

Виртуальная модель динамики маневренного самолета

А.З. ТАРАСОВ,
канд. техн. наук
(ПАО «ОАК» ОКБ Сухого,
Москва),
В.Н. ТИХОНОВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
pvl@mai.ru

Предложена методика формирования обобщенной математической модели динамики управляемого движения самолета на ранних стадиях проектирования авиационного комплекса, востребованной при опережающей отработке различных составных частей авиационного комплекса, а также в целях внешнего проектирования.

Математическое и полунатурное моделирование, виртуальная обобщенная модель движения, пилотажные характеристики самолета, нормирующие функции

При проектировании современных летательных аппаратов самолетного типа, являющихся составной частью сложных авиационных комплексов, часто на ранних этапах проектирования используются модели движения будущего самолета, для которого еще не сформирована база данных аэродинамических характеристик, а также законы работы и алгоритмы системы управления. Это необходимо для обеспечения разработки перспективных комплексов бортового оборудования [1], информационно-управляющей системы [2] и других самолетных систем [3], а также для решения задач внешнего проектирования [4, 5]. Разрешение указанного противоречия возможно применением упрощенной виртуальной модели динамики движения самолета с заданными и/или прогнозируемыми летными характеристиками [6].

Основное требование к виртуальной обобщенной модели состоит в том, что она должна обеспечивать приемлемое (желаемое, в зависимости от решаемой задачи) подобие с ожидаемой по результатам предварительных оценок динамикой движения самолета как относительно центра масс, так и по параметрам траекторного движения. Это требование предполагает возможность гибкой и быстрой адаптации модели под особенности динамических характеристик, обусловленные спецификой решаемой задачи. При этом определяющим является требование к возможности применения методики построения модели для широкого класса объектов, в том числе маневренных самолетов, в пределах условий стационарности и линейности их характеристик. Важнейшим является требование к вектору входных управляющих координат при полунатурном (стендовом) моделировании, которыми должны являться положения рычагов управления самолетом и рычагов управления двигателем, а также при необходимости внешние возмущения по поточным углам и/или скорости полета.

Обобщенная модель движения самолета должна описывать его как твердое тело с полным набором фазовых координат, характерных для самолета, – трех углов Эйлера (угол тангажа ϑ , угол крена γ , угол курса ψ), трех линейных координат в нормальной земной системе координат (H , X_g , Z_g), трех угловых скоростей (ω_x , ω_y , ω_z) в связанной системе координат, углов атаки α и скольжения β , а также скорости полета V [6]. Здесь и далее все обозначения и сокращения приведены в соответствии с ГОСТ 20058-80 [7] и работой [6].

Так как наиболее важным с точки зрения подобия движения по восприятию летчика является соответствие параметров внутренних контуров управления (короткопериодическое движение в продольном канале и быстрые движения в боковом канале) [8–10], целесообразно формировать параметры этих видов движения с использованием передаточных функций, а описание движения самолета выполнять с использованием полной системы уравнений пространственного движения по результатам управляющих воздействий (X_b , X_ω , X_n , $X_{руд}$) и внешних возмущений.

В этом случае параметры передаточных функций можно выбирать исходя из широко применяемых нормативных требований к пилотажным характеристикам самолетов [6, 8, 9, 11]. Такой подход положен в основу методики формирования виртуальной модели динамики маневренного самолета.

Модель строится по следующим основным принципам.

Используются полные кинематические дифференциальные уравнения углового движения самолета – уравнения Эйлера для углов ϑ , γ , ψ через угловые скорости вращения самолета относительно связанных осей координат. Допускаются и другие способы получения углов тангажа, крена и рыскания при заданных значениях угловых скоростей (направляющие косинусы, кватернионы и т. п.).

