

УДК 629.73

Динамическое поведение летательного аппарата с учетом влияния элементов системы автоматического управления.

Туркин И. К., Кондрашев Г.В.

Рассматривается упругий малогабаритный ЛА, вращающийся вокруг своей оси, имеющий скорость порядка 3-5 М, учитывается интенсивное продольное нагружение и, как следствие, продольное ускорение ЛА. При этом учитывается влияние на динамическое поведение ЛА типового электромеханического рулевого привода. Разработана математическая модель, имитирующая работу основных элементов рулевого привода. Уравнения динамики пространственного движения упругого ЛА модифицируются с учетом разработанной математической модели рулевого привода

математическое моделирование; колебания; рулевой привод; управление полетом

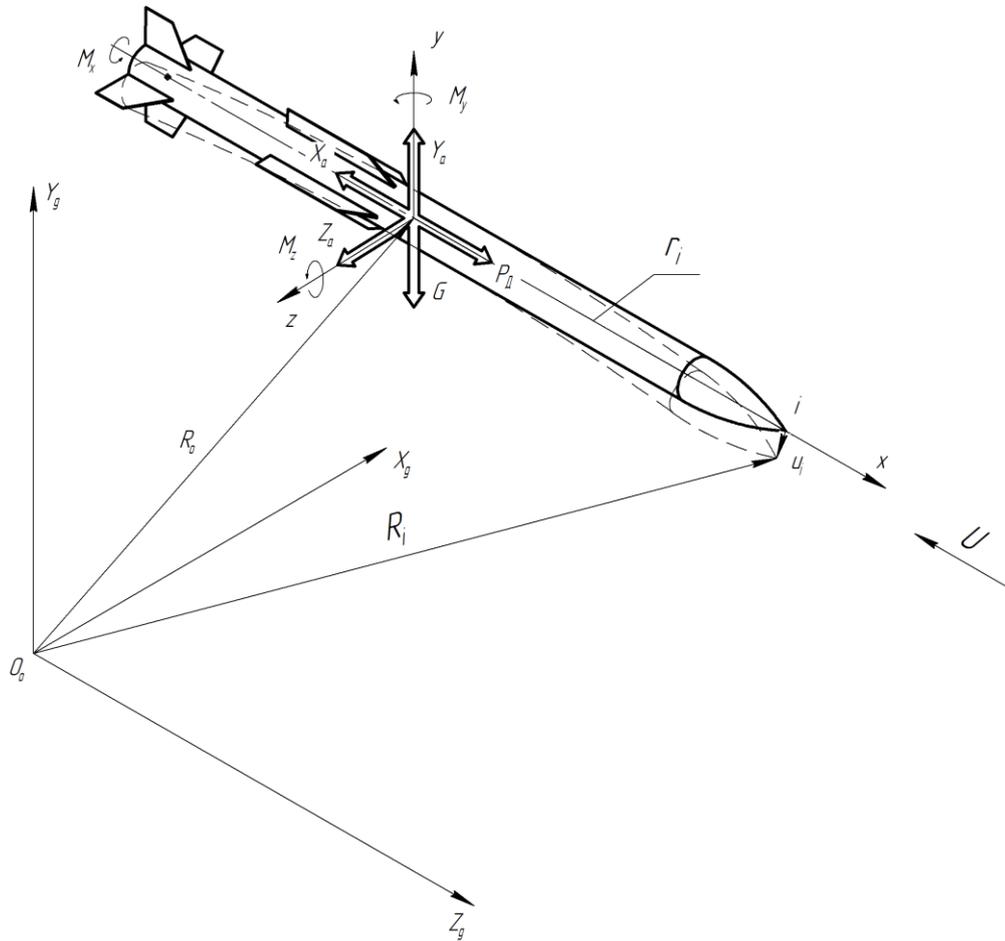
Постановка задачи

Движение ЛА рассматривается относительно земной системы координат $O_0x_gy_gz_g$, связанная система координат $Ox_cy_cz_c$, «средние» оси которой проходят через главные центральные оси инерции (см. рис. 1). Радиус-вектор произвольной точки деформируемого ЛА

$$\bar{R}_i = \bar{R}_0 + \bar{r}_i + \bar{u}_i \quad (1)$$

где \bar{R}_0 – радиус-вектор начала O связанных осей относительно неподвижной системы координат, \bar{r}_i – радиус-вектор точки i в связанных осях при рассмотрении ЛА в виде абсолютно твердого тела, \bar{u}_i – вектор относительного упругого перемещения точки i в связанных осях.

На рис. 1 введены обозначения X_a, Y_a, Z_a – соответственно продольная, нормальная и поперечная составляющие главного вектора аэродинамической силы; M_x, M_y, M_z – моменты крена, рыскания и тангажа; \bar{P}_δ – тяга двигателя, \bar{G} – вес ЛА.



Силы и моменты, действующие на ЛА в полете. Системы координат.

