

Динамическая реакция очень лёгкого самолёта на воздействие турбулентной атмосферы

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Выполнен анализ динамической реакции консоли крыла очень легкого самолета (ОЛС) на воздействие дискретного порыва. Построена математическая модель (ММ) аэроупругости ЛА. Исследовано влияние порыва на поведение упругого ЛА. В результате получены качественные зависимости и числовые параметры движения упругого ЛА.

Ключевые слова: очень легкий самолет, динамическая реакция, дискретный порыв, атмосферная турбулентность, математическая модель, частота собственных колебаний, упругость конструкции, обобщённая сила.

Актуальность. Изучение нагружения, деформирования и движения самолёта при полёте в неспокойной атмосфере является одной из важнейших задач аэроупругости. Применительно к легкомоторной авиации существует необходимость исследования поведения летательных аппаратов (ЛА) данной категории на воздействия атмосферной турбулентности, так как полёты малой авиации совершаются в приземном слое (на малых и предельно малых высотах), где наблюдается повышенная турбулентность из-за сильного влияния подстилающей поверхности. В лётной практике зафиксированы многочисленные случаи аварий и катастроф самолётов, обусловленные воздействием турбулентной атмосферы. Такие случаи могут возникать вследствие воздействия на ЛА дискретных порывов ветра, приводящих к разрушению конструкции из-за перегрузки, выхода самолёта на неустойчивые режимы полёта или усталостного разрушения. Для предотвращения подобных случаев в нормах лётной годности (НЛГ) существуют требования о необходимости учёта влияния скорости приложения нагрузок и динамических характеристик самолёта в условиях действия дискретных порывов. Для определения соответствия требованиям НЛГ необходимо использовать экспериментальные и расчетные методы.

Физическое моделирование влияния атмосферной турбулентности на ЛА зачастую представляет собой достаточно длительный и дорогостоящий процесс, а также ограничено из-за своих возможностей в воспроизведении явления в полном объеме [3]. Более широкими возможностями обладает математическое моделирование, которое имеет следующие преимущества:

- позволяет с помощью одного компьютера со специализированным программным комплексом осуществлять решение целого класса задач, имеющих одинаковое математическое описание;
- обеспечивает простоту перехода от одной задачи к другой путем изменения значений параметров исследуемой системы;
- благодаря декомпозиции позволяет моделировать систему по частям и исследовать отдельные факторы.

В рамках концепции «опережающего развития» математического моделирования создание адекватной модели процесса нагружения с учётом упругости конструкции является весьма актуальной задачей, решение которой способствует дальнейшему развитию методики и техники вычислительного эксперимента. Всё это в значительной мере сокращает затраты ресурсов при проектировании и разработке новых типов авиационной техники (АТ).

Объект исследования. Очень лёгкий самолёт нормальной категории, взлётной массой 650 кг. Крыло свободное, постоянной жесткости, прямое в плане. Эксплуатационный диапазон высот - от 0 до 3000 м.

Формирование ММ и методика исследования. Расчет упругих характеристик ЛА возможен лишь при замене реальной конструкции расчетной схемой. В обычных условиях эксплуатации конструкции самолёта материал всех его элементов работает в упругой области. Поэтому в качестве расчетной схемы такого ЛА берется линейная упругая модель. Элементы конструкции ЛА представляют собой тонкостенные подкреплённые оболочки большого удлинения и могут быть представлены в виде системы перекрестных балок.

В данной статье при построении ММ аэроупругости ЛА используется метод заданных форм. Деформация конструкции представляется путём разложения её по собственным функциям, которые отражают упругие свойства конструкции. Частоты и формы собственных колебаний конструкции получены по известной методике [4]. Удерживались первые четыре формы собственных колебаний. Рассмотрен случай продольного возмущённого движения вследствие воздействия экстремального дискретного порыва типа «единица минус косинус», регламентированного в НЛГ[1]. Скорость порыва согласно НЛГ на крейсерской скорости $U_0 = 50$ м/с составляет $U_{de} = 15,4$ м/с. Закон изменения скорости порыва по времени имеет вид

$$U(t) = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \left(\frac{2\pi U_0 t}{25b} \right) \right),$$

где U_{de} - эффективная скорость порыва;

t - время действия порыва;

b - средняя геометрическая хорда крыла.