Используется полная система дифференциальных уравнений, описывающих изменения поточных углов α , β и изменения скорости полета V (уравнения сил), которые имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z + (\omega_y \sin \alpha - \omega_x \cos \alpha) \operatorname{tg} \beta - \frac{g}{V} \frac{n_{ye}}{\cos \beta} + \frac{g}{V} \frac{\sin \vartheta \sin \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha}{\cos \beta}; \\ \dot{\beta} = \omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha + \frac{g}{V} (n_z \cos \beta - n_{xe} \sin \beta) + \\ + \frac{g}{V} [(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \sin \beta + \cos \vartheta \sin \gamma \cos \beta]; \\ \dot{V} = g [n_{xe} \cos \beta + n_z \sin \beta - (\cos \alpha \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \cos \beta + \sin \beta \cos \vartheta \sin \gamma], \end{cases} \quad (1)$$

где n_{xe} , n_{ye} – продольная и нормальная перегрузки в полусвязанной системе координат; n_z – боковая перегрузка в полусвязанной системе координат. Выражения для полусвязанных продольной и нормальной перегрузок

$$\begin{cases} n_{ye} = \frac{qS}{G} C_{ye}(\alpha, M) + \Delta n_{хгп} (H, M, P_{\text{РРД}}) \sin \alpha; \\ n_{xe} = \Delta n_{хгп} \cos \alpha - \frac{qS}{G} \Delta C_{xe\alpha}; \Delta C_{xe\alpha} = C_{xe}(C_{ye}(\alpha), M) - C_{xe}(C_{ye}(\alpha_{гп}), M); \\ \Delta n_{хгп} = \frac{P - qSC_{хгп}}{mg}; C_{хгп} = (C_{x0} + C_{xi}) = C_x(C_{yгп}); C_{yгп} = \frac{G}{qS}; \\ G = mg; q = 0,7 p_H M^2; M = \frac{V}{a}; a = 20,05 \sqrt{T_H}, \end{cases} \quad (2)$$

где $P_{\text{РРД}}$ – режим работы двигателя, описывают эффективную тягу и лобовое сопротивление (рис. 1).

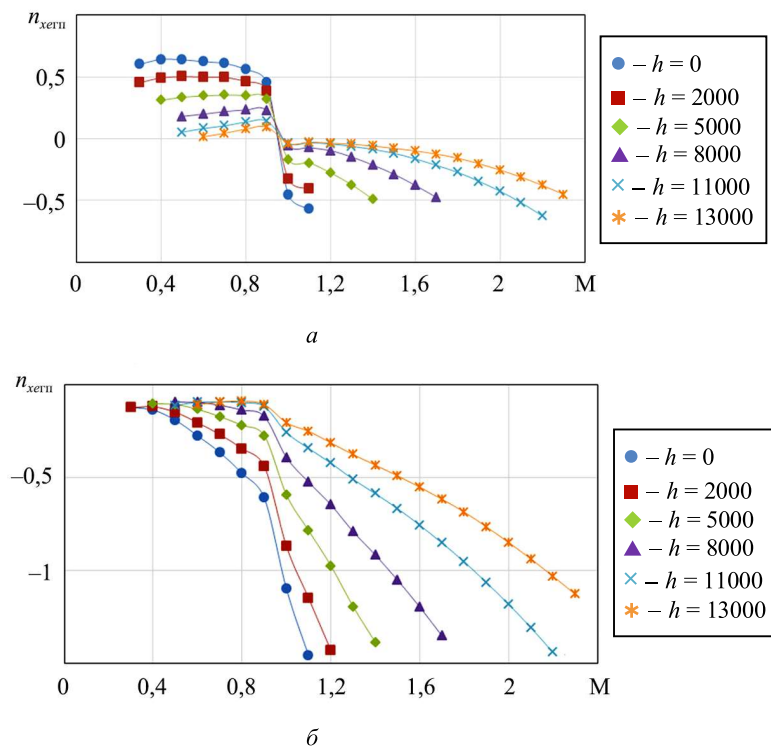


Рис. 1. Избыточные продольные перегрузки в полусвязанной системе координат (h – высота, м):
а – режим «максимал»; б – режим «малый газ»

Для упрощения примем, что вектор тяги проходит через центр масс самолета по строительной оси. Как правило, высотно-скоростные характеристики силовой установки определяются еще на этапе созда-

ния научно-технического задела. Характеристики лобового сопротивления принимаются по статистическим данным либо эмпирическим зависимостям [12].

Степень дросселирования $\bar{X}_{\text{руд}}$ и приемистость двигателя представляются в виде простейшей модели типа апериодического звена:

$$\begin{cases} T_{\text{дв}} \frac{d}{dt}(\Delta n_{\text{хпп}}) + \Delta n_{\text{хпп}} = \Delta n_{\text{хпп}}(H, M) \bar{x}_{\text{руд}}; \\ T_{\text{дв}0} = (0,8 + 1,2 \bar{x}_{\text{руд}}); T_{\text{дв}} = T_{\text{дв}0} K_H K_M, \end{cases} \quad (3)$$

где $T_{\text{дв}}$ – постоянная времени; K_H , K_M – коэффициенты, характеризующие изменение приемистости по высоте и числу Маха. При активации форсажных режимов добавляется чистое запаздывание $\tau = 0,3 \div 0,5$ с.

Считаем, что система улучшения устойчивости и управляемости обеспечивает определенные (проектируемые) динамические характеристики движения самолета и эффективность управления по угловым скоростям, углам атаки и скольжения. При этом пренебрегаем динамическими характеристиками различных фильтров в системе управления, приводов и т. п. Кроме того, считаем, что система управления в боковом канале обеспечивает практически идеальную развязку движений крена и рыскания, т. е. при развитии крена возмущения по углу скольжение минимально и определяется только весовыми составляющими. В итоге уравнения движения в скоростной и полусвязанной системах координат совпадают. Командные отклонения обобщенных органов продольного, путевого и поперечного управления (δ_3 , δ_n , ϕ) задаются отклонениями соответствующих рычагов управления самолета – X_b , X_3 , X_n , $X_{\text{руд}}$. Допускаем, что максимальным отклонениям рычагов управления самолета соответствуют располагаемые отклонения соответствующих органов управления, а регулируются значения коэффициентов эффективности управления, т. е. используются некоторые эффективные значения аэродинамических производных по параметрам движения ω_{xe} , ω_{ye} , ω_z , α , β , а также управления (δ_3 , δ_n , ϕ), которые можно трактовать как аэродинамические производные, записанные с учетом работы системы улучшения устойчивости и управляемости. Уравнения углового движения самолета относительно центра масс в связанной системе координат записываются с допущением о равенстве нулю центробежного момента инерции $I_{xy} = 0$.

Таким образом, имеем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z (\omega_y \sin \alpha - \omega_x \cos \alpha) \operatorname{tg} \beta - \frac{g}{V} \frac{n_{ye}}{\cos \beta} + \frac{g}{V} \frac{\sin \vartheta \sin \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha}{\cos \beta}; \\ \dot{\beta} = \omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha + \frac{g}{V} (n_z \cos \beta - n_{xe} \sin \beta) + \frac{g}{V} [(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \sin \beta + \cos \vartheta \sin \gamma \cos \beta]; \\ \dot{\gamma} = g [n_{xe} \cos \beta + n_z \sin \beta - (\cos \alpha \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \cos \beta + \sin \beta \cos \vartheta \sin \gamma]; \\ \dot{\omega}_x = \bar{M}_x + \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z; \\ \dot{\omega}_y = \bar{M}_y + \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z; \\ \dot{\omega}_z = \bar{M}_z + \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma; \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \frac{dH}{dt} = V [\cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \beta \cos \vartheta \sin \gamma]; \\ \frac{dX_g}{dt} = V [\cos \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \vartheta \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi) + \sin \beta (\sin \vartheta \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi)]; \\ \frac{dZ_g}{dt} = -V [\cos \alpha \cos \beta \cos \vartheta \sin \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \vartheta \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \sin \beta (\sin \vartheta \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi)]. \end{cases} \quad (4)$$

В системе (4) моменты в связанной системе координат:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{M}_x = \frac{M_x}{I_x}, \quad M_x = M_{xe} \cos \alpha + M_{ye} \sin \alpha, \quad \bar{M}_{xe} = \bar{M}_{xe}^{\omega_{xe}} \omega_{xe} + \bar{M}_{xe}^{\delta_3} \delta_3; \\ \bar{M}_y = \frac{M_y}{I_y}, \quad M_y = -M_{xe} \sin \alpha + M_{ye} \cos \alpha; \\ \bar{M}_{ye} = \bar{M}_{ye}^{\beta} \beta + \bar{M}_{ye}^{\omega_{ye}} \left(\omega_{ye} + \frac{g}{V} \cos \vartheta \sin \gamma \right) + \bar{M}_{ye}^{\delta_n} \delta_n; \\ \bar{M}_z = \frac{M_z}{I_z} = \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^{\varphi} \varphi. \end{array} \right. \quad (5)$$

Здесь эффективные моменты в полусвязанной системе координат выражены с учетом работы системы улучшения устойчивости и управляемости.

Параметры представленной модели динамики самолета (4) задаются через обобщенные характеристики устойчивости и управляемости [9–11, 13].

Для задания в системе (4) параметров, определяющих динамические характеристики движения самолета и эффективность управления, уравнения движения самолета приводятся к передаточным функциям по параметрам движения на управления δ_3 , δ_n , φ при опорном движении в прямолинейном горизонтальном полете и без учета весовых составляющих:

- продольный канал управления (командный сигнал φ)

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\alpha}{\varphi} = \frac{\bar{M}_z^{\varphi}}{s^2 + 2\xi_0 s + \omega_0^2}; \\ \frac{\omega_z}{\varphi} = \frac{\bar{M}_z^{\varphi} (s + \bar{Y}^{\alpha})}{s^2 + 2\xi_0 s + \omega_0^2}; \end{array} \right. \quad (6)$$

- поперечный канал управления (командный сигнал δ_n)

$$\left\{ \frac{\omega_{xe}}{\delta_3} \right\} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_3}}{s - \lambda_{кр}}; \quad \left\{ \frac{\beta}{\delta_3} \right\} = 0; \quad (7)$$

- путевой канал управления (командный сигнал δ_n)

$$\left\{ \frac{\omega_{ye}}{\delta_n} \right\} = \frac{\bar{M}_y^{\delta_n} (s - \bar{Z}^{\beta})}{s^2 + 2\xi_6 s + \omega_6^2}; \quad \left\{ \frac{\omega_{xe}}{\delta_n} \right\} = 0; \quad (8)$$

$$\left\{ \frac{\beta}{\delta_n} \right\} = \frac{\bar{M}_y^{\delta_n}}{s^2 + 2\xi_6 s + \omega_6^2}; \quad \bar{Z}^{\beta} = \frac{g}{V} \frac{qS}{G} C_z^{\beta}.$$

В этом случае применимы следующие соотношения.

Для продольного канала управления:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{M}_z^{\omega_z} = \bar{Y}^{\alpha} - 2\xi_0 \omega_0; \quad \bar{M}_z^{\alpha} = -\omega_0^2 - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^{\alpha}; \\ \bar{Y}^{\alpha} = \frac{g}{V} \frac{qS}{G} C_y^{\alpha}; \quad C_y^{\alpha} = C_{y0}^{\alpha} \bar{C}_y^{\alpha}, \quad C_{y0}^{\alpha} = C_y^{\alpha} (M < M_{крит}), \end{array} \right. \quad (9)$$

где $M_{крит}$ – критическое число Маха. Для примера: $C_{y0}^{\alpha} = 0,085$ 1/град.

Нормирующая функция $\bar{C}_y^{\alpha}(M)$ задается, например, как на рис. 2, а [6, 14].

Частота недемпфированных колебаний ω_0 и относительный коэффициент демпфирования ξ_0 продольного короткопериодического движения задаются таким образом, чтобы обеспечивалось необходи-

мое качество пилотажных характеристик [9, 11] с учетом специфики рассматриваемой задачи. Для первого уровня продольных пилотажных характеристик эти величины принимаются в виде функций от параметра $\bar{Y}^\alpha$ (рис. 2, б).

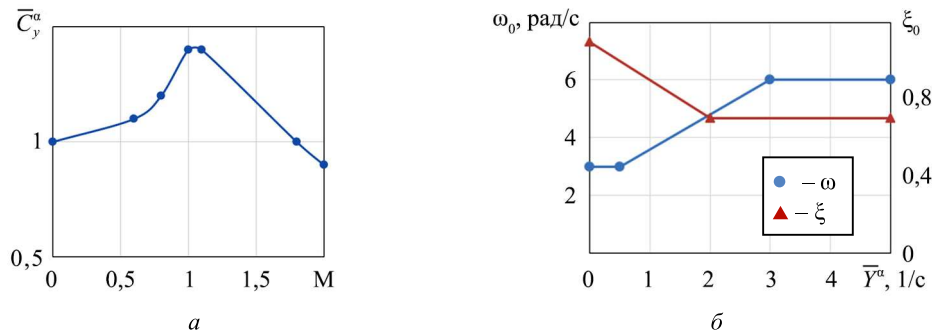


Рис. 2. Параметры продольного движения: а – нормирующая функция $\bar{C}_y^\alpha(M)$; б – недемпфированная частота и демпфирование

Для определения параметра $\bar{M}_z^\varphi$ необходимо задать максимально допустимую величину нормальной перегрузки в связанной системе координат $n_{y\max}$ и максимально допустимый угол атаки самолета $\alpha_{\text{допmax}}$, град. В этом случае параметр $\bar{M}_z^\varphi$ будет определяться следующим выражением:

$$\begin{cases} \bar{M}_z^\varphi = \frac{\omega_0^2 \min\{1; n_{y\max}/n_{ym}\} \alpha_{\text{допmax}}}{57,3\varphi_{\max}}; \\ n_{ym} = \frac{qS}{G} C_y(\alpha_{\text{допmax}}, M), \end{cases} \quad (10)$$

где $\varphi_{\max}$ – располагаемый угол отклонения стабилизатора (ручки управления в продольном канале: $|\varphi|_{\max} = K_{\text{шв}} |X|_{\text{вmax}}$). Значение $|\varphi|_{\max}$ соответствует либо максимальному углу атаки на режимах полета с малыми скоростными напорами, либо максимальной перегрузке на режимах полета с большими значениями скоростного напора. При заданных зависимостях $C_y(\alpha, M)$ максимальные допустимые значения угла атаки и перегрузки могут быть заданы следующими характерными для современных истребителей зависимостями [14]:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{макс доп}} = \begin{cases} 24^\circ, & \text{если } M \leq 0,9; \\ 12^\circ, & \text{если } M > 1,3; \\ \text{линейно между ними, если } 0,9 < M \leq 1,3; \end{cases} \\ n_{y\max} = \begin{cases} 9,0, & \text{если } M \leq 0,8; \\ 6,5, & M > 0,9; \\ \text{линейно между ними, если } 0,8 < M \leq 0,9. \end{cases} \end{cases} \quad (11)$$

Для минимальных допустимых значений угла атаки и перегрузки ограничения и коэффициент эффективности управления задаются аналогично.

Для бокового канала управления:

$$\begin{cases} \bar{M}_{xe}^{\omega_{ye}} = \lambda_{\text{кр}}; \bar{M}_{ye}^{\omega_{ye}} = -2\zeta_6 - \bar{Z}^\beta; \bar{M}_{ye}^\beta = -\omega_6^2 + \bar{Z}^\beta \bar{M}_{ye}^{\omega_{ye}}; \\ \bar{Z}^\beta = \frac{g}{V} \frac{qS}{G} C_z^\beta / 57,3; \zeta_6 = \xi_6 \omega_6; C_{z0}^\beta|_{M \leq 0,1} = 0,014. \end{cases} \quad (12)$$

При $M > 0,1$ $C_z^\beta = C_{z0}^\beta \bar{C}_y^\alpha$.

Входящие в выражения (12) параметры $\lambda_{кр}$, ξ_6 , ω_6 , C_z^β являются функциями режима полета и задаются из условий задачи моделирования и требуемого качества пилотажных характеристик, например, следующим образом [6, 9–12]:

$$\begin{cases} \lambda_{кр} = \lambda_{кр}(q/V) \bar{\lambda}_{кр}(\alpha) \bar{C}_y^\alpha; & \xi_6 = \xi_{60} \bar{\xi}_6(\alpha), \quad \xi_{60} = 0,4; \\ \omega_6 = \omega_6(q) \bar{\omega}_6(\alpha); & \bar{M}_{xe}^{\delta_3} = \left\{ \frac{\omega_{xe\max}}{\delta_{э\max}} \right\} \lambda_{кр}; \\ \left\{ \frac{\omega_{xe\max}}{\delta_{э\max}} \right\} = f_1(V) \bar{f}_2(\alpha) \bar{f}_3(q), & \bar{f}_3(q) = 1 - \frac{q}{1,44 q_{\max}}; \quad q_{\max} = 80000; \\ \bar{M}_{ye}^{\delta_n} = -\omega_6^2 \min \left\{ 1; \frac{n_{z\max}}{n_{zm}} \right\} \frac{\beta_{\max} f_4(M)}{57,3 \delta_{n\max}}; & \beta_{\max} = 15, \quad n_{zm} = \left| \frac{qS}{G} C_z^\beta \beta_{\max} \right|. \end{cases} \quad (13)$$

Входящие в эти соотношения функции $\lambda_{кр}(q/V)$, $\bar{\lambda}_{кр}(\alpha)$, $f_1(V)$, $\bar{f}_2(\alpha) = \bar{\omega}_{x\max}$, $\bar{\xi}_6(\alpha)$, $\omega_6(q)$, $\bar{\omega}_6(\alpha)$, $f_4(M)$ представлены на рис. 3, 4.