Рисунок 1

Математическую модель пространственного движения упругого ЛА сформулируем на базе уравнений динамики, нелинейных по кинематике и линеаризованных по аэродинамике и упругости, дополненных членами, учитывающими ее вращение и переменность массы во времени. Разрешающая система уравнений для ЛА в векторно-матричной форме имеет вид [1]:

$$\left\{ \begin{array}{l} M_o(\dot{\bar{V}} + \bar{\Omega} \times \bar{V}) = \bar{G} + \bar{P}_\delta + \bar{P}_a + \bar{F}_r + \bar{F}_k + \bar{F}_{ynp} \\ J\dot{\bar{\Omega}}_o + \bar{\Omega} \times J\bar{\Omega} = \bar{M}_\delta + \bar{M}_a + \bar{M}_k + \bar{M}_{ynp} \\ \dot{M}_o = \mu_{сек} \\ M_l[\ddot{q}_l + (2k_l\Omega_l + E_l^k)\dot{q}_l + (\Omega_l^2 - \Omega_{x,l}^2 - C_l^{Nx})q_l] = P_l + \bar{P}_\delta f_l, l = \overline{1, N_q} \end{array} \right. \quad (2)$$

Здесь введенные обозначения: M_o - масса аппарата; V – вектор скорости ЛА; $\bar{\Omega}$ - вектор угловой скорости вращения подвижных координат Ox, y, z ; \bar{P}_a, \bar{M}_a - главный вектор и главный момент аэродинамических сил; \bar{P}_o - тяга двигателя, вектор которой считается направленным вдоль строительной оси корпуса ЛА; \bar{M}_o - момент тяги двигателя; \bar{F}_r – силы, обусловленные перемещением центра масс ЛА относительно его корпуса.

$$\bar{F}_r = m\bar{a}_{ц.м.} + 2m\bar{\Omega} \times \bar{V}_{ц.м.} \quad (3)$$

Здесь m - масса топлива; $\bar{V}_{ц.м.}$, $\bar{a}_{ц.м.}$ – соответственно скорость и ускорение перемещения центра масс относительно корпуса, так как $m \times \bar{a}_{ц.м.}$ мало, приближенно можно записать

$$\bar{F}_r = 2m\bar{\Omega} \times \bar{V}_{ц.м.} \quad (4)$$

\bar{F}_k, \bar{M}_k – соответственно главный вектор и главный момент сил Кориолиса, возникающих в результате вращения ЛА вокруг центра масс и движения частиц топлива и газа относительно его корпуса:

$$\bar{F}_k = \int_V \bar{a}_k dm; \quad \bar{M}_k = \int \bar{r} \times \bar{a}_k dm \quad (5)$$

Где \bar{r} – вектор-радиус рассматриваемой частицы фиктивного твердого объема топлива V_T ; \bar{a}_k – кориолисово ускорение, определяемое векторным произведением $2\bar{\Omega} \times \bar{U}_r$, где \bar{U}_r - вектор относительной скорости движения частиц фиктивного твердого тела для момента времени t .

В системе уравнений (2) J – тензор инерции.

$$J = \begin{vmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{zx} & J_{zy} & -J_z \end{vmatrix} = \sum_{i=1}^N m_i \times \begin{vmatrix} y_i^2 + z_i^2 & -x_i y_i & -x_i z_i \\ -y_i x_i & x_i^2 + z_i^2 & -y_i z_i \\ -z_i x_i & -z_i y_i & x_i^2 + y_i^2 \end{vmatrix}, \quad (6)$$

включая осевые J_x, J_y, J_z и центробежные $J_{xy}=J_{yx}; J_{xz}=J_{zx}; J_{yz}=J_{zy}$ моменты инерции. m_i – масса i -ой материальной точки ($i = \overline{1, N}$)

Тензор можно вычислить по формуле

$$J = -mrr = mrr^T, \quad (7)$$

где введена вращательная матрица

$$r = -r^T = \begin{vmatrix} 0 & z & -y \\ -z & 0 & x \\ y & -x & 0 \end{vmatrix} \quad (8)$$

Величину m следует рассматривать как диагональную матрицу масс точек ЛА, x, y, z – координаты этих точек. Так же в (2) введены обозначения $\overline{F}_{упр}$, $\overline{M}_{упр}$ – главный вектор и главный момент управляющих сил, возникающих при отклонении рулевых поверхностей для изменения условий нагружения и ориентации ЛА в пространстве; $\mu_{сек}$ – секундный расход топлива через сечение сопла двигателя; q_l – искомое обобщение параметры упругих перемещений (амплитуды соответствующих форм колебаний), зависящие только от времени t , N_q – число удерживаемых форм в разложении.

$$\overline{u}_l = \sum_{i=1}^{N_{q_i}} f_{li} q_i \quad (9)$$

Далее Ω_l – частота собственных колебаний упругой системы по форме l , $\Omega_{x,l}$ – угловая скорость по крену; E_l^k – квадратная матрица, элементами которой являются коэффициенты демпфирования обусловленные силами Кориолиса и определяемые по формуле [2]:

$$e_{i,j} = 2 \int_0^L \mu(x) \frac{df_i}{dx} f_j dx, \quad (i = \overline{1, N_q}) \quad (10)$$