Значение возмущённых аэродинамических характеристик определяется методами нестационарной аэродинамики на основе гипотезы квазистационарности [2].

Основные уравнения динамики ЛА позволяют во временной форме получить характеристики возмущённого движения относительно базового режима полёта – прямолинейного горизонтального. Уравнения описывают возмущённое движение ЛА как твёрдого тела и упругое деформирование конструкции. В уравнениях точкой указана локальная производная по времени в связанной системе координат (начало координат O расположено в центре масс, а оси направлены вдоль главных центральных осей инерции):

$$\begin{aligned} MU_0(\Omega_z - \dot{\alpha}) &= Y, \\ I_z \Omega_z &= M_z, \\ M_1(\ddot{q}_1 + 2\kappa_1 \Omega_1 \dot{q}_1 + \Omega_1^2 q_1) &= P_1, \end{aligned} \tag{1}$$

где M - масса ЛА;

U_0 - скорость ЛА при невозмущённом движении;

Ω_z - проекция вектора абсолютной угловой скорости относительно оси Oz ;

α - угол атаки ЛА;

Y - проекция поверхностной силы на ось y связанной системы координат;

I_z - момент инерции ЛА относительно оси Oz ;

M_z - момент тангажа относительно оси Oz ;

$l = 1, 2 \dots N$, N – количество удерживаемых форм собственных колебаний;
 M_l - обобщенная масса;
 q_l - неизвестные безразмерные функции времени (обобщенные координаты);
 κ_l - коэффициент конструкционного демпфирования упругих колебаний;
 Ω_l - частота собственных колебаний;
 P_l - обобщенные силы, которые вычисляются для связанной задачи аэроупругости.

Угол атаки α определяется так:

$$\alpha = \vartheta - \frac{\dot{\rho}_{0y}}{U_0}, \quad (2)$$

где ϑ - угол тангажа;

$\dot{\rho}_{0y}$ - вертикальная скорость центра масс.

Обобщенная масса определяется путём интегрирования по всему объёму V ЛА согласно соотношению

$$M_l = \iiint_V \bar{\varphi}_l(x, y, z) \cdot m'(x, y, z) \cdot \bar{\varphi}_l(x, y, z) dV, \quad (3)$$

где $\bar{\varphi}_l(x, y, z)$ - формы колебаний упругого ЛА;

m' - массовая плотность.

Обобщенная сила вычисляется путём интегрирования по всей поверхности S ЛА согласно соотношения

$$P_l = \iint_S \bar{\varphi}_l(x, y, z) \cdot \Delta \bar{p}(x, y, z) dS, \quad (4)$$

где Δp - возмущающая аэродинамическая нагрузка.

Возмущенные упругие перемещения $\Delta \bar{r}$ ищут в виде разложения по известным координатным векторным функциям форм собственных колебаний $\bar{\varphi}_l(x, y, z)$:

$$\Delta \bar{r} = \sum_{l=1}^N \bar{\varphi}_l q_l. \quad (5)$$

Скорости $\dot{\Delta \bar{r}}$ и ускорения $\ddot{\Delta \bar{r}}$ точек, связанные с упругим перемещением конструкции, определяют дифференцированием предыдущего равенства:

$$\begin{aligned} \dot{\Delta \bar{r}} &= \sum_{l=1}^{Nq} \bar{\varphi}_l \dot{q}_l, \\ \ddot{\Delta \bar{r}} &= \sum_{l=1}^{Nq} \bar{\varphi}_l \ddot{q}_l. \end{aligned} \quad (6)$$

Результаты исследования. Отметим, что далее рассматриваются параметры возмущенного движения ЛА, которые являются добавками к соответствующим параметрