V_{сбк} - V_0 \cos \varepsilon_0 - V_{ц0} \cos \varepsilon_{ц0}) \frac{l}{l_0} + V_{сбк}. \quad (16)$$

После подстановки (16) в (14) получим:

$$V = \frac{(V_{сбк} - V_0 \cos \varepsilon_0 - V_{ц0} \cos \varepsilon_{ц0}) \frac{l}{l_0} + V_{сбк} - V_{ц} \cos \varepsilon_{ц}}{\cos \varepsilon}. \quad (17)$$

Проецируя скорость перехватчика V и скорость цели $V_{ц}$ на нормаль к линии визирования, получим еще одно дополнительное уравнение:

$$l\dot{\eta} = V \sin \varepsilon - V_{ц} \sin \varepsilon_{ц}, \quad (18)$$

где η – угол между линией отсчета и линией визирования.

Для углов может быть записано следующие соотношение:

$$\eta = \varepsilon + \varphi = \varepsilon_{ц} + \varphi_{ц}, \quad (19)$$

где углы φ и $\varphi_{ц}$ характеризуют направление в рассматриваемый момент времени скорости истребителя и цели относительно линии отсчета.

Кроме кинематических уравнений наведения в качестве дополнительного уравнения используем также уравнение переходного процесса по углу скольжения:

$$\beta = B_0 e^{-n_{обок} t} \sin(\omega_{обок} t + \varphi_{\beta}), \quad (20)$$

где B_0 – амплитуда коливань в початковий момент часу $t = 0$; $n_{0\text{бок}}$ – коефіцієнт затухання; $\omega_{\text{бок}}$ – собствена частота коливань; φ_β – початкова фаза коливань.

Для розрахунку положення ЛА використовуються наступні співвідношення:

$$\begin{aligned}\dot{X}_g &= V \cos \vartheta_a \cos \psi_a ; \\ \dot{Y}_g &= V \sin \vartheta_a ; \\ \dot{Z}_g &= -V \cos \vartheta_a \sin \psi_a .\end{aligned}\tag{21}$$

Висновки. Розв'язок одержаної системи рівнянь (3), (7), (8), (9), (10), (12), (13), (18), (20) дозволяє отримати траєкторію руху істребителя і потрібне відхилення його органів управління при атаці повітряної цілі, що використовується при синтезі СОУУ розробляваних і модернізованих ЛА.

Література

1. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динаміка самолета. Просторовий рух. – М.: "Машинобудування", 1983. – 320 с.
2. Андреевський В.В. і др. Аеромеханіка самолета. – М.: "Машинобудування", 1977. – 415 с.

УДК 629.7.001

Ковтонюк І.Б., Аніпко О.Б.

ПОТРІБНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИ СИНТЕЗИ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

У даній роботі пропонується на рівні концепції метод синтезу засобів забезпечення стійкості та керованості літального апарату, який дозволяє з усієї сукупності альтернативних варіантів вибрати такі, що забезпечують виконання заданих умов польоту та рівень пілотажних властивостей, які вимагаються, з урахуванням існуючих обмежень на діапазони відхилення органів керування літального апарату.

Kovtonyuk I.B., Anipko O.B.

REQUIRED CONTROL AT SYNTHESIS OF DEVICES WHICH PROVIDE STABILITY AND CONTROLLABILITY OF AIRCRAFT

The method of synthesis of devices which provide stability and controllability of aircraft is offered in this work at the level of conception, allowing from all of aggregate of alternative variants to choose such, which provide implementation of the set terms of flight and required level of pilotage properties taking into account present limits on the ranges of rejection of aircraft control.