где $\mu(x)$ – массовый расход топлива через произвольное поперечное сечение по отношению к продольной оси x ЛА; f_i – форма i -го тона собственных колебаний упругой конструкции ЛА, L – длина ЛА; $C_l^{N_x}$ – квадратная матрица, элементы которой характеризуют влияние сжимающих и растягивающих сил в поперечных сечениях корпуса на вынужденные колебания конструкции. Элементы матрицы вычисляются в виде:

$$c_{i,j} = - \int_0^L N(x) \frac{df_j(x)}{dx} \frac{df_i(x)}{dx} dx + P_\partial f_l \frac{df_j(x)}{dx} \Big|_{x=L}, \quad (11)$$

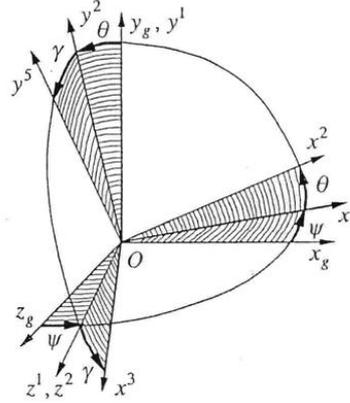
В уравнении (11) $N(x)$ – продольные сжимающие силы, действующие в поперечных сечениях корпуса:

$$N_x = j_m \int_0^x m(x) dx + \int_0^x X_0(x) dx \quad (12)$$

Здесь $m(x)$ – погонная масса ЛА, $X_a(x)$ – погонная сила аэродинамического сопротивления, j_m – интенсивность массовых сил, направленных против движения ЛА;

$$J_m = \frac{T_3}{m} \quad (13)$$

где $T_3 = P_d - X_a$ – эффективная тяга.



Нормальная и связанная системы координат и перевод одной системы в другую с помощью углов Эйлера.

Рисунок 2

Ориентация подвижной системы координат Ox_{yz} относительно неподвижной устанавливается с помощью параметров Родрига-Гамильтона $\lambda_i (i = 0,1,2,3)$ которые определяются по кинематическим соотношениям [3]:

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1, \quad (14)$$

Применение этих параметров в кинематических соотношениях дает :

$$\lambda_0 \dot{\lambda}_0 + \lambda_1 \dot{\lambda}_1 + \lambda_2 \dot{\lambda}_2 + \lambda_3 \dot{\lambda}_3 = 0 \quad (15)$$

Проекция векторов угловой скорости $\bar{\Omega}$ в связанной системе координат с помощью параметров Родрига-Гамильтона определяются по формулам:

$$\begin{aligned} \Omega_x &= 2(-\lambda_1 \dot{\lambda}_0 + \lambda_0 \dot{\lambda}_1 + \lambda_3 \dot{\lambda}_2 - \lambda_2 \dot{\lambda}_3) \\ \Omega_y &= 2(-\lambda_2 \dot{\lambda}_0 - \lambda_3 \dot{\lambda}_1 + \lambda_0 \dot{\lambda}_2 + \lambda_1 \dot{\lambda}_3) \\ \Omega_z &= 2(-\lambda_3 \dot{\lambda}_0 + \lambda_2 \dot{\lambda}_1 - \lambda_1 \dot{\lambda}_2 + \lambda_0 \dot{\lambda}_3) \end{aligned} \quad (16)$$

С углами Эйлера параметры $\lambda_i (i = \overline{0,3})$ соотносятся следующим образом (рис. 2)

$$\begin{aligned}
\cos \Theta &= \sqrt{1 - 4(\lambda_0 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2)^2} \\
\cos \Psi &= \frac{2(\lambda_0^2 + \lambda_1^2) - 1}{\cos \Theta} \\
\sin \Psi &= \frac{2(\lambda_1 \lambda_2 - \lambda_0 \lambda_3)}{\cos \Theta} \\
\cos \gamma &= \frac{2(\lambda_0^2 + \lambda_2^2) - 1}{\cos \Theta} \\
\sin \gamma &= \frac{2(\lambda_0 \lambda_1 - \lambda_2 \lambda_3)}{\cos \Theta} \\
\gamma &= \arctg \frac{2(\lambda_0 \lambda_1 - \lambda_2 \lambda_3)}{2(\lambda_0^2 + \lambda_2^2) - 1} \\
\Psi &= \arctg \frac{2(\lambda_0 \lambda_2 - \lambda_1 \lambda_3)}{2(\lambda_0^2 + \lambda_1^2) - 1} \\
\Theta &= \arcsin [2(\lambda_0 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2)]
\end{aligned} \tag{17}$$

При вычислении угла ψ учитывается, что при $\cos\psi>0$, $\sin\psi>0$ его значение лежит в первом квадранте углов; при $\cos\psi<0$, $\sin\psi>0$ – во втором; при $\cos\psi<0$, $\sin\psi<0$ – в третьем и при $\cos\psi>0$, $\sin\psi<0$ – в четвертом. Это же справедливо и при нахождении угла γ . Угол Θ меняется от $-\frac{\pi}{2}$ до $+\frac{\pi}{2}$; при $\Theta = \pm\frac{\pi}{2}$ ($\cos\Theta=0$) и в равенствах (17) имеется особенность «деления на нуль», что необходимо учитывать в вычислительном алгоритме.

