

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАНАЛА ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ УПРУГОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОМПЕНСАТОРОМ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ

Кандидат техн. наук, старший научный сотрудник **Замыслов М.А.**,
кандидат техн. наук, доцент **Мальцев А.М.**,
кандидат техн. наук, старший научный сотрудник **Михайленко С.Б.**,
Штанькова Н.В.

(Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж))

MATHEMATICAL MODEL OF THE LONGITUDINAL MOVEMENT CHANNEL OF AN ELASTIC AIRCRAFT WITH AN AEROELASTIC VIBRATION COMPENSATOR

M.A. Zamyslov, Ph.D. (Tech.), Senior Researcher,
A.M. Maltsev, Ph.D. (Tech.), Associate Professor,
S.B. Mikhaylenko, Ph.D. (Tech.), Senior Researcher,
N.V. Shtankova

(Military Air Force Training and Research Center “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin”)

Математическая модель, упругий летательный аппарат, продольное движение, компенсатор аэроупругих колебаний.

Mathematical model, statistical characteristics, elastic aircraft, longitudinal movement, aeroelastic vibration compensator.

Рассматривается вариант построения математической модели канала продольного движения упругого летательного аппарата с компенсатором аэроупругих колебаний его конструкции. Приводятся результаты тестирования модели и сравнения полученных с ее использованием результатов с результатами, полученными на моделях жесткого и упругого летательного аппарата без устройства компенсации аэроупругих колебаний, разработанных с использованием пакета имитационного моделирования Simulink программы MATLAB.

The article discusses the embodiment of the mathematical model of the channel of the longitudinal movement of an elastic aircraft with a compensator of aeroelastic vibration of its design. The results of the testing of the model and the comparison obtained with its use of the results with the results obtained on the models of the rigid and elastic aircraft without the aeroelastic oscillation compensation devices developed using the Simulink simulation package of the MATLAB program are given.

Введение

Безопасность выполнения полетов летательными аппаратами (ЛА) в значительной мере определяется состоянием элементов их конструкции (крыльев, фюзеляжа, стабилизатора, рулевых поверхностей и других органов управления). Поэтому в последнее время при исследованиях процессов и особенностей пространственного движения ЛА все чаще отходят от допущения об абсолютной жесткости их конструкции и стараются учитывать изгибные (упругие) колебания отдельных частей планера [1–4]. В предположении о жесткости планера ЛА, принято, например, в работах [5–8], при моделировании пространственного движения ЛА не учитывается зависимость их параметров полета от состояния (колебаний) элементов конструкции ЛА. В реальности же ЛА испытывает аэродинамические нагрузки, вызываемые внешними и управляющими воздействиями, которые сложным образом взаимодействуют с гибкой конструкцией ЛА. Такие взаимодействия часто называют аэроупругостью [4]. В результате изменяются действующие на элементы планера ЛА аэродинамические силы и моменты, а их приращение ведет к измене-

нию величины и характера деформаций планера. В некоторых случаях такие изменения способны привести к появлению незатухающих упругих колебаний и даже к разрушению ими элементов конструкции ЛА и его катастрофе. Поэтому вопросы исследования проблем противодействия упругим деформациям конструкции ЛА весьма актуальны и им посвящено большое количество работ [1–6, 13–29].

В соответствии с [3] в продольном движении упругого ЛА следует учитывать прежде всего упругие колебания фюзеляжа в вертикальной плоскости. Эти колебания, в некоторых случаях, могут возбуждать изгибные и крутильные колебания стабилизатора и плоскостей. Но при малом расстоянии между центрами масс ЛА и крыла, а также при достаточной жесткости стабилизатора этим, как правило, пренебрегают. Поэтому ниже, говоря об аэроупругих колебаниях ЛА, мы, в первую очередь, будем иметь в виду упругие колебания фюзеляжа.

Большое внимание исследователей к изучению проблем аэроупругости обусловлено тем, что в задачах по ее исследованию аэродинамические силы существенно зависят от положения элементов конструкции планера

относительно потока, а их значения фактически являются неизвестными, поскольку не известно влияние на эти силы у деформаций планера ЛА. Важнейшими при этом задачами в области аэроупругости являются задачи исследования влияния деформаций на распределение подъемной силы по несущим поверхностям (крыльям, фюзеляжу, стабилизаторам ЛА), и поиска возможных путей снижения негативного влияния таких деформаций на процесс пространственного движения ЛА [9–11].

Как отмечалось выше, негативный фактор аэроупругости может вызывать разрушение планера ЛА вследствие неограниченного возрастания амплитуды колебаний элементов его конструкции. Поэтому весьма актуальной является проблема обеспечения требований по устойчивости, маневренности, безопасности полетов ЛА на предельных режимах [12]. Решить эту проблему без использования современного методического аппарата, опирающегося на методы линейного, нелинейного и адаптивного управления, и соответствующих математических моделей практически невозможно. Поэтому их разработке посвящен целый ряд работ [13–27]. В [14,15] разработаны методы построения моделей низкого порядка для проектирования на основе использования линейных методов теории управления, регуляторов, обеспечивающих подавление упругих колебаний (флаттера) и гашение порывов ветра. В [15,16] были созданы и всесторонне исследованы алгоритмы управления для предотвращения флаттера. Кроме того, были разработаны нелинейные системы управления для аэроупругих моделей [18,19], так как линейные модели достаточно часто не вполне адекватно отражают процессы в аэроупругих системах. Это обусловлено возрастающими потребностями в более сложных аэроупругих моделях для большинства ЛА, содержащих нелинейности, ранее не учитываемые разработчиками, или линеаризующиеся в уравнениях движения. Были разработаны также адаптивные и робастные системы управления для аэроупругих моделей [18,19,21], а также адаптивные законы стабилизации для них, использующие управление с применением закрылков [22,23]. В работах [21,24] были предложены контроллеры для нестационарных аэроупругих систем, синтезированные с применением теории оптимального управления и метода адаптивного обхода интегратора. Кроме того, в [25,26] были представлены адаптивные контроллеры для нелинейных изгибных и крутильных аэроупругих систем, а в [27] – адаптивный пропорционально-интегральный регулятор с обратной связью для линейной модели гибкого крыла.

Все эти модели и устройства обеспечивают корректное и адекватное решение задач подавления аэроупругих деформаций различных конкретных элементов конструкции ЛА при соответствующих допущениях и ограничениях. Но одновременно они являются достаточно сложными, требующими значительных вычислительных и временных ресурсов, что ограничивает в ряде случаев их использование при решении некоторых задач. К таким случаям можно отнести ситуации, в которых возникает потребность в более простых моделях движения упругих ЛА, которые позволяли бы в сжатые сроки проводить оценочные исследования разнообразных, часто альтернативных, вариантов построения устройств подавления аэроупругих колебаний различных типовых элементов конструкции ЛА. Поэтому актуаль-

ной является задача разработки достаточно адекватных, но в тоже время более простых, с точки зрения минимальных вычислительных и временных затрат, имитационных моделей продольного движения упругого ЛА, оснащенного средствами активного подавления (демпфирования) аэроупругих колебаний путем соответствующего воздействия на рулевые поверхности ЛА. При этом такие модели могут быть применены не только для оценки возможности использования органов управления и специальных устройств для демпфирования упругих колебаний ЛА, но и, при соответствующей доработке, для исследования статистических характеристик пространственного движения ЛА с такими устройствами.

Назначение разрабатываемой имитационной модели продольного движения упругого ЛА

Разрабатываемая модель предназначена для проведения предварительной оперативной оценки возможных технических решений по снижению влияния аэроупругих колебаний элементов конструкции ЛА на параметры его пространственного движения. Для конкретности рассмотрим задачу создания имитационной модели, которая позволяла бы достаточно просто оценивать способность предлагаемого устройства оказывать воздействие на параметры упругих деформаций (колебаний) фюзеляжа ЛА и эффект от его применения по изменению частотных, временных и пространственных характеристик ЛА за счет управляющего воздействия на его рулевые поверхности. При этом будем считать, что параметры упругих колебаний носят случайный характер, а управляющие воздействия формируются на борту ЛА автоматически в процессе полета и воздействуют на соответствующие симметричные секции руля высоты.

Рассматриваемую модель будем разрабатывать на основе использования типовой математической модели упругих колебаний ЛА, типовой математической модели продольного движения жесткого ЛА и типовой математической модели продольного движения упругого ЛА [3–7], получивших признание и широкое распространение в научной и производственной сферах. Ниже кратко рассмотрим характеристики этих моделей.

Типовая модель упругих колебаний, используемая в разрабатываемой имитационной модели продольного движения ЛА

При разработке имитационной модели будем использовать одну из самых известных моделей упругих колебаний фюзеляжа ЛА, рассмотренную в [1–4].

В соответствии с [3] сила, приводящая к изгибу в какой-то точке конструкции ЛА, может быть описана выражением:

$$U(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \varphi_i(x) \cdot r_i(t), \quad (1)$$

где $U(x, t)$ – мгновенный прогиб (отклонение) в направлении оси OY точки конструкции ЛА, имеющей вдоль оси OX координату x , по отношению к этой же точке на конструкции жесткого ЛА; $\varphi_i(x)$ – функция, характеризующая форму i -го тона изгибных колебаний; $r_i(t)$ – временная функция i -го тона колебаний.

При этом функция $r_i(t)$ достаточно точно представляется дифференциальным уравнением

$$\ddot{r}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{r}_i + \omega_i^2 r = k_i \varphi_i(x_p) \delta_p(t), \quad k_i = K_p / M_i, \quad (2)$$

где ω_i, ξ_i – частота упругих колебаний и коэффициент демпфирования этих колебаний соответственно; $\delta_p(t)$ – отклонение руля высоты; x_p – точка приложения управляющего воздействия; K_p – коэффициент пропорциональности; M_i – обобщенная масса фюзеляжа [4].

Для модели (1) и уравнений продольного короткопериодического движения жесткого ЛА передаточная функция (ПФ) $W_{\dot{\omega}_z}^B(p)$ упругого ЛА по скорости тангажа имеет вид [3]:

$$W_{\dot{\omega}_z}^B = \frac{\dot{\mathcal{G}}_\Sigma(p)}{-\delta_p(p)} = \frac{K_g^B \cdot \omega_a^2 \cdot (T_\theta \cdot p + 1)}{p^2 + 2 \cdot \xi_a \cdot \omega_a \cdot p + \omega_a^2} \cdot \prod_{i=1}^{\infty} \tilde{K}_i \cdot \frac{p^2 + 2 \cdot \tilde{\xi}_i \cdot \tilde{\omega}_i \cdot p + \tilde{\omega}_i^2}{p^2 + 2 \cdot \xi_i \cdot \omega_i \cdot p + \omega_i^2}, \quad \tilde{K}_i = \frac{\omega_i^2}{\tilde{\omega}_i^2}, \quad (3)$$

где $\dot{\mathcal{G}}_\Sigma$ – суммарная скорость тангажа; p – оператор дифференцирования; K_g^B – коэффициент пропорциональности; ω_a – частота колебаний ЛА; T_θ – постоянная времени ЛА в продольном движении; ξ_a – коэффициент затухания; \tilde{K}_i – коэффициент пропорциональности эквивалентной ПФ от упругих колебаний i -го тона к скорости тангажа; $\tilde{\omega}_i$ – собственная частота эквивалентной ПФ от упругих колебаний i -го тона к скорости тангажа; $\tilde{\xi}_i$ – коэффициент демпфирования эквивалентной ПФ от упругих колебаний i -го тона к скорости тангажа; ω_i – собственная частота i -го тона упругих колебаний планера ЛА; ξ_i – коэффициент демпфирования i -го тона упругих колебаний планера ЛА.

Выражение (3) получено при допущении, что датчик угловой скорости (ДУС) измеряет сумму скорости тангажа жесткого ЛА ($\dot{\mathcal{G}}$) и скорости точки конструкции ЛА, в которой установлен ДУС ($\dot{\mathcal{G}}_{изз}$) [3].

Следует отметить, что модель (3) была апробирована в ряде работ [3,4,29], в которых исследовались и сравнивались с использованием имитационных моделей частотные и переходные характеристики упругого и жесткого ЛА. Кроме того, в [29] с ее применением была разработана модель продольного движения упругого ЛА, учитывающая случайный характер параметров упругих колебаний.

Поэтому именно такую модель упругих колебаний, учитывающую их случайный характер, будем использовать при создании рассматриваемой имитационной модели. Кроме того, как отмечалось выше, такая имитационная модель будет строиться на базе разработанных в [3,4,29] моделей продольного движения. Интеграция перечисленных выше моделей с моделями функционирования автомата (устройства) демпфирования (компенсации) аэроупругих колебаний (АДАК) и случайных порывов ветра, действующих на ЛА, позволит создать модель, необходимую для исследования влияния АДАК на частотные, временные и пространственные характеристики ЛА.

Рассмотрим краткое описание типовой математической модели продольного движения жесткого ЛА.

Типовая модель движения жесткого ЛА в продольной плоскости

В качестве типовой будем использовать простую модель с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью (ЖОС) и демпфером тангажа [4–6]. Движения ЛА по угловой скорости тангажа $\omega_z = \dot{\theta}$ в такой модели описывается следующими выражениями [3,6–8]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathcal{G}}(p) &= -\delta_B(p) \cdot W_{\omega_z}^B(p); \\ W_{\omega_z}^B(p) &= \frac{K_g^B \cdot \omega_a^2 \cdot (T_\theta \cdot p + 1)}{p^2 + 2 \cdot \xi_a \cdot \omega_a \cdot p + \omega_a^2}, \end{aligned} \quad (4)$$

где

$$\begin{aligned} K_g^B &= K_{\omega_z}^B = K_\alpha^B \cdot T_\theta^{-1}; \\ T_\theta &= -\frac{1}{a_y^\alpha}; \quad K_\alpha^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_a^2}; \\ a_y^\alpha &= -\frac{C_{y_\alpha}^\alpha}{2 \cdot \tau_a} - \frac{P \cdot \cos \alpha}{m \cdot V}, \quad \tau_a = \frac{m}{\rho \cdot V \cdot S}; \\ a_{m_z}^{\delta_B} &= \chi \cdot m_z^{\delta_B}; \quad \chi = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \frac{b_A}{I_z}; \end{aligned}$$

δ_B – перемещение руля высоты ЛА; p – оператор дифференцирования; $\dot{\mathcal{G}}$ – ПФ, связывающая скорость тангажа $\omega_z = \dot{\theta}$ с отклонением руля высоты; θ – траекторный угол тангажа; α – угол атаки; V – скорость полета ЛА; T_θ – постоянная времени ЛА; K_α^B – коэффициент усиления по углу атаки; a_y^α – коэффициент влияния угла атаки α на подъемную силу y ; $m_z^{\delta_B}$ – коэффициент эффективности руля высоты; $C_{y_\alpha}^\alpha$ – производная коэффициента нормальной аэродинамической силы по углу атаки; ω_a – частота колебаний ЛА; ξ_a – коэффициент затухания колебаний ЛА; ρ – плотность атмосферы; P – тяга двигателя ЛА; m – масса ЛА; S – площадь крыла; b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла; I_z – момент инерции относительно поперечной оси ЛА.

Демпфер тангажа в цепи обратной связи описывается передаточной функцией вида [3]:

$$W_{oc}(p) = K_g, \quad (5)$$

где K_g – коэффициент усиления демпфера, характеризующий изменение угла отклонения руля высоты при единичном изменении угловой скорости тангажа $\omega_z = \dot{\theta}$.

В соответствии с выражениями (4), (5) получим структурную схему, необходимую для построения имитационной модели, которая приведена на рис.1.

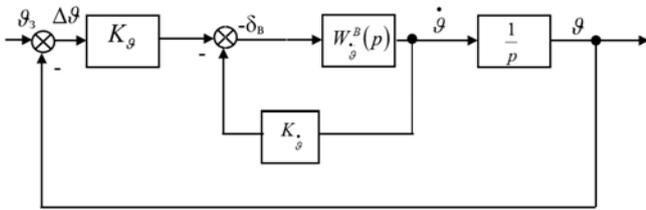


Рис. 1. Типовая структурная схема движения жесткого ЛА с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью в продольной плоскости

На основе представленной на рис.1 схемы в расширении *Simulink* программы *MATLAB* [31,32] была разработана имитационная модель движения жесткого ЛА с автопилотом тангажа в продольной плоскости, позволяющая учитывать влияние случайных порывов ветра. Фрагмент интерфейса программы *Simulink* с этой моделью и графики (осциллограммы) сигналов в различных точках модели приведены на рис.2.

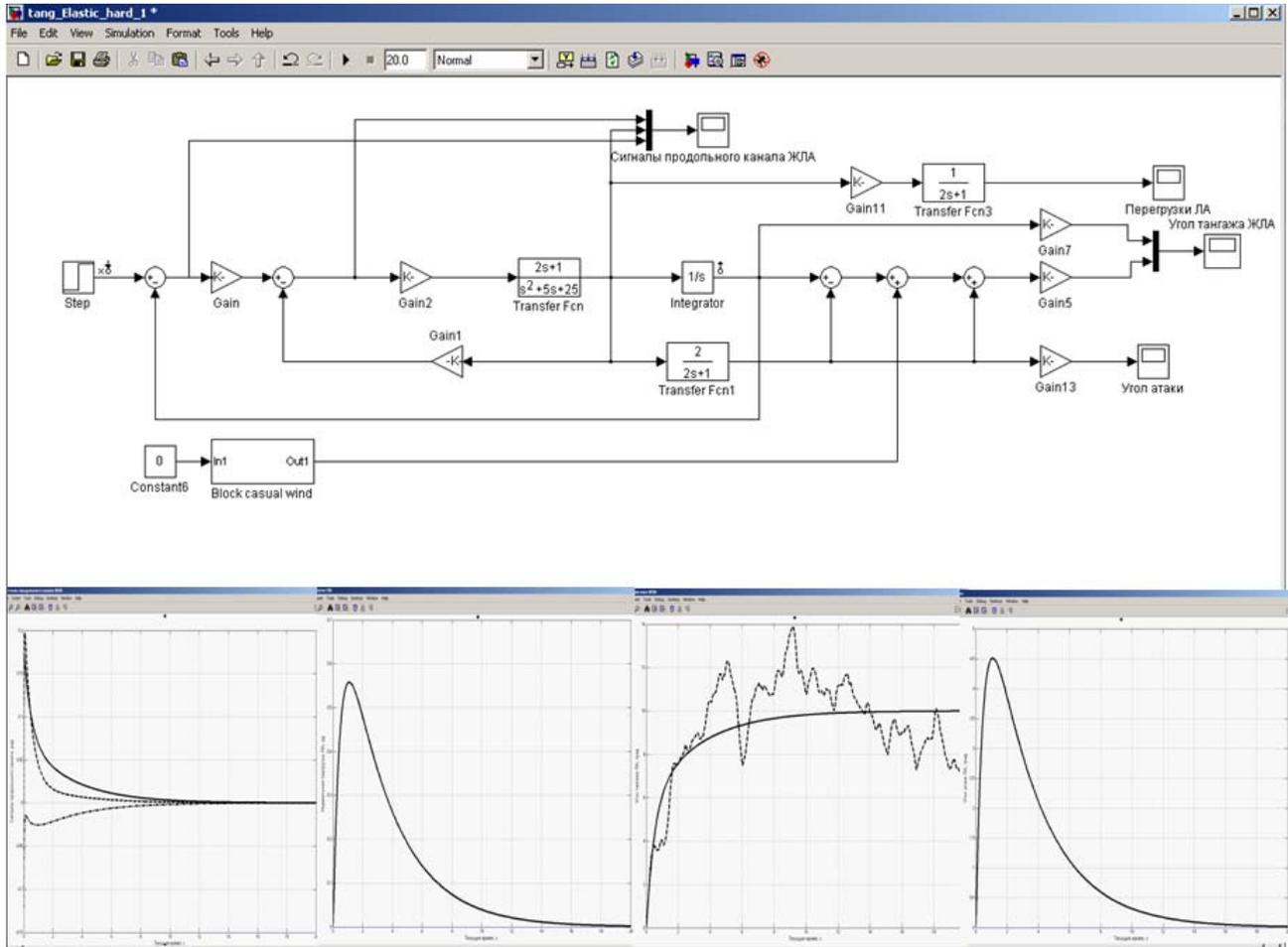


Рис. 2. Фрагмент интерфейса программы *Simulink* с моделью движения жесткого ЛА с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью в продольной плоскости

Модель с использованием методов теории автоматического управления и случайных процессов [6–12] формализует процесс изменения параметров продольного движения ЛА (угла тангажа, перегрузки, угла атаки) в зависимости от текущего изменения отклонения угла тангажа ЛА от требуемого значения ($\Delta\theta$). Рассмотрим назначение основных блоков модели.

Блок «*Step*» (рис. 2) формирует единичное ступенчатое воздействие для исследования переходной реакции на него канала продольного движения. Сигнал на его выходе равен $10/57.3$ рад. Динамическое звено «*Transfer Fcn*» представляет собой ПФ продольного канала по скорости тангажа, звено «*Transfer Fcn 1*» – по углу атаки, а звено «*Transfer Fcn 3*» – по нормальной перегрузке. Передаточные числа (значения коэффициентов усиления блоков «*Gain*», «*Gain 1*», «*Gain 2*») выбраны из условия обеспечения приемлемого качества переходных

процессов [4]. Значения коэффициентов *Gain*, *Gain1*, *Gain2*, *Gain5*, *Gain7*, *Gain11* и *Gain13* равны: минус 37.5, минус 0.5, минус 0.7, 57.3, 57.3, 14.183, 57.3 соответственно. Виртуальные осциллографы, назначение которых указано внизу блоков «*Scope*», показывают переходные процессы в различных точках канала. В нижней части рис. 2, слева направо, приведены осциллограммы процессов в различных точках канала: ошибки тангажа, отклонения руля, скорости тангажа – на первой координатной плоскости, сигналов перегрузки, угла тангажа и угла атаки ЛА – соответственно на второй, третьей и четвертой координатных плоскостях.

Блок «*Block casual wind*» на рис. 2 воспроизводит в имитационной модели [29] случайные порывы ветра (атмосферную турбулентность), воздействующие на ЛА. Фрагмент интерфейса программы *Simulink*, раскрывающий содержание этого блока, приведен на рис. 3.

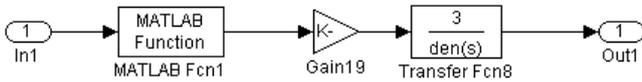


Рис. 3. Содержание блока «Block casual wind» в среде программы Simulink, воспроизводящего атмосферную турбулентность

Модель рис. 3 воспроизводит на выходе формирующего фильтра (блок «Transfer Fcn 8») реализацию случайного процесса, который аппроксимирует скорость порывов ветра, изменяющего направление полета ЛА. На вход формирующего фильтра с выхода блока «MATLAB Fcn 1» подается стандартный белый шум (математическое ожидание равно нулю, единичная дисперсия). ПФ формирующего фильтра описывается выражением [30]:

$$W_{\text{фп}}(p) = \frac{\sqrt{2 \cdot \tau_B \cdot \sigma_B}}{\tau_B \cdot p + 1},$$

а случайное приращение θ_B траекторного угла тангажа θ от скорости порывов ветра ξ_B – формулой

$$\theta_B = \frac{\xi_B}{(T_\theta \cdot p + 1) \cdot V},$$

где σ_B , τ_B – среднеквадратическое отклонение и время корреляции случайных порывов ветра.

Такое представление позволяет учесть влияние случайного ветра на управляемое движение ЛА путем воздействия на траекторный угол тангажа θ . Текущее значение

θ_i этого угла равно сумме значений угла $\theta_{\text{огр}}$, задаваемого командами управления, и угла θ_B , возникающего как результат действия ветра ($\theta_i = \theta_{\text{огр}} + \theta_B$).

Имитационная модель движения жесткого ЛА в продольной плоскости (рис. 2) будет использоваться далее в качестве базовой модели для оценки способности средств демпфирования упругих колебаний в имитационной модели ЛА с АДАК, а также при формировании сигналов управления для компенсации упругих деформаций. Рассмотрим теперь типовую модель движения упругого ЛА в продольной плоскости.

Типовая модель движения упругого ЛА в продольной плоскости

Для решения поставленной выше задачи воспользуемся моделью движения упругого ЛА в продольной плоскости, разработанной в [4,6,29]. Структурная схема движения упругого ЛА в продольной плоскости с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью приведена на рис. 4, а его имитационная модель – на рис. 5.

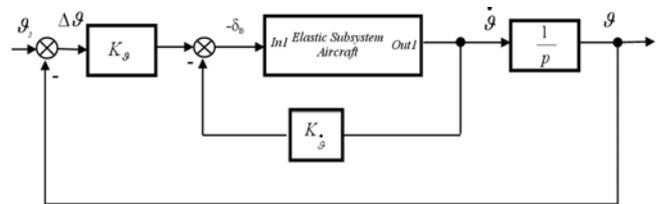


Рис. 4. Типовая структурная схема движения упругого ЛА с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью в продольной плоскости

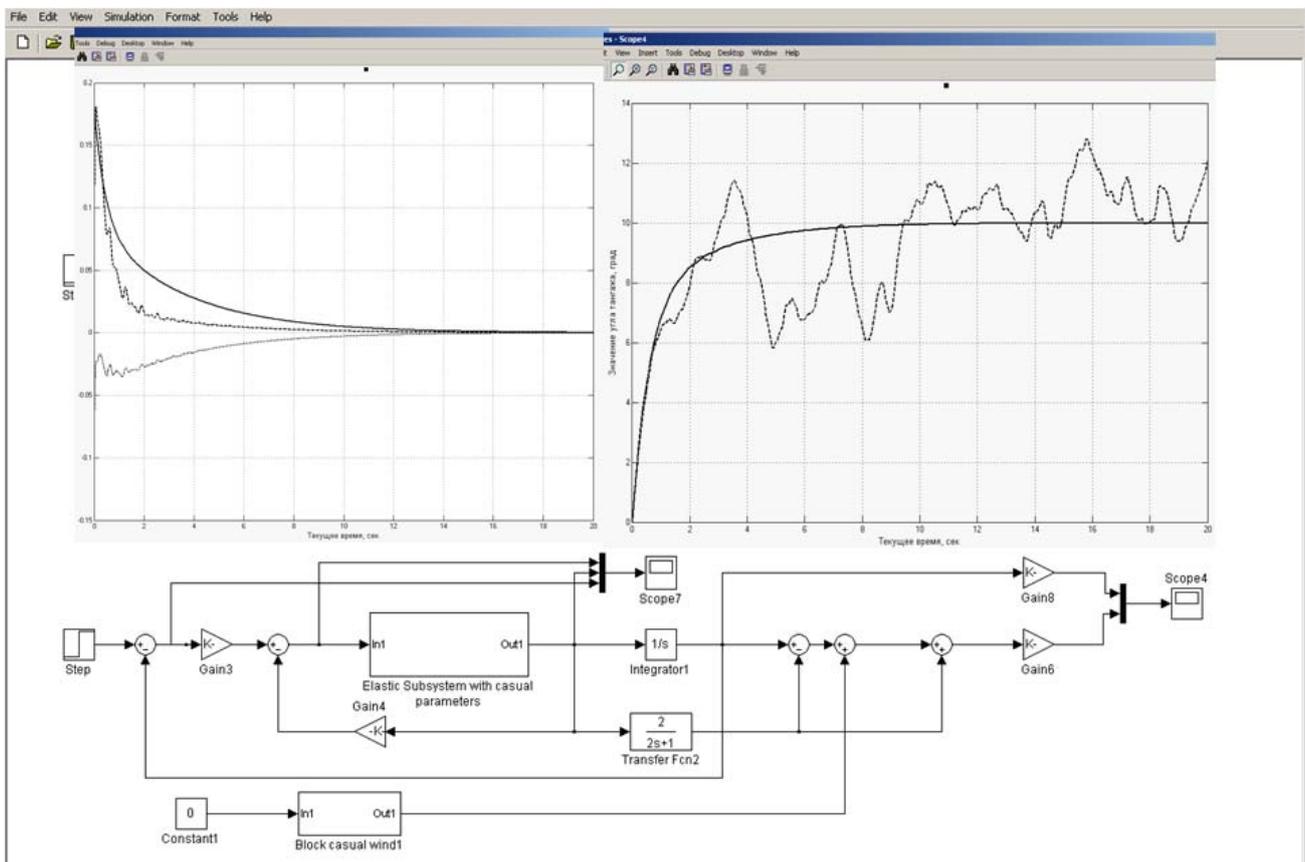


Рис. 5. Фрагмент интерфейса программы Simulink с моделью движения упругого ЛА с автопилотом тангажа с жесткой обратной связью в продольной плоскости

На рис. 5 блоки имитационной модели, кроме блока «Elastic Subsystem with casual parameters», имеют такое же назначение и значения параметров, как и в модели жесткого ЛА, изображенной на рис. 2. Блок «Elastic Subsystem...» описывает ПФ упругого ЛА по скорости

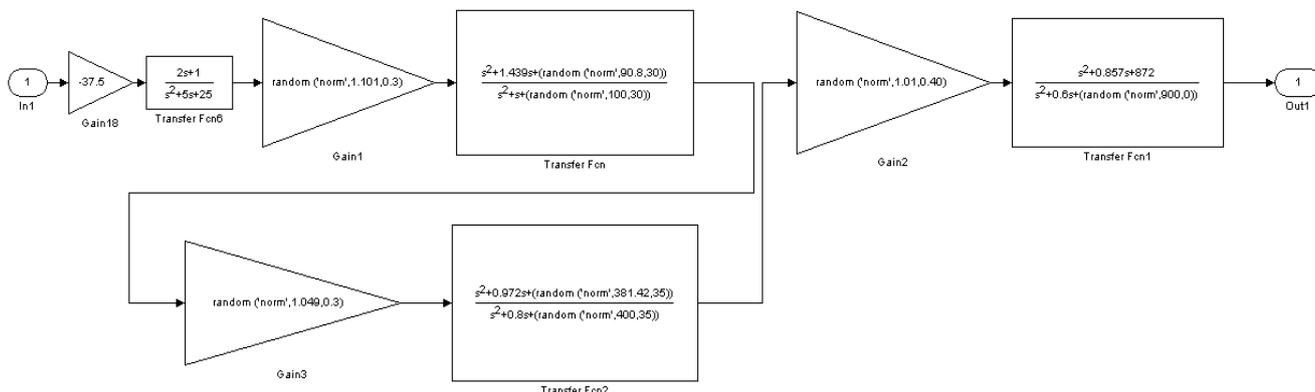


Рис.6. Структурная схема блока *Elastic Subsystem*

Таблица 1

Значения параметров модели упругих колебаний фюзеляжа ЛА

Тоны упругих колебаний фюзеляжа ЛА	Параметры модели упругих колебаний	
	Параметры ПФ от упругих колебаний <i>i</i> -х тонов к скорости тангажа	Параметры эквивалентных ПФ от упругих колебаний <i>i</i> -х тонов к скорости тангажа
Первый тон	$K_1 = -10 \text{ 1/c}^2$, $\omega_1^2 = 100$, $\sigma \omega_1^2 = 30$, $\xi_1 = 0.05$	$\tilde{K}_1 = 1.101$, $\sigma \tilde{K}_1 = 0.3$, $\tilde{\omega}_1^2 = 90.8$, $\sigma \tilde{\omega}_1^2 = 30$, $\tilde{\xi}_1 = 0.0755$
Второй тон	$K_2 = -5 \text{ 1/c}^2$; $\omega_2^2 = 400$, $\sigma \omega_2^2 = 35$, $\xi_2 = 0.02$	$\tilde{K}_2 = 1.049$, $\sigma \tilde{K}_2 = 0.3$, $\tilde{\omega}_2^2 = 381,42$, $\sigma \tilde{\omega}_2^2 = 35$, $\tilde{\xi}_2 = 0.02488$
Третий тон	$K_3 = -2 \text{ 1/c}^2$; $\omega_3^2 = 900$, $\sigma \omega_3^2 = 0$, $\xi_3 = 0.01$	$\tilde{K}_3 = 1.01$, $\sigma \tilde{K}_3 = 0.4$, $\tilde{\omega}_3^2 = 872$, $\sigma \tilde{\omega}_3^2 = 0$, $\tilde{\xi}_3 = 0.0145$

Как видно из рис. 6 и табл. 1, параметры ПФ тонов упругих колебаний представляются в виде случайных величин, которые характеризуются математическими ожиданиями и среднеквадратическими отклонениями.

Апробация приведенных выше имитационных моделей (рис. 2, рис. 5) показала, что они адекватно отображают функционирование продольных каналов жесткого и упругого ЛА. При этом моделирование проводилось при следующих исходных данных по условиям полета и характеристикам жесткого ЛА, являющихся гипотетическими: $V=139 \text{ м/с}$, $H=1000 \text{ м}$, $m=30000 \text{ кг}$, $S=50 \text{ м}^2$, $C_{y\alpha}^a=4.6$, $\omega_a=5$, $\xi_a=0.5$, $K_\alpha^B=4.62$, $K_g^B=1.5$, $\tau_a=3.9$, $T_\theta=2$, $b_A=P_{00}=2.62 \cdot 10^5 \text{ Н}$. [4].