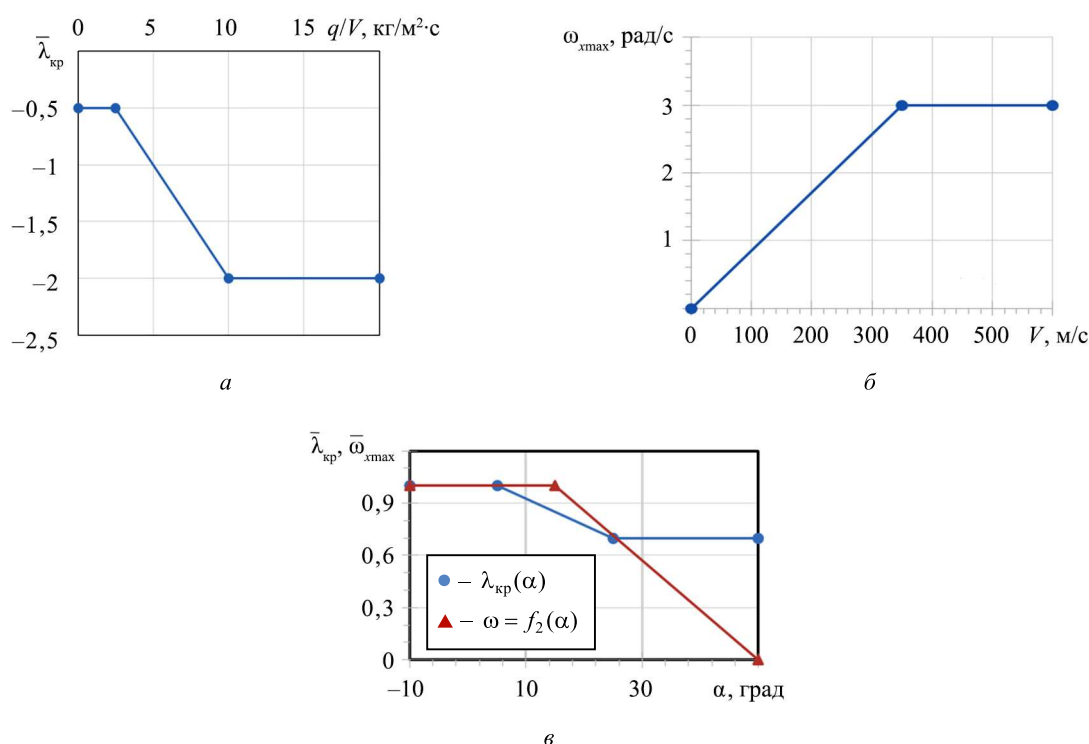


Рис. 3. Функции поперечного движения: а – нормирующая функция корня крена; б – располагаемая максимальная скорость крена; в – нормирующие функции корня крена и максимальной скорости крена

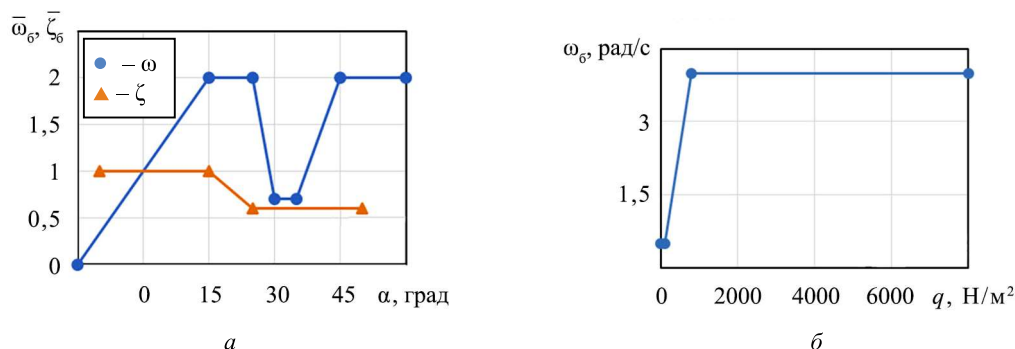


Рис. 4. Параметры колебательного бокового движения: а – нормирующие функции в зависимости от угла атаки; б – боковая недемпфированная частота

Приведенные функции имеют следующий физический смысл: $\lambda_{кр}(q/V)$, $\bar{\lambda}_{кр}(\alpha)$ – нормирующие функции изменения корня крена по режимам полета и углу атаки; $f_1(V)$, $\bar{f}_2(\alpha)$ – нормирующие функции эффективности поперечного управления по скорости и углу атаки; $\bar{f}_3(q)$ – нормирующая функция эффективности поперечного управления с учетом упругости крыла; $\bar{\zeta}_6(\alpha)$ – нормирующая функция коэффициента демпфирования бокового движения в зависимости от угла атаки; $\omega_6(q)$, $\bar{\omega}_6(\alpha)$ – нормирующие функции изменения частоты боковых колебаний по скоростному напору и по углу атаки.