В матричной форме кинематические соотношения можно записать:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = |V_x \ V_y \ V_z|^T |\tilde{\alpha}|, \tag{18}$$

где $\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix}$ – матрица производных координат $Ox_g y_g z_g$ по t , $V_x \ V_y \ V_z$ - проекции скорости полета.

Где элементами матрицы $|\tilde{\alpha}|$ служат коэффициенты $\tilde{\alpha}_{i,j}$ ($i, j = \overline{1,3}$) - направляющие косинусы, определяемые через параметры λ_i с помощью (17) и работы [3], [4].

Решение задачи динамики движения ЛА

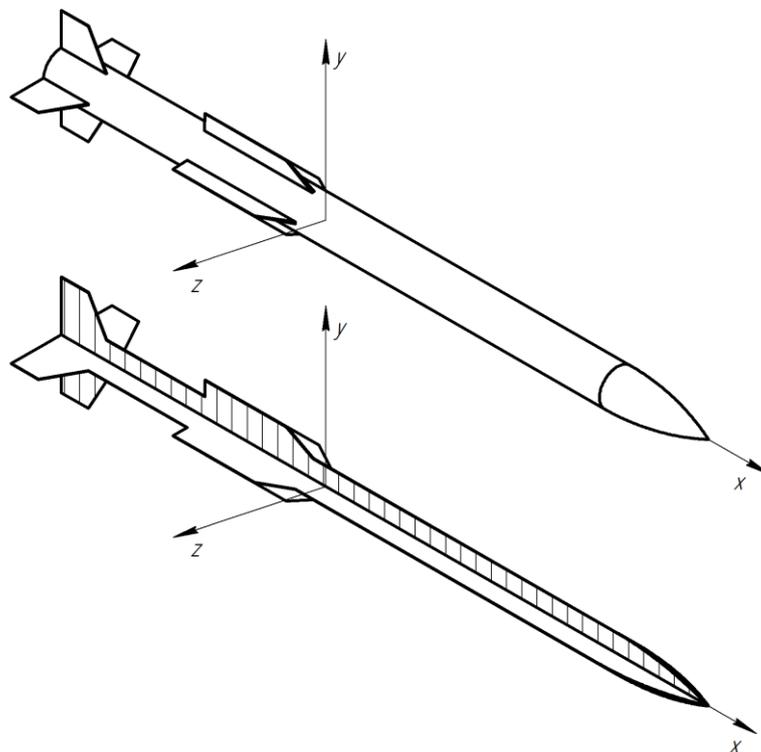
В итоге решения задачи динамики движения упругого ЛА при разгоне сводится к совместному интегрированию систем уравнений (2) и (18).

Аэродинамическая часть задачи аэроупругости ЛА решается в рамках модели идеальной сжимаемой «холодной» среды и модифицированного метода дискретных вихрей,

[5], [6]. Согласно [7] и [6] аппарат заменяется базовыми вертикальными и горизонтальными тонкими плоскими несущими поверхностями (рис. 3), которые покрываются семейством продольных и поперечных вихревых отрезков. Перемещения точек конструкции ЛА в уравнениях движения (2) в соответствии с методом заданных форм аппроксимируется собственными функциями. Конструкция ЛА характеризуется значительным разбросом частотных параметров ее составных элементов, упругая модель всего объекта строится на основе принципа декомпозиции в сочетании с МКЭ [8]. Принимается, что материал конструкции ЛА при нагружении подчиняется законам идеально упругого тела, а сама конструкция расчленяется на подконструкции (рис. 4) (надо учитывать конструктивное оформление ЛА).