Однако для исследования вопросов подавления или демпфирования упругих колебаний конструкции ЛА одних только этих моделей недостаточно. Необходимы также модели самих устройств подавления таких колебаний и формирования сигналов управления ими. Так

тангажа (3) с учетом первых трех тонов изгибных колебаний и случайного характера изменения значений параметров этих колебаний. Структура этого блока приведена на рис. 6, а значения параметров ПФ тонов упругих колебаний – в табл. 1.

как модели устройств подавления упругих колебаний являются объектами исследований, а самих таких устройств может быть довольно много, то для конкретности рассмотрим одно из таких возможных устройств, а именно, АДАК на основе управляемого воздействия на секции руля высоты ЛА и возможный алгоритм (модель) формирования управляющих воздействий для такого АДАК.

Алгоритм формирования управляющих воздействий для подавления аэроупругих колебаний фюзеляжа ЛА

При разработке алгоритма формирования управляющих воздействий для АДАК необходимо в первую очередь учесть особенности реализации специальных мер для исключения или частичной компенсации влияния упругих деформаций на управление полетом и прочностью ЛА. В [3,4,7] показано, что наиболее предпочтительным является частичное или полное подавление упругих колебаний и, как правило, с использованием существующих органов управления ЛА. При этом сигналы управления могут формироваться в специальных контурах САУ или АДАК. Обычно при синтезе АДАК ограничиваются несколькими тонами упругих колебаний, оказывающих наибольшее влияние на управление полетом ЛА. В АДАК сигналы широкополосных датчиков (линейных и угловых акселерометров), фиксирующих составляющие этих тонов, применяются для формирования управляющих сигналов. Под действием этих сигналов рулевые приводы отклоняют органы управления (рули) таким образом, чтобы создаваемые ими аэродинамические силы были направлены на подавление упругих колебаний. В качестве быстродействующих органов управления применяются, как правило, отдельные симметричные секции рулей ЛА, а датчики (акселерометры) устанавливаются в непосредственной близости от них.

Обычно применяют две пары акселерометров. Одна пара устанавливается вблизи от органов управления, а другая – в центре масс ЛА [4,6,7]. При этом акселерометры, установленные в центре масс, служат для выделения ускорений ЛА как жесткого тела из сигналов поступающих от акселерометров, установленных около органов управления АДАК. Демпфирование продоль-

ных упругих колебаний фюзеляжа производится АДАК путем симметричного отклонения секций рулевых поверхностей по сигналам нормальных акселерометров, а поперечных – дифференциальным отклонением тех же секций рулевых поверхностей по сигналам поперечных акселерометров.

Таким образом, АДАК, как средство автоматического управления, должен обеспечивать уменьшение амплитуды продольных аэроупругих колебаний фюзеляжа ЛА путем симметричного отклонения органов управления аэроупругими колебаниями (в нашем случае – внешних (управляющих) секций руля высоты) при возникновении разности между нормальной перегрузкой, возникающей при продольном движении жесткого ЛА (твердого тела), и перегрузкой, возникающей при продольном движении упругого ЛА.

В этом случае, как показано в [4,7], может быть реализован следующий простой алгоритм управления внешними секциями руля высоты ЛА:

$$\Delta\delta_{p.vнш}^{АДАК} = -k_{\Delta n_y}^{\delta p.vнш} (\Delta n_y - \Delta n_y^{упр.}), \quad (6)$$

где $\Delta\delta_{p.vнш}^{АДАК}$ – отклонение внешних секций руля автоматом демпфирования аэроупругих колебаний фюзеляжа из нейтрального положения; Δn_y – нормальная (избыточная) перегрузка в центре масс ЛА; $\Delta n_y^{упр.}$ – нормальная перегрузка упругого ЛА в точке приложения управляющего воздействия органа управления упругими колебаниями; $k_{\Delta n_y}^{\delta p.vнш}$ – передаточный коэффи-

циент по разности нормальных перегрузок в канале управляющих секций руля высоты.

Именно такой алгоритм формирования управляющих воздействий для подавления аэроупругих колебаний фюзеляжа ЛА будет использоваться в математической модели канала тангажа, имитирующей продольное движение упругого летательного аппарата с АДАК.

Имитационная математическая модель канала тангажа упругого летательного аппарата с автоматом демпфирования аэроупругих колебаний

На основе использования приведенных выше моделей жесткого и упругого ЛА (рис. 2, 5) и внедрения в них алгоритма формирования управляющих воздействий для подавления аэроупругих колебаний (6) была разработана математическая имитационная модель канала тангажа упругого ЛА с автоматом демпфирования аэроупругих (изгибных) колебаний фюзеляжа. Модель построена с использованием типовых динамических элементов программы *Simulink* [31,32] и представлена на рис. 7. Базовая имитационная модель канала тангажа жесткого ЛА изображена в верхней части рис. 7, а модель ЛА, учитывающая случайные изменения параметров упругих колебаний фюзеляжа и управляющие воздействия АДАК, направленные на подавление таких упругих колебаний – в нижней части рис. 7. Обе модели, изображенные на рис. 7, имеют динамические элементы с одинаковыми характеристиками, кроме ПФ по скорости тангажа, и они соответствуют значениям, приведенным для моделей, изображенных на рис. 2 и 5.

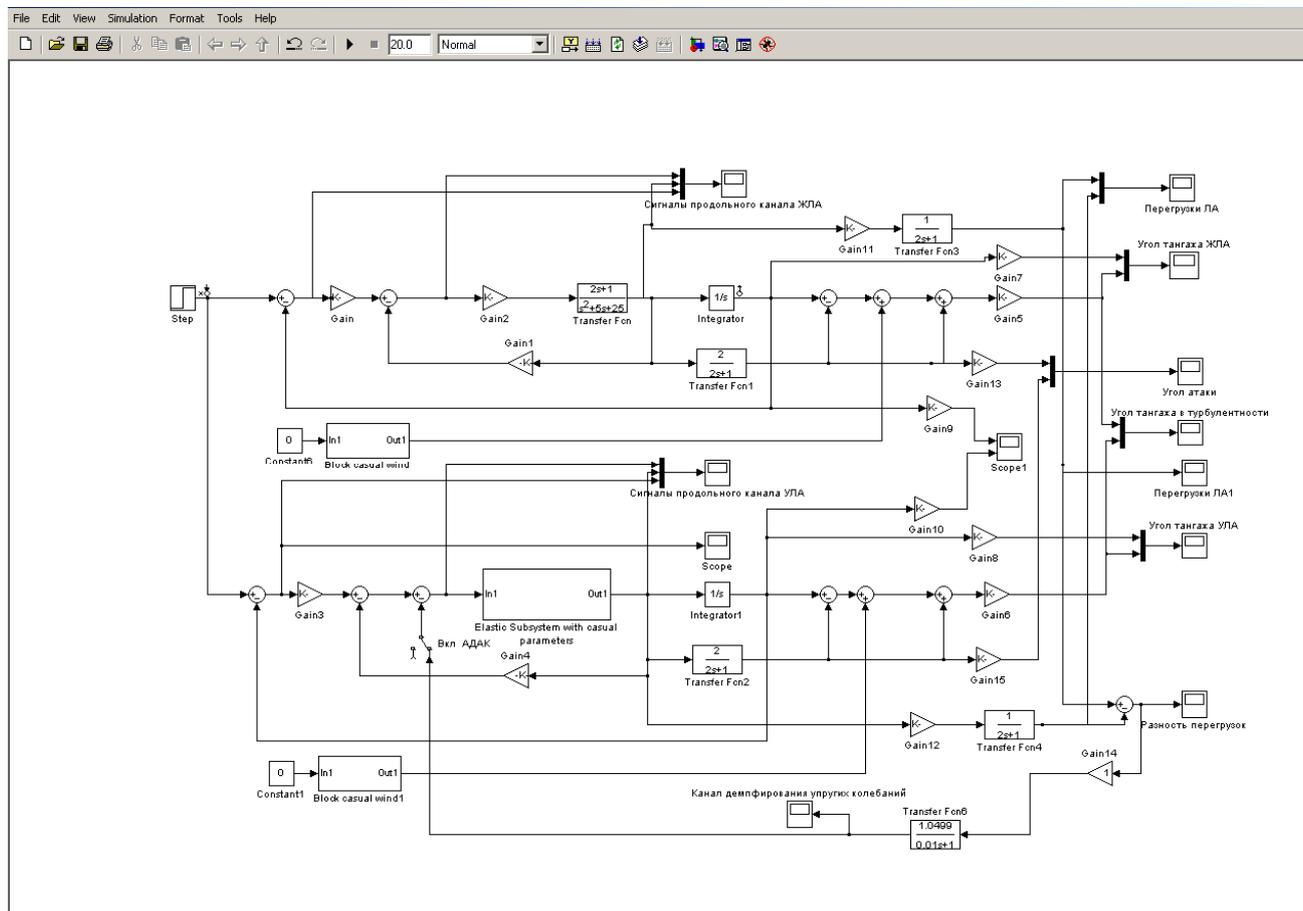


Рис. 7. Имитационная модель упругого ЛА с автоматом демпфирования аэроупругих колебаний

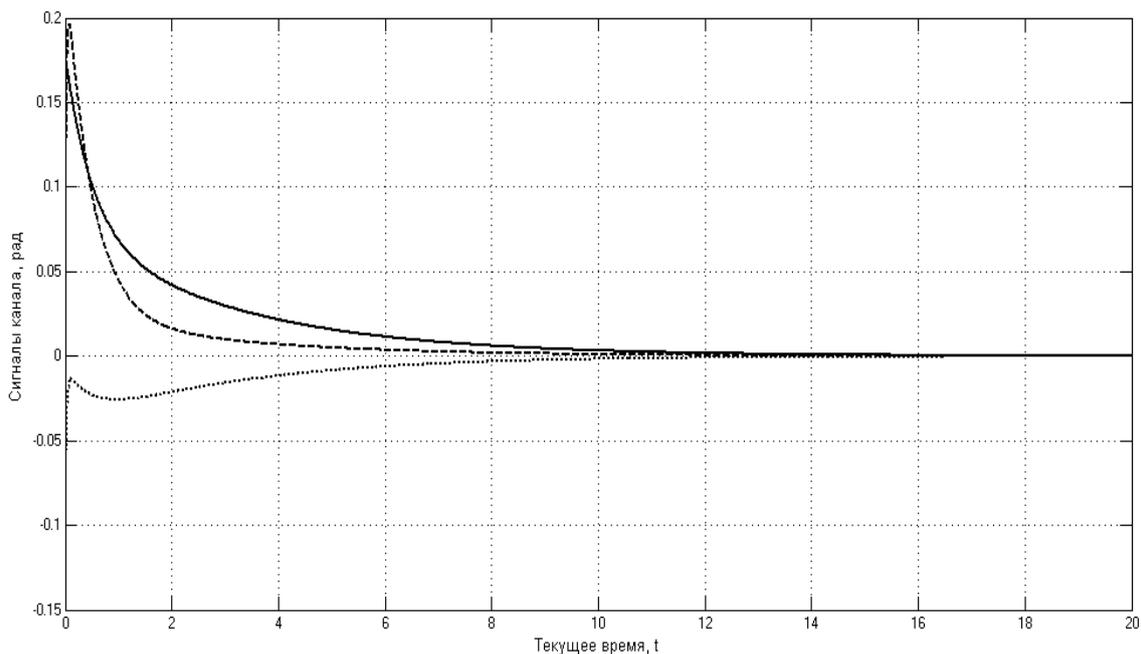
Элементы контура АДАК (канала демпфирования упругих колебаний), реализующие алгоритм (6), изображены в верхней и нижней частях рис. 7.