Типичный вид ограничений по углу скольжения [6] – нормирующая функция $f_4(M)$ располагаемого угла скольжения по числу Маха из-за ограничений по органам путевого управления (например, по шарнирным моментам на руле/рулях направления):

$$f_4(M) = \bar{\beta}_{\max} = \begin{cases} 1,0, & \text{если } M \leq 0,9; \\ 0,5, & \text{если } M > 1,1; \\ \text{линейно между ними,} & \text{если } 0,9 < M \leq 1. \end{cases} \quad (14)$$

При необходимости можно изменять параметры модели самолета корректировкой вида функций (2), (3), (6) – (14), массоинерционных (G , I_x , I_y , I_z) и геометрических (S) характеристик модели самолета, а также изменяя другие параметры модели. Возможно формирование модели на основе информации только об относительных параметрах будущего самолета (G/S , P/S и т.д.) и среднестатистических значениях основных констант ($\varphi_{\max}$, $K_{ш}$, $q_{\max}$ и т. д.).

Особенностью предложенной методики является возможность имитации пилотажных характеристик на любом заданном уровне качества, что не реализуется в моделях известных вычислительных комплексов.

Представленная методика построения упрощенной виртуальной модели управляемого движения позволяет оперативно разработать инструмент имитации полета, предназначенный для решения различных задач исследования и предварительного проектирования самолетных систем, а также задач внешнего проектирования в условиях варьирования параметров движения в широком диапазоне.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Джанжгава Г.И., Орехов М.И., Бобиченко А.В. Моделирование комплексов БРЭО боевых летательных аппаратов // Моделирование авиационных систем: Сб. тез. докл. 4-й Всерос. науч.-техн. конф., г. Москва, 26–27 нояб. 2020. М.: ФАУ «ГосНИИАС», 2020. С. 6–8.
2. Венда В.Ф. Инженерная психология и синтез систем отображения информации. М.: Машиностроение, 1982. 344 с.
3. Доброленский Ю.П. и др. Методы инженерно-психологических исследований в авиации. М.: Машиностроение, 1975. 280 с.
4. Гуляев В.В. и др. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата. М.: Машиностроение – Полет, 2005. 496 с.
5. Белоцерковский С.М. и др. Создание и применение математических моделей самолетов. М.: Наука, 1984. 144 с.
6. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
7. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Госкомитет СССР по стандартам, 1980. 54 с.
8. Летчик как динамическая система в контуре управления летательным аппаратом // Обзоры ОНТИ ЦАГИ. 1984. № 635. 167 с.
9. Критерии оценки продольных пилотажных характеристик: По материалам иностранной печати, 1965–1990. Обзор. ЦАГИ, 1992. № 267. 143 с.
10. Ефремов А.В. и др. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 336 с.
11. Чок К.Р. и др. Основная информация и руководство по пользованию MIL-F-8785B. Требования к пилотажным характеристикам военных самолетов. Технический перевод ЦАГИ № 1245. 1973. Ч. 1, 3. 568 с.
12. Проектирование самолетов / Под ред. М.А. Погосьяна. М.: Инновационное машиностроение. 2018. 864 с.

13. Гаркушенко В.И., Лазарева П.А. К задаче проектирования системы управления самолета с заданными динамическими свойствами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 21–25.
14. Абдуллина Э.Ю., Ефанов В.Н. Синтез системы управления углом тангажа с каналом ограничения угла атаки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 25–32.

Поступила в редакцию 8.04.25

После доработки 15.04.25

Принята к публикации 16.04.25

Virtual Model of a Highly Maneuverable Aircraft Dynamics

A.Z. TARASOV¹ AND V.N. TIKHONOV²

¹ PAO “UAC” Sukhoi Design Bureau, Moscow

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper proposes a method for developing a generalized mathematical model of controlled aircraft motion dynamics in the early stages of aviation system design. This model is essential for the advance development of various aircraft system components and for external design purposes.

Mathematical and hardware-in-the-loop simulation, virtual generalized motion model, aircraft handling qualities, normalization functions