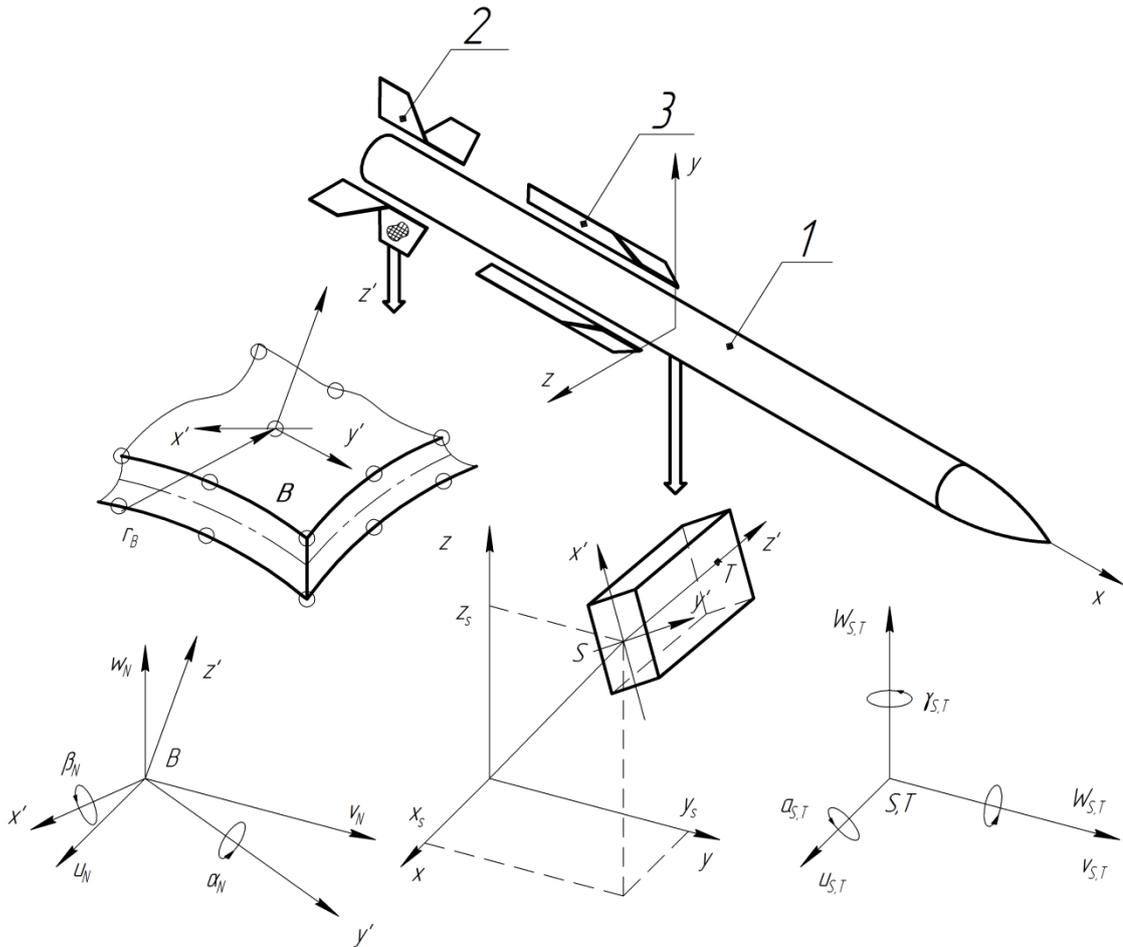
Корпус ЛА (1) моделируется упругой балкой с произвольно распределенными по длине массой, моментами инерции и жесткостями, которая согласно МКЭ аппроксимируется стержневыми конечными элементами (СКЭ) (рис. 4).

Управляющие поверхности (2, 3) ЛА заменяются оболочковыми конечными элементами (ОКЭ). Проблему нахождения собственных частот и форм упругих колебаний конструкции ЛА при совместном использовании принципа декомпозиции и МКЭ нужно решать методом одновременных итераций [9].



Схематизация ЛА базовыми несущими плоскостями.

Рисунок 3



Декомпозиция модели ЛА в сочетании с МКЭ.

Рисунок 4

Математическая модель электромеханического рулевого привода

В качестве элемента системы автоматического управления, влияющего на динамическое поведение летательного аппарата, был рассмотрен типовой электромеханический рулевой привод. Была составлена математическая модель, имитирующая работу основных элементов рулевого привода: блока управления, двигателя постоянного тока и шестеренчатого редуктора. Модель построена по модульному принципу, т.е. состоит из набора стандартных звеньев: апериодического, интегрирующего, дифференцирующего и т.п., что делает возможным создание модели привода с практически любой структурной схемой [10,11].

Рассмотрим алгоритм работы электромеханического рулевого привода. На вход привода поступает сигнал отклонить руль на угол $\delta_{\text{зад}}$, умножив его на масштабный коэффициент, получим напряжение, пропорциональное углу отклонения:

$$U_{\text{зад}} = \delta_{\text{зад}} \cdot k_{\text{вх}} \quad (19)$$

Далее определяется рассогласование по углу отклонения (20). Для обеспечения «отработки» входного воздействия привод охвачен отрицательной обратной связью по положению.

$$U_{\varepsilon} = U_{\text{зад}} - U_{\text{отр}} \quad (20)$$

Для обеспечения работы электродвигателей в структурную схему привода введен усилитель мощности:

$$U = \frac{k_y(T_1 S + 1)}{(T_2 S + 1)} \quad (21)$$

После усилителя напряжение, поступающее на электродвигатели ограничивается (22), в соответствии с номинальным рабочим напряжением бортовых источников питания:

$$U_{\text{дв}} = \begin{cases} U_{\text{max}}, & \text{если } U > U_{\text{max}} \\ -U_{\text{max}}, & \text{если } U < -U_{\text{max}} \end{cases} \quad (22)$$