К этим элементам относятся следующие блоки: $Gain11$, $Gain12$, $Gain14$, $Transfer Fcn3$, $Transfer Fcn4$, $Transfer Fcn6$, вычитающее устройство, осциллограф «Разность перегрузок» и переключатель «Вкл. АДАК». При этом коэффициенты усиления $Gain11$, $Gain12$, $Gain14$ равны 14.183, 14.183 и 1 соответственно. В подсистеме *Elastic Subsystem* моделируется канал тангажа с первыми тремя тонами упругих колебаний фюзеляжа. При этом передаточные функции тонов колебаний представляются в виде случайных функций, характеризующихся математическими ожиданиями (МО) и среднеквадратическими отклонениями (СКО). В качестве

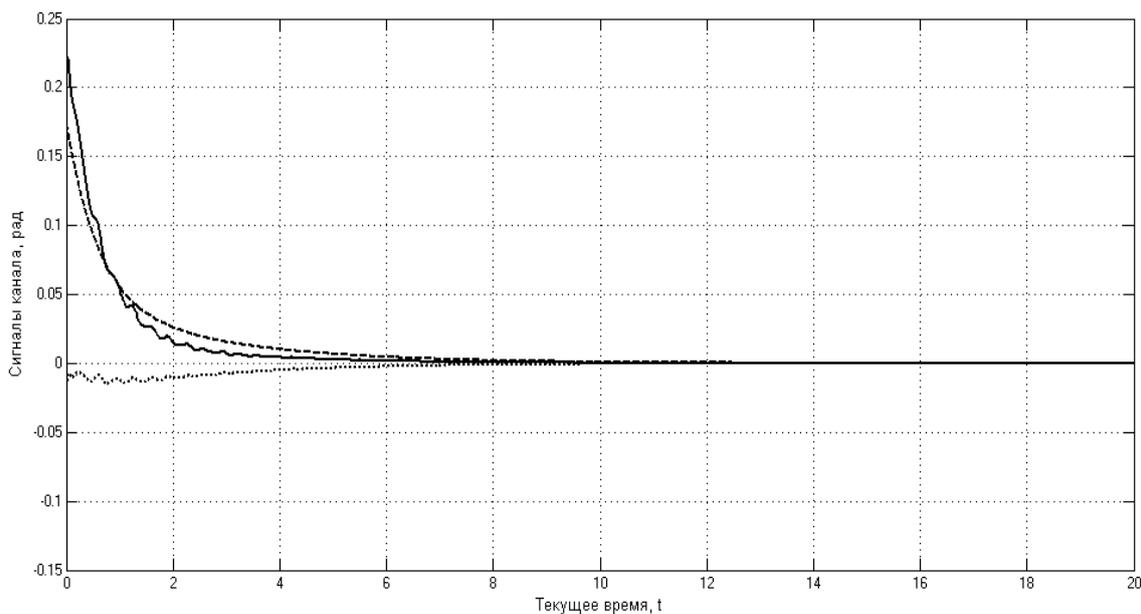
случайных величин принимаются значения некоторых коэффициентов передачи, собственных частот и коэффициентов демпфирования (табл. 1).

Результаты имитационного моделирования

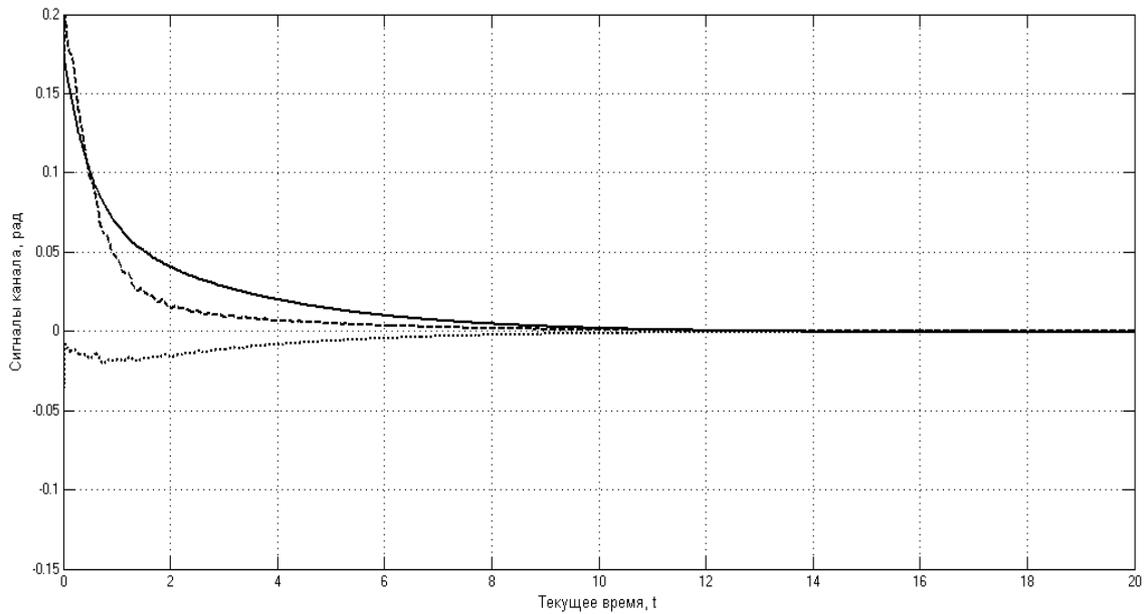
Результаты имитационного моделирования в среде *Simulink*, полученные с использованием разработанной модели упругого ЛА с АДАК при исходных данных, принятых выше, представлены ниже на рис. 8-15 в виде осциллограмм сигналов, снимаемых в различных точках модели (осциллографы «Сигналы продольного канала ЖЛА (УЛА)» и др. на рис. 7). На рис. 8 приведены осциллограммы сигналов в различных точках канала тангажа (продольного канала) для одной реализации моделируемого процесса.



а)

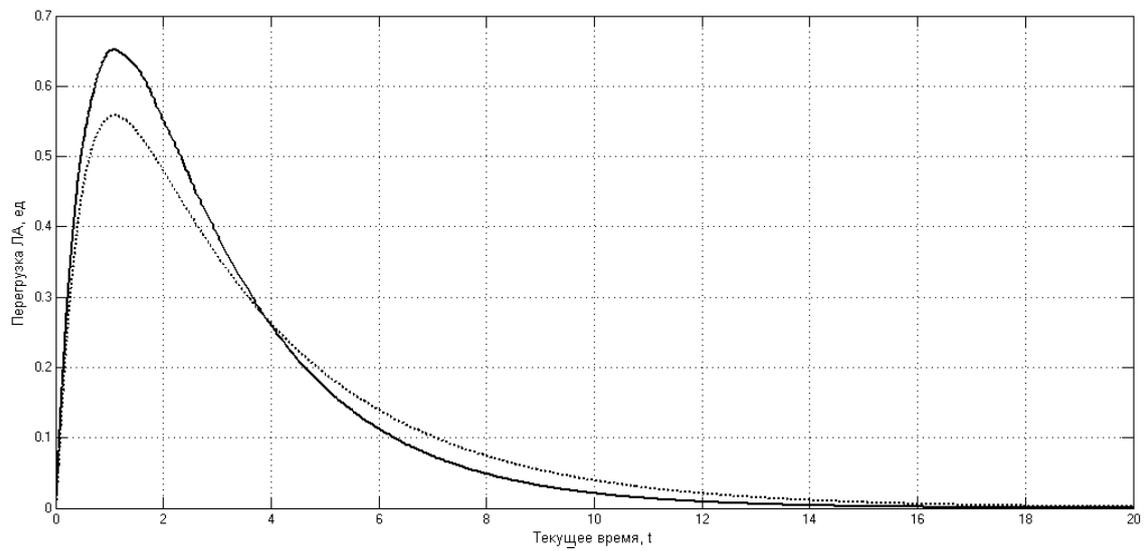


б)

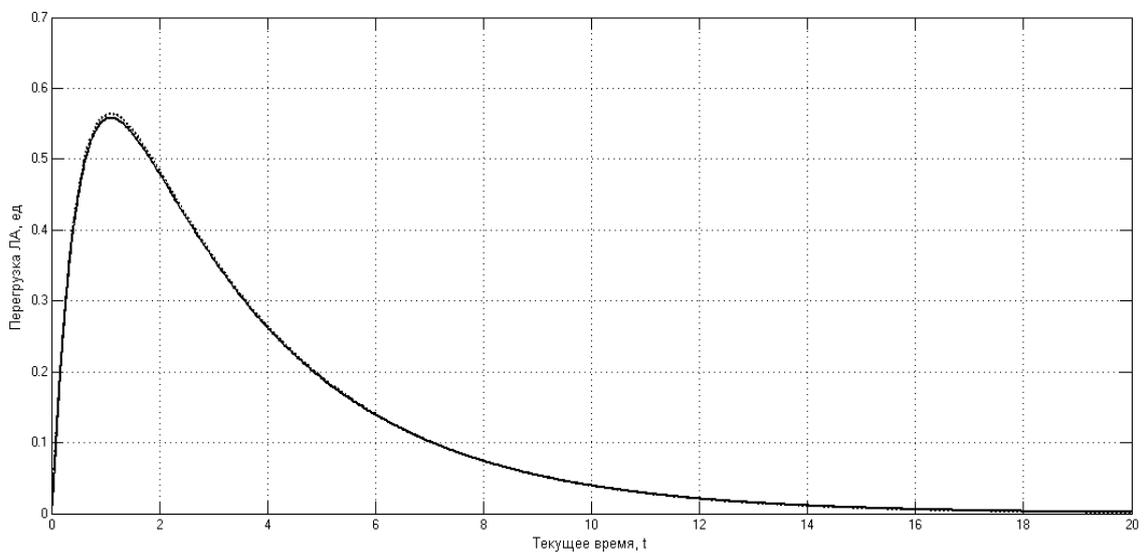


в)

Рис. 8. Осциллограммы сигналов в различных точках контуров канала тангажа жесткого ЛА (а), упругого ЛА (б) и упругого ЛА с АДАК (в)