При вращении в двигателе возникает противо-ЭДС. Она пропорциональна угловой скорости вращения вала двигателя:

$$U_E = K_E \cdot \omega_{\text{дв}} \quad (23)$$

Напряжение на якоре двигателя определяется соотношением:

$$U_{\text{я}} = U_{\text{дв}} - U_E \quad (24)$$

Ток на якоре с учетом сопротивления обмотки якоря $R_{\text{я}}$ и датчика тока R_0 :

$$I_{\text{я}} = \frac{U_{\text{я}}}{R_{\text{я}} + R_0} \quad (25)$$

Крутящий момент на валу двигателя пропорционален току якоря:

$$M_{\text{дв}} = I_{\text{я}} \cdot K_M \quad (26)$$

Рассмотрим кинематические соотношения для редуктора [12]. В целях сокращения времени вычисления и упрощения алгоритма расчета был выбран редуктор с одной ступенью с передаточным коэффициентом n . Схема редуктора показана на рис.5.

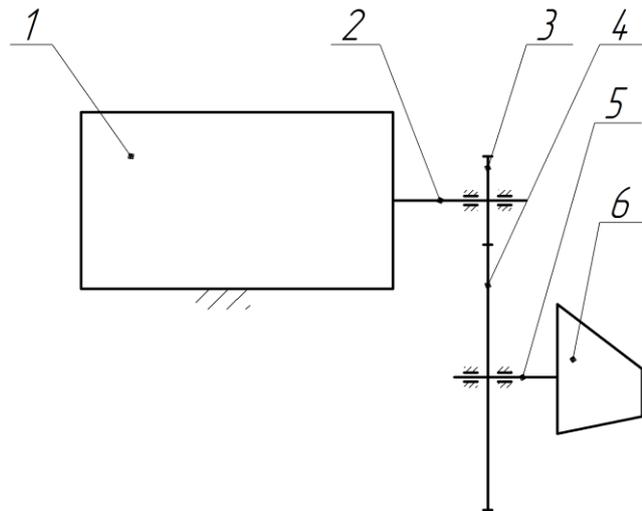


Схема редуктора.

Рисунок 5

На рисунке показаны: 1 – двигатель постоянного тока; 2 – вал двигателя; 3 – шестерня; 4 – зубчатое колесо; 5 – выходной вал редуктора; 6 – руль.

Рассмотренная в данной работе нелинейная модель рулевого привода содержит две обобщенные координаты («двухмассовая» модель) и учитывает люфт в редукторе.

Анализ кинематики привода

Анализ движения вала двигателя и выходного вала редуктора с учетом люфта. Люфт в данной модели представлен как угловое перемещение b между двумя положениями вала двигателя, в которых есть зацепление. Введем переменную $\Delta\varphi$ – текущий зазор между шестерней и колесом:

$$\Delta\varphi = \varphi_{\text{дв}} - \frac{\varphi_{\text{в}}}{n} \quad (27)$$

Анализ движения следует начинать с определения наличия люфта. Если $b \neq 0$, то есть люфт и далее следует определение величины зазора $\Delta\varphi$ и типа зацепления:

$$Z = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta\varphi \gg \frac{b}{2} \\ 0, & \text{если } -\frac{b}{2} < \Delta\varphi < \frac{b}{2} \\ -1, & \text{если } \Delta\varphi \ll -\frac{b}{2} \end{cases} \quad (28)$$

Если $b = 0$, то люфт отсутствует и параметр типа зацепления Z все время равен 1.

Для дальнейшего анализа кинематики привода следует ввести момент сопротивления движению (29), который является суммой внешнего момента аэродинамических сил $M_{\text{внеш}}$, приложенных к рулю, и момента трения $M_{\text{тр}}$. Момент сопротивления движению приведен к выходному валу 5 (см. рис.5).

$$M_{\text{сд}} = M_{\text{внеш}} + M_{\text{тр}} \quad (29)$$

Момент трения (30) состоит из момента сухого трения и момента вязкого трения (32):

$$M_{\text{тр}} = M_{\text{с.тр}} + M_{\text{в.тр}} \quad (30)$$

Знак момента сухого трения (31) соответствует знаку угловой скорости вращения выходного вала 5 (см. рис.5):

$$M_{\text{с.тр}} = \begin{cases} > 0, \text{ если } \omega_{\text{в}} > 0 \\ = 0, \text{ если } \omega_{\text{в}} = 0 \\ < 0, \text{ если } \omega_{\text{в}} < 0 \end{cases} \quad (31)$$

$$M_{\text{в.тр}} = K_{\text{в.м.тр}} \cdot \omega_{\text{в}} \quad (32)$$

В данной модели с люфтом рассматриваются два варианта движения зубчатых колес:

– зацепления нет (движение «в люфте»), двигатель и вал вращаются независимо друг от друга;

– зацепление есть.

Движение «в люфте».

$$\dot{\omega}_{\text{дв}} = \frac{M_{\text{дв}}}{J_{\text{дв}}} \quad (33)$$

$J_{\text{дв}}$ - приведенный момент инерции вала двигателя постоянного тока (паспортная характеристика).

$$\omega_{\text{дв}} = \dot{\omega}_{\text{дв}} \cdot \frac{1}{S} \quad (34)$$

$$\varphi_{\text{дв}} = \omega_{\text{дв}} \cdot \frac{1}{S} \quad (35)$$

$$\dot{\omega}_{\text{в}} = \frac{M_{\text{сд}}}{J_{\text{в}}} \quad (36)$$

$J_{\text{в}}$ – приведенный момент инерции выходного вала редуктора с нагрузкой.

$$\omega_B = \dot{\omega}_B \cdot \frac{1}{S} \quad (37)$$

$$\varphi_B = \omega_B \cdot \frac{1}{S} \quad (38)$$

Движение «в зацеплении».

$$\dot{\omega}_{ДВ} = \frac{M_{ДВ} + \frac{M_{СД}}{n}}{J_{ДВ} + \frac{J_B}{n^2}} \quad (39)$$

$$\omega_{ДВ} = \dot{\omega}_{ДВ} \cdot \frac{1}{S} \quad (40)$$

$$\varphi_{ДВ} = \omega_{ДВ} \cdot \frac{1}{S} \quad (41)$$

$$\omega_B = \frac{\omega_{ДВ}}{n} \quad (42)$$

Если $Z = 1$:

$$\varphi_B = \frac{\varphi_{ДВ} - \frac{b}{2}}{n} \quad (43)$$

Если $Z = -1$:

$$\varphi_B = \frac{\varphi_{ДВ} + \frac{b}{2}}{n} \quad (44)$$

Расчет отработанного угла отклонения руля:

$$\delta_{отр} = \varphi_B \quad (45)$$

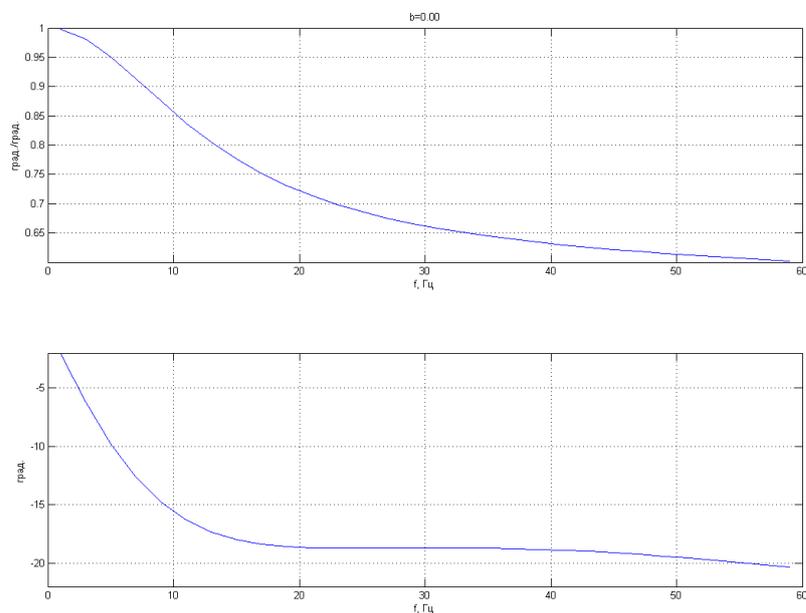
Преобразование «выходного» угла в напряжение:

$$U_{отр} = \delta_{отр} \cdot k_{ос} \quad (46)$$

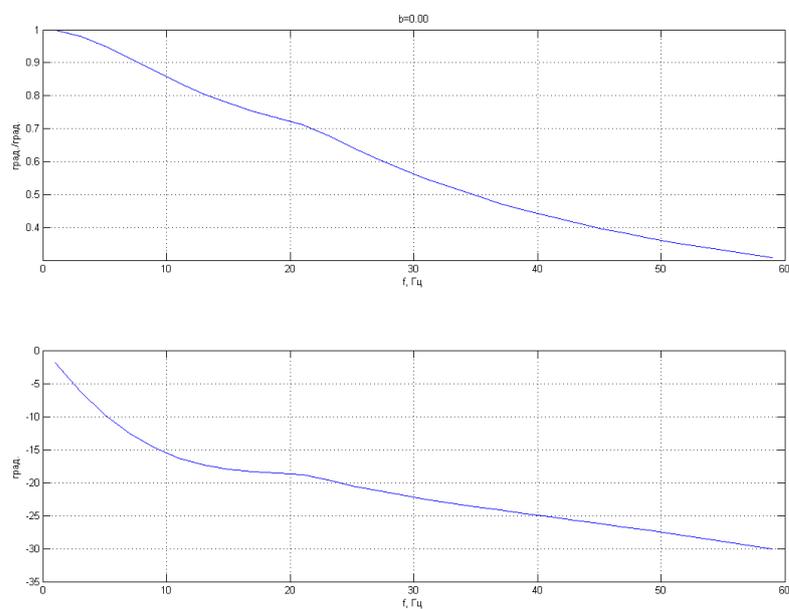
Особенностью математической модели является наличие двух интеграторов в прямой цепи, что может вызвать неустойчивость (особенно при неверно выбранном шаге численного интегрирования). Для повышения устойчивости в реальном приводе вводят дополнительные обратные связи, например, по угловой скорости вала двигателя, что видно в выражении (23) и используют различные варианты частотной коррекции.