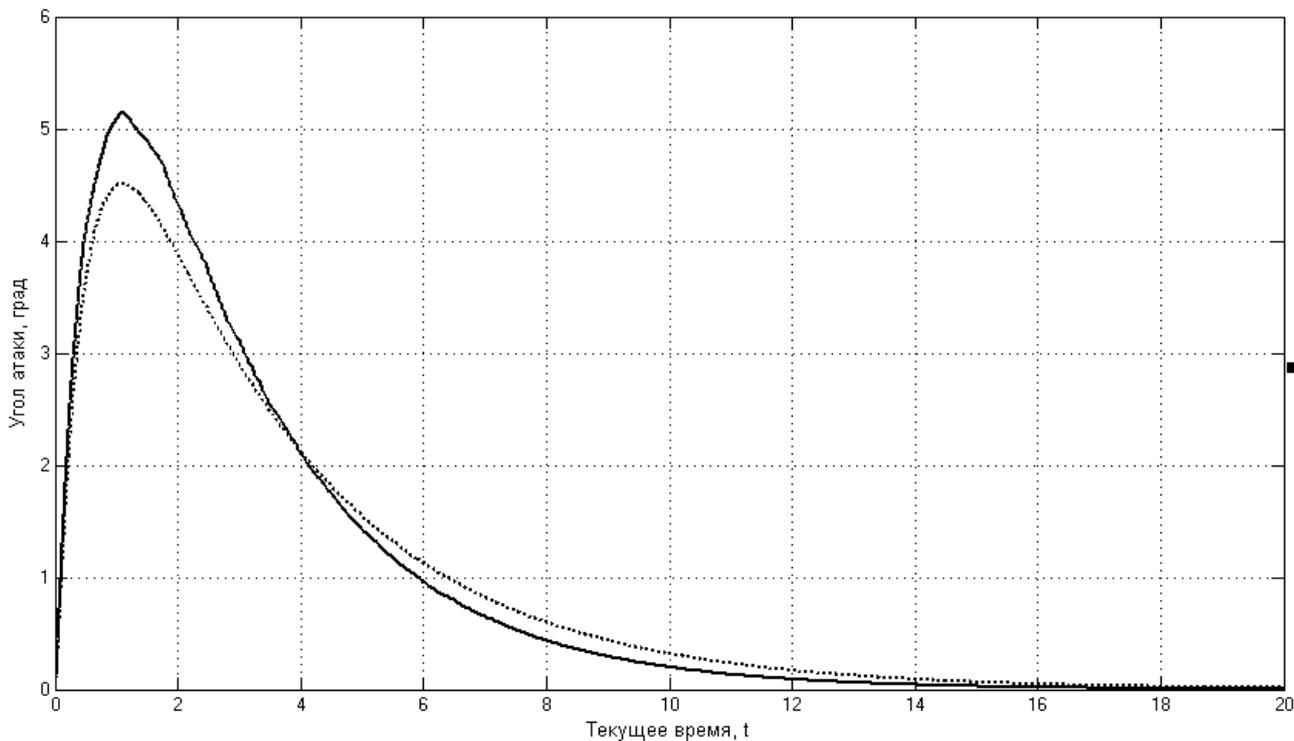


а)

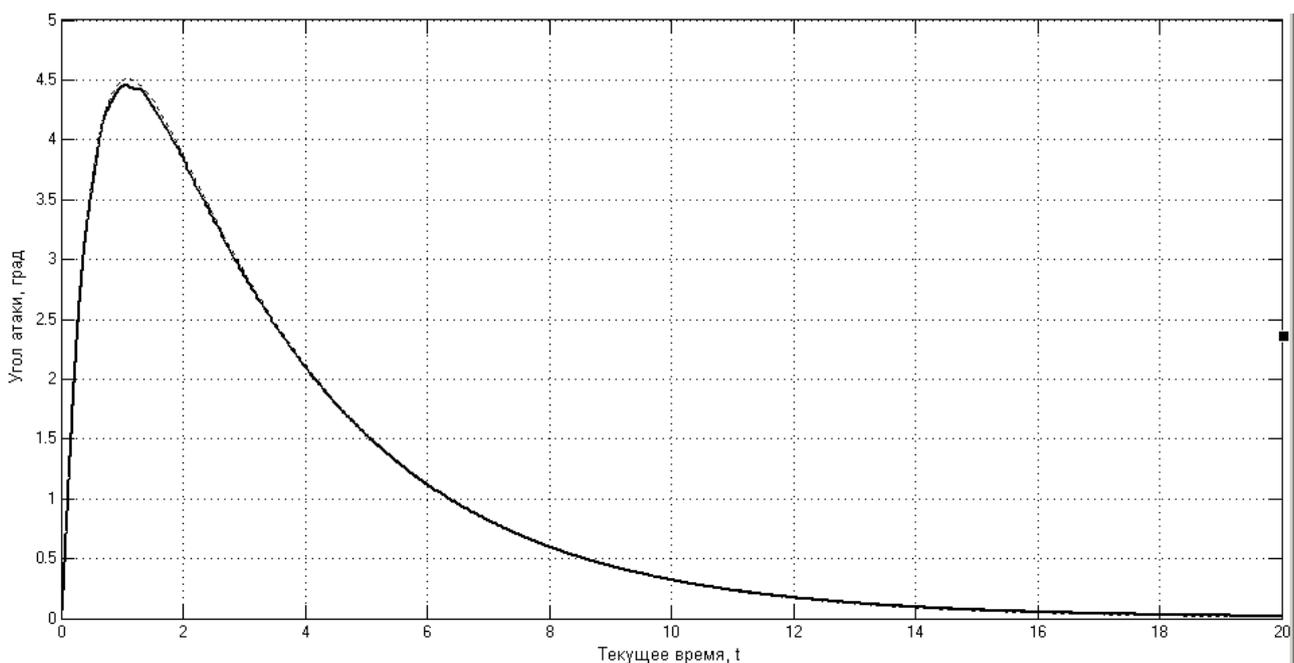


б)

Рис. 9. Осциллограммы сигналов нормальной перегрузки в продольном канале жесткого и упругого ЛА без АДАК (а) и с АДАК (б)



а)



б)

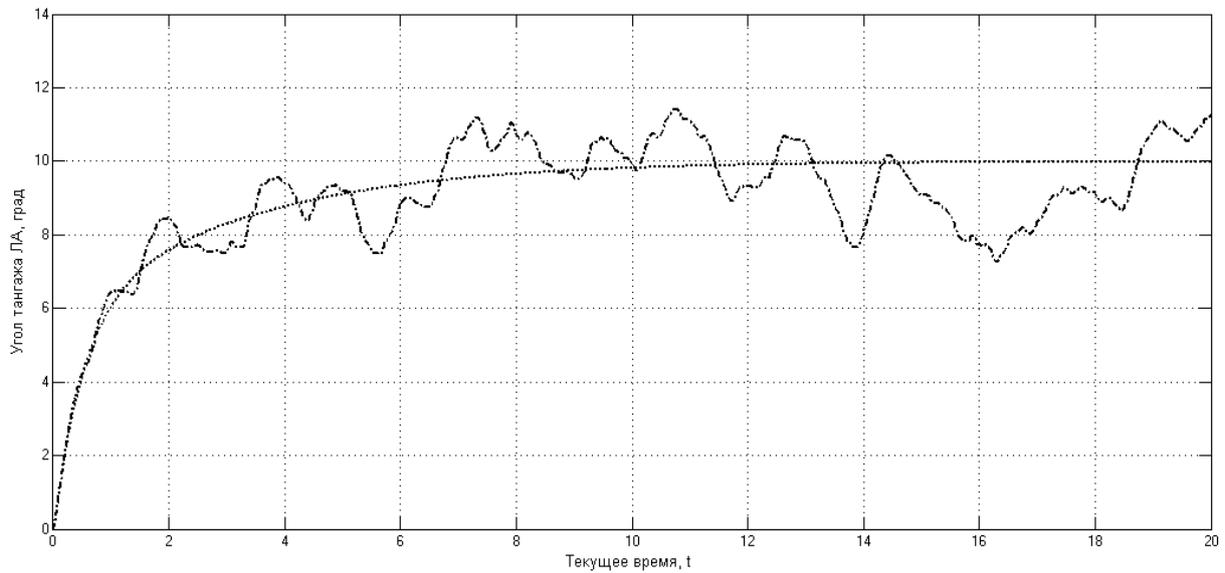
Рис. 10. Осциллограммы сигналов угла атаки в продольном канале жесткого и упругого ЛА без АДАК (а) и с АДАК (б)

Сплошной линией на рис.8 показана осциллограмма сигнала ошибки тангажа ЛА, точечной линией – осциллограмма сигнала ошибки демпфера тангажа, а пунктирной линией – осциллограмма сигнала угловой скорости тангажа ЛА $\omega_z = \dot{\theta}$.

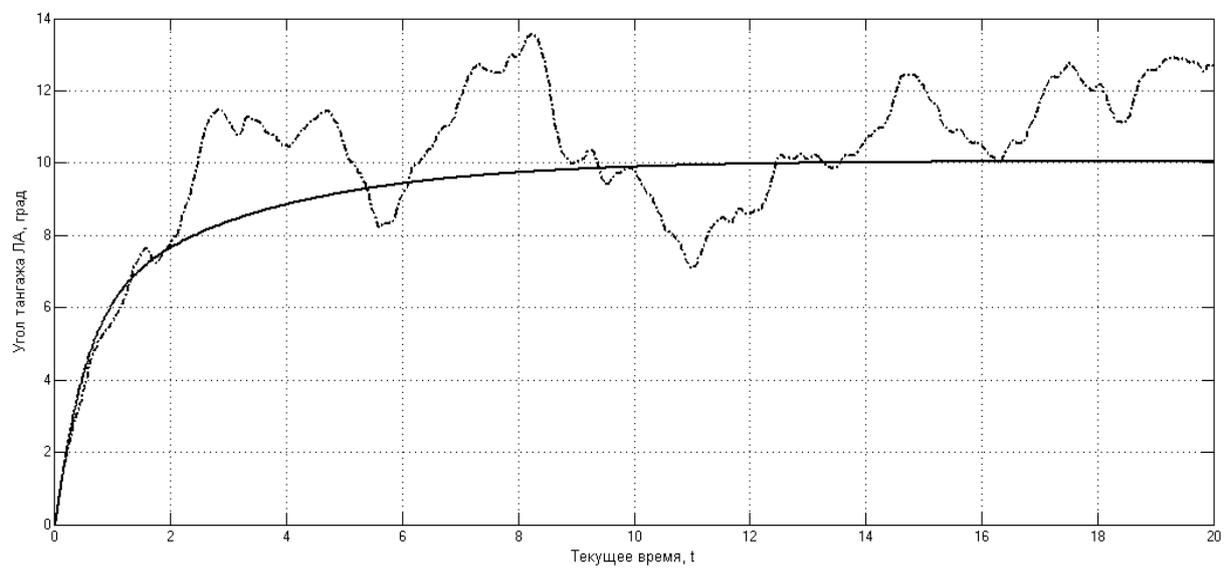
На рис. 9 и 10 показаны зависимости, характеризующие переходные процессы продольного канала жесткого ЛА и упругого ЛА с АДАК и без него по нормальной перегрузке и углу атаки при скачкообразном

изменении задающего воздействия. На этих рисунках сплошной линией изображены сигналы для упругого ЛА, а точечной линией – для жесткого ЛА.

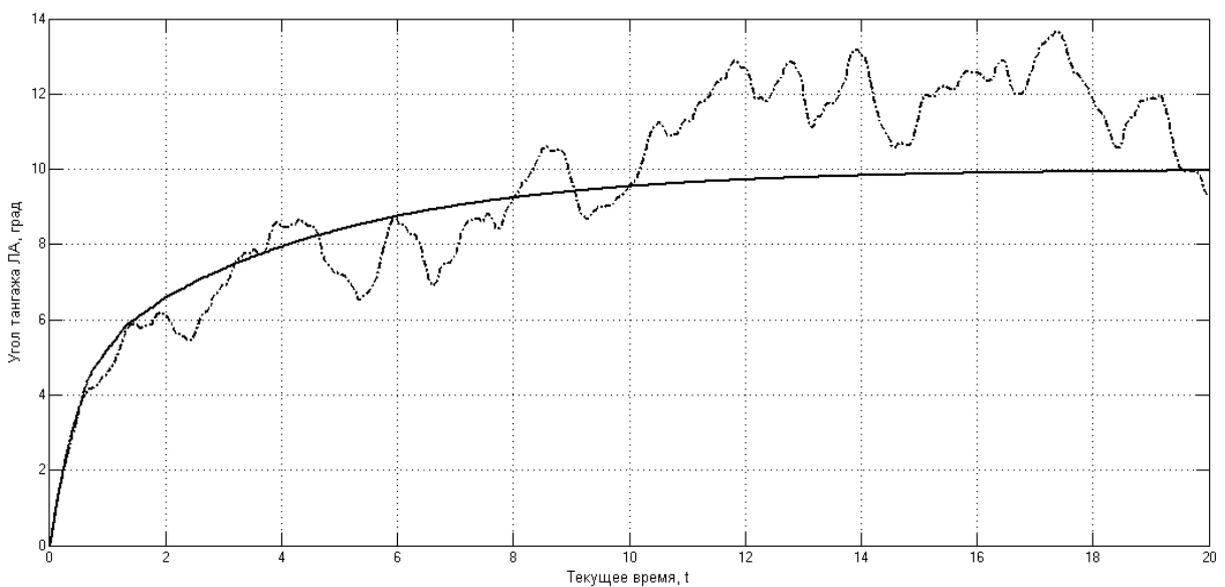
На рис.11 приведены осциллограммы сигналов угла тангажа θ на выходе продольного канала. На рис. 11 а) кривая, изображенная точечной линией соответствует сигналу угла тангажа без ветровых возмущений, а штрихпунктирной линией – при наличии ветровых возмущений (случайных порывов ветра) с СКО $\sigma_B = 3$ м/с.



а)



б)



в)

Рис.11. Осциллограммы сигналов угла тангажа в продольном канале жесткого ЛА (а), упругого ЛА без АДАК (б) и упругого ЛА с АДАК (в)

На рис. 11 б) и в) сплошной линией показан сигнал угла тангажа упругого ЛА при отсутствии ветровых возмущений, а штрихпунктирной линией – при наличии случайных порывов ветра.

Анализ сигналов, изображенных на рис. 8–11, показывает, что введение в продольный канал упругого ЛА сигналов АДАК, воздействующих на внешние секции руля высоты, фактически обеспечивает подавление вредного влияния упругих деформаций на параметры короткопериодического движения ЛА.

Однако следует отметить, что на рис. 8–11 показаны осциллограммы сигналов, являющиеся отдельными реализациями случайных процессов упругих деформаций фюзеляжа ЛА и вертикальных порывов ветра. Такой же характер имеет и осциллограмма отклонения по сигналам АДАК секций руля высоты упругого ЛА, приведенная на рис. 12. Полную картину влияния АДАК на параметры движения ЛА можно будет выяснить только после исследования статистических характеристик этих процессов.

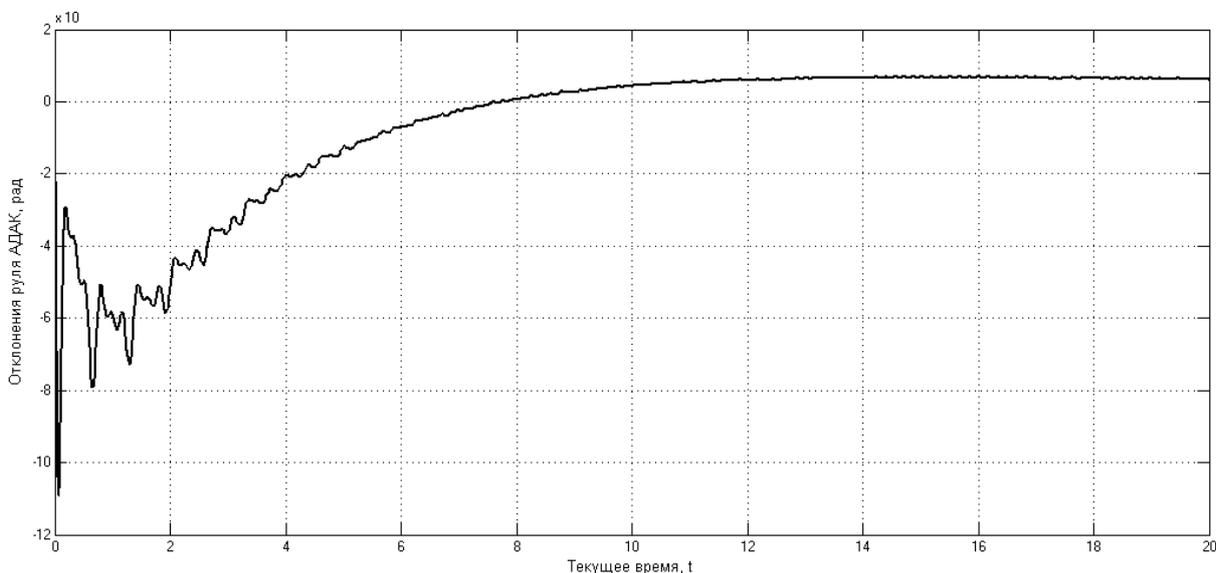


Рис. 12. Осциллограмма отклонения секций руля высоты упругого ЛА по сигналам АДАК

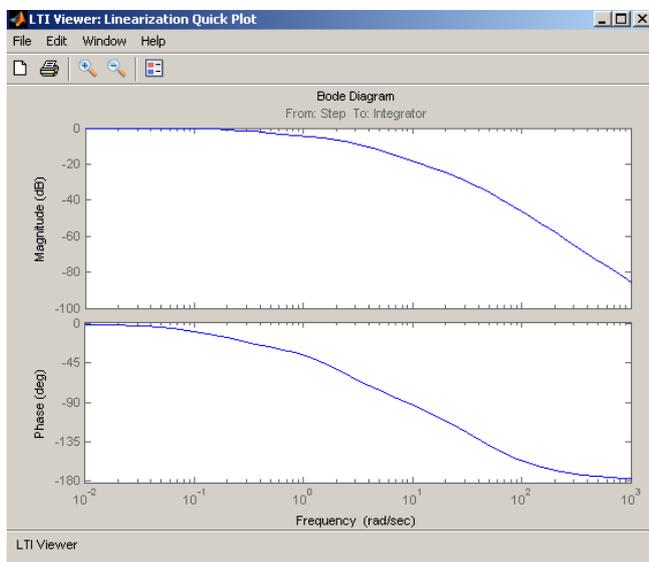


Рис.13. Фрагмент окна обозревателя *LTI-Viewer* программы *Simulink*, показывающего вид АЧХ (вверху) и ФЧХ (внизу) замкнутой ПФ канала тангажа (продольного канала) жесткого ЛА

Оценка динамических свойств и устойчивости рассматриваемых каналов тангажа при короткопериодическом движении жесткого ЛА, упругого ЛА и упругого ЛА с АДАК проводилась с использованием не только их переходных реакций на входные воздействия, приведенных на рис. 8–12, но и амплитудно-частотных (АЧХ) и фазо-частотных характеристик (ФЧХ). Эти характеристики определялись в процессе имитационного моделирования с применением инструментов линей-

ного анализа программы *Simulink* (пакет *Linear Analysis Tool*) [31]. На рис. 13 показаны АЧХ (вверху) и ФЧХ (внизу) замкнутой ПФ канала тангажа (продольного канала) жесткого ЛА.

Зависимости, представленные на рис.13, подтверждают работоспособность модели продольного канала жесткого ЛА и свидетельствуют об устойчивости, а также о приемлемых динамических свойствах канала.

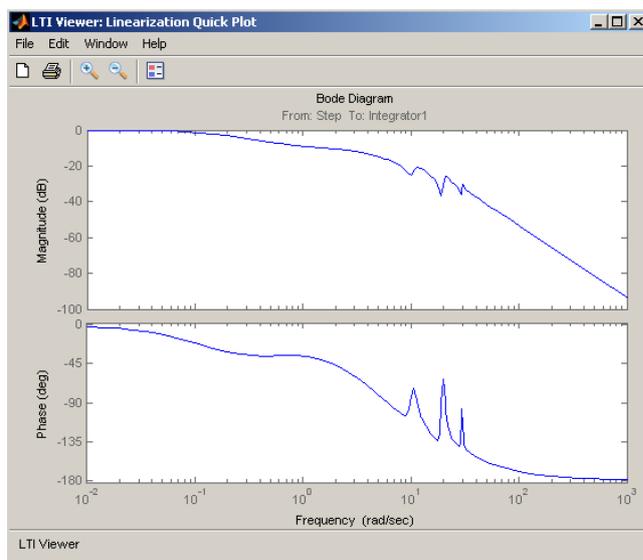


Рис.14. Фрагмент окна обозревателя *LTI-Viewer* программы *Simulink*, показывающего вид АЧХ (вверху) и ФЧХ (внизу) замкнутой ПФ канала тангажа упругого ЛА при отсутствии средств подавления упругих колебаний

На рис.14 приведены АЧХ (вверху) и ФЧХ (внизу) замкнутой ПФ канала тангажа упругого ЛА при отсутствии средств подавления упругих колебаний, а на рис.15 – для упругого ЛА, оснащенного АДАК.

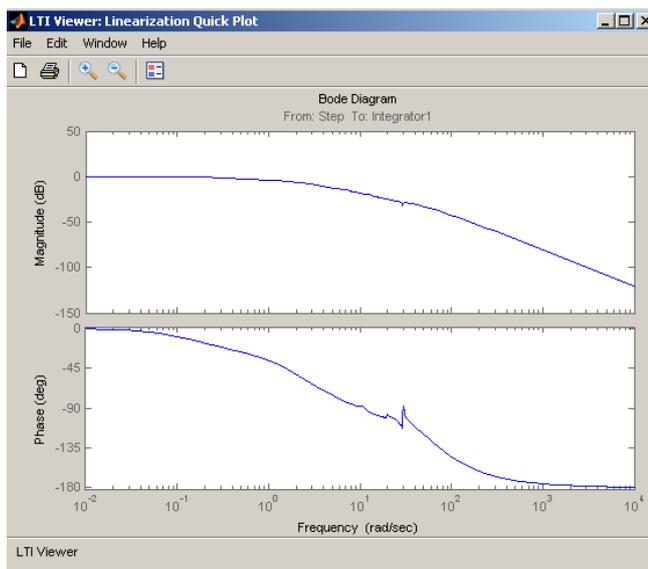


Рис.15. Фрагмент окна обозревателя *LTI-Viewer* программы *Simulink*, показывающего вид АЧХ (вверху) и ФЧХ (внизу) замкнутой ПФ канала тангажа упругого ЛА, оснащенного АДАК.