Модель рулевого привода можно использовать отдельно от модели движения упругого летательного аппарата для построения частотных характеристик привода (см. рис. 6

и 7) и переходных процессов, исследования областей устойчивости по коэффициентам усиления, обратной связи и т.п. В данной работе модель привода является составной частью модели движения летательного аппарата (ЛА), формируя контур «упругий ЛА – САУ».



АЧХ и ФЧХ полученные с помощью модели рулевого привода ($\delta_{зад} = 0,2$ град) Рисунок 6



АЧХ и ФЧХ полученные с помощью модели рулевого привода ($\delta_{зад} = 5$ град) Рисунок 7

Соединение модели движения упругого летательного аппарата и модели электромеханического привода

Для соединения модели движения и модели привода необходимо модифицировать уравнения движения (2), раскрыв в уравнении сил составляющую $\overline{F}_{упр}$ и в уравнении моментов составляющую $\overline{M}_{упр}$.

Выражение для управляющей силы имеет следующий вид:

$$F_{упр} = C_y^\delta \cdot \delta \cdot q \cdot S \quad (47)$$

В зависимости от схемы ЛА выражение (47) для управляющей силы может менять знак: «+» для схемы «утка», «-» для нормальной схемы.

Выражение для управляющего момента:

$$M_{упр} = F_{упр} \cdot (\bar{x}_{цм} - \bar{x}_p) \cdot q \cdot S \cdot L \quad (48)$$

В выражении (48) $\bar{x}_{цм}$ и \bar{x}_p – относительные координаты положения центра масс и оси вращения руля соответственно, q – скоростной напор, L – длина ЛА, S – характерная площадь.

Угол $\delta = \delta_{отр}$ в выражение (47) поступает с выхода рулевого привода, таким образом контур «упругий ЛА – САУ» замыкается.



Контур «упругий ЛА – САУ»

Рисунок 8

Выводы

Была составлена комплексная модель, учитывающая влияние упругих деформаций ЛА в полете под действием аэродинамических сил и влияние элементов системы автоматического управления. В настоящее время ведутся исследования модели для различных вариантов ЛА и режимов полета.

Библиографический список

1. Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость конструкций // М: Физматлит, 2000. – 592 с.
2. Колесников К. С., Сухов В. Н. Упругий ЛА как объект автоматического управления,- М. Машиностроение, 1974. – 267 с.
3. Лурье А. И. Аналитическая механика – М: Физматгиз, 1961.
4. Бранец В. Н., Шмыглевский И. Т. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела – М: Наука, 1973.
5. Граськин С. С. Математическое моделирование отрывного обтекания тонких несущих поверхностей сжимаемым потоком газа // Известия ВУЗов Авиационная техника – 1991, №2, стр. 31-36.
6. Граськин С. С., Ништ М. И. Математическая модель отрывного обтекания несущих поверхностей сжимаемым потоком // Доклады АН, 1994; Т. 339, №3, стр. 335-341.
7. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа – М: Наука, 1971.
8. Кузнецов О. В. Модели для расчета частотного спектра неоднородных оболочечных конструкций // Известия АН СССР, М. Т. Т., 1987, №3, стр. 185-189.
9. Белостоцкий А. М. Модификация и применение численных методов к расчету плитно – оболочковых систем на сейсмические воздействия // Динамические характеристики и колебания элементов энергетического оборудования – М: Наука, 1960 – с. 41 -58.

10. Драчев Г.И. Теория электропривода: Учебное пособие к курсовому проектированию для студентов заочного обучения спец. 180400. 2-е издание, дополненное // Челябинск: Изд. ЮУрГУ, 2002. – 137 с.
11. Башарин А.В., Новиков В.А., Соколовский Г.Г. Управление электроприводами: учебное пособие для ВУЗов // Л.: Энергоиздат, 1982 – 392 с.
12. Фираго Б.И. Теория электропривода: учебное пособие // Мн.: ЗАО «Техноперспектива», 2004. -527 с.

Сведения об авторах

Туркин Игорь Константинович, профессор, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., профессор.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; e-mail: kafedra_602@mail.ru

Кондрашев Глеб Владиславович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: (495) 952-60-47; e-mail: termik5@mail.ru