Из анализа приведенных на рис. 11 и 14 кривых, видно, что даже незначительное изменение параметров упругих колебаний фюзеляжа, обусловленных их случайным характером, приводит к значительному изменению АЧХ, ФЧХ и динамических характеристик переходных процессов канала тангажа упругого ЛА. Эти изменения хорошо согласуются с результатами работ [3–46,9–13]. На частотах, близких ко всем тонам упругих колебаний (1-му, 2-му и 3-му), увеличиваются скачки, провалы в ФЧХ и перепады амплитуды на ЛАЧХ, приводящие к блужданиям запаса устойчивости. Изменения в ПХ приводят к снижению скорости ее нарастания, увеличению времени достижения установившегося значения, и большей инерционности продольного канала (рис. 11 б) [28]. Однако, как видно из графических зависимостей, приведенных на рис.7–15, подавление аэроупругих колебаний позволяет нивелировать эти отрицательные факторы. Так, упругие колебания 1-го и 2-го тонов, как видно по кривым АЧХ и ФЧХ на рис. 15, практически подавляются полностью, а амплитуда колебаний 3-го тона снижается. При этом переходные процессы по нормальной перегрузке, углам атаки и тангажа становятся практически такими же, как у жесткого ЛА. Таким образом, данная имитационная модель, несмотря на свою простоту, позволяет исследовать влияние устройств компенсации упругих деформаций на пространственные и динамические характеристики продольного движения ЛА.

Кроме того, анализ приведенных выше результатов и их сравнение с результатами ранее выполненных исследований [3,4,28,29] показывает, что разработанная имитационная модель адекватно описывает динамику функционирования канала тангажа упругого ЛА с демпферами тангажа и аэроупругих колебаний (автоматом демпфирования аэроупругих колебаний). Такая математическая модель может быть использована в качестве основы при создании статистической имитационной модели для исследования и определения зна-

чений статистических характеристик продольного движения ЛА с различными типами АДАК и их сравнения между собой.

Заключение

1. Предложен подход к построению простых и не требующих значительных вычислительных и временных затрат имитационных моделей продольного движения упругого ЛА при использовании средств активного (принудительного) подавления (демпфирования) аэроупругих колебаний его конструкции, возникающих в полете, путем воздействия на органы управления (рули) ЛА. Этот подход может быть востребован при выполнении предварительных оперативных оценок различных вариантов построения устройств подавления аэроупругих колебаний элементов конструкции ЛА.

2. Разработанные и реализованные в программной среде *Simulink* имитационные математические модели могут быть использованы для исследования переходных реакций упругого ЛА, оснащенного автоматом демпфирования упругих колебаний, формирующим управляющие воздействия на руль высоты. Они позволяют получить качественные и количественные оценки значений характеристик продольного движения упругого ЛА, обусловленные влиянием на них различных значений параметров аэроупругих колебаний и атмосферной турбулентности, носящих случайный характер. Полученные результаты хорошо иллюстрируют работоспособность моделей и показывают их возможности. Для получения более детальных зависимостей параметров пространственного движения конкретного типа упругого ЛА от значений случайных параметров изгибных колебаний необходимо выполнить соответствующую конкретизацию моделей и провести дополнительные исследования.

3. На основе разработанной имитационной модели может быть построена статистическая математическая модель, позволяющая исследовать статистические характеристики продольного движения упругого ЛА с учетом случайных значений параметров тонов изгибных деформаций фюзеляжа ЛА и атмосферной турбулентности в условиях применения устройства (автомата) компенсации (демпфирования) упругих колебаний. Такая модель может быть использована также для определения допустимых для безопасного полета ЛА значений параметров турбулентности атмосферы и аэроупругих колебаний.

Приложение

Перечень использованных сокращений (аббревиатур)

- АДАК** – автомат демпфирования аэроупругих колебаний;
- АЧХ** – амплитудно-частотная характеристика;
- ДУС** – датчик угловой скорости;
- ЖЛА** – жесткий летательный аппарат;
- ЖОС** – жесткая обратная связь;
- ЛА** – летательный аппарат;
- ЛАЧХ** – логарифмическая АЧХ;
- МО** – математическое ожидание;
- ПФ** – передаточная функция;
- САУ** – система автоматического управления;
- СКО** – среднеквадратическое отклонение;
- УЛА** – упругий ЛА;
- ФЧХ** – фазо-частотная характеристика.

Литература

- 1 Белоцерковский С.М., Кочетков Ю.А., Красовский А.А., Новицкий В.В. Введение в аэроупругость. М.: Наука, 1980.
- 2 Кашин Г.М., Федоренко Г.И. Автоматическое управление продольным движением упругого самолета. М.: Машиностроение, 1974. 312 с.
- 3 Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. Учебное пособие. Москва: ВВИА, 1986. 478 с.
- 4 Асланян А.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. Часть 1: Учебное пособие. Киев: КВВАИУ, 1984. 434 с.
- 5 Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов / Под ред. В.В. Воробьева. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 202 с.
- 6 Кичигин Е.К., Демчук В.А., Лущик А.В., Агеев А.М. Системы автоматического управления полетом. Учебно-методическое пособие. Ч.1. Воронеж: ВАИУ, 2011. 149 с.
- 7 В. Г. Воробьев, С. В. Кузнецов. Автоматическое управление полетом самолетов: Учеб. для вузов. М.: Транспорт. 1995. 448 с.
- 8 Замыслов М.А., Мальцев А.М., Мальцев М.А., Михайленко С.Б., Штанькова Н.В. Автомат продольного управления летательного аппарата с нечетким регулированием коэффициентов передачи и порога ограничения угла атаки. // ВИНТИ. Транспорт: наука, техника, управление.- 2018, № 10.- С. 42–51.
- 9 Горшков А.Г. Аэрогидроупругость конструкций / А.Г. Горшков, В.И. Морозов, А.Т. Пономарев, Ф.Н. Шкрярчук. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2000. 591 с.
- 10 Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости / Я.Ц. Фын // Пер. с англ. М.: Физматгиз, 1959.
- 11 Tewari A. Aeroservoelasticity Modeling and Control / A. Tewari // New York: Springer. 2015.
- 12 Кабальнов Ю.С. Математическое моделирование колебательных движений крыла с гибким профилем / Ю.С. Кабальнов, Л.Ю. Уразаева // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2006. № 2. С. 36–43.
- 13 Нгуен В.Ф. Адаптивные электромеханические системы управления продольным движением летательных аппаратов с упругими свойствами: дисс. канд. техн. наук. // СПбГЭТУ. СПб., 2018. 218 с.
- 14 Gangsaas, D. Practical Gust Load Alleviation and Flutter Suppression Control Laws Based on LQG Methodology / D. Gangsaas, U. Ly, D.C. Norman // AIAA 81-0021, Jan. 1981.
- 15 Mukhopadhyay, V. Reduced-Order Optimal Feedback Control Law Synthesis for Flutter Suppression / V. Mukhopadhyay, J.R. Newsom, I. Abel // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 5(4). 1982. P. 389–395.
- 16 Mukhopadhyay, V. Transonic Flutter Suppression Control Law Design and Wind-Tunnel Test Results / V. Mukhopadhyay // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 23(5). 2000. P. 930–937.
- 17 Waszak, M. R. Robust Multivariable Flutter Suppression for Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model / M.R. Waszak // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 24(1). 2001. P. 147–153.
- 18 Marzocca, P. Comparison of Adaptive Control Architectures for Flutter Suppression / P. Marzocca, A. Behal, M. Cassaro, M. Battipede // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 38(2). 2015. P. 346–355.
- 19 Zhang, K. A continuous robust control strategy for the active aeroelastic vibration suppression of supersonic lifting surfaces / K. Zhang, Z. Wang, A. Behal // International Journal of Aeronautical and Space Science, 13(2). 2012. P. 210–220.
- 20 В.В. Путов, В.Н. Шелудько, В.Ф. Нгуен, Н.Д. Тхань. Адаптивное управление упругим беспилотным летательным аппаратом в условиях неопределенности // Известия СПбГЭТУ. ЛЭТИ. 2018. № 4. С. 48–56.
- 21 Lee, K. W. Robust higher-order sliding mode finite-time control of aeroelastic systems / K. W. Lee, S. N. Singh // Journal of Guidance, Control and Dynamics 37. 2014. P. 1664–1670.
- 22 Marino, R. Robust adaptive regulation of linear time-varying systems / R. Marino, P. Tomei // IEEE Trans. Automat. Control. 2000. Vol. 45. P. 1301–1311.
- 23 Wang, Z. Model-free control design for multi-input multi-output aeroelastic system subject to external disturbance / Z. Wang, A. Behal, P. Marzocca // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 34(2). 2011. P. 446–458.
- 24 Block, J.J. Applied active control for a nonlinear aeroelastic structure / J.J. Block, T.W. Strganac // Journal of Guidance, Control, and Dynamics 21(6). 1998. P. 838–845.
- 25 Lee KW. Control of a wing section using leading - and trailing - edge flaps by L1 adaptive feedback despite disturbances / K.W. Lee, S.N. Singh // Proceedings of 218 the 51st aerospace sciences meeting and exhibit, Dallas, TX, USA, 7-10 January 2013.
- 26 Lee, K.W. L1 Adaptive control of a nonlinear aeroelastic system despite gust load / K.W. Lee, S.N. Singh // Journal of Vibration and Control 19(12). 2013. P. 1807–1821.
- 27 Gregory, I. M. Adaptive control laws for flexible semi-span wind tunnel model of highaspect ratio flying wing / I.M. Gregory, C. Cao, V.V. Patel // In: Proceedings of the AIAA guidance, navigation and control conference, Hilton Head, SC, 21-22 August 2007, USA.
- 28 Волобуев М.Ф., Замыслов М.А., Мальцев А.М., Михайленко С.Б., Штанькова Н.В. Сравнение переходных характеристик продольного движения жесткого и упругого летательных аппаратов. // Проблемы безопасности полетов. ВИНТИ РАН. -2020, № 1.- С. 3–18.
- 29 Замыслов М.А., Мальцев А.М., Михайленко С.Б., Штанькова Н.В. Математическая модель для исследования статистических характеристик продольного движения упругого летательного аппарата. // ВИНТИ. Транспорт: наука, техника, управление.- 2020, № 10.- С. 10–19.
- 30 Гуткин Л.С., Борисов Ю.П., Валуев А.А. и др. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами. М.: Сов. Радио, 1968, С. 50–60, 680 с.
- 31 Дьяконов В.П. Simulink 5/6/7: Самоучитель. М.: ДМК Пресс, 2008.
- 32 Дьяконов В.П. MATLAB7*/R2006/R2007: Самоучитель. М.: ДМК Пресс, 2008. 768 с.

Сведения об авторах:

Замыслов Михаил Александрович.

Место работы: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), старший научный сотрудник.

Телефон 8 950 762 2234;

e-mail: mzam48@mail.ru.

Мальцев Александр Михайлович.

Место работы: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), старший научный сотрудник.

Телефон 8 906 589 3616;

e-mail: aleksamalcev@yandex.ru.

Михайленко Сергей Борисович.

Место работы: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), ведущий научный сотрудник.

Телефон 8 904 211 2437;

e-mail: mikhserbor@yandex.ru.

Штанькова Надежда Викторовна.

Место работы: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), научный сотрудник.

Телефон 8 903 856 1228;

e-mail: nadia_shtankova@mail.ru.

Адрес организации: 394064, г. Воронеж, ул. Старых большевиков, д. 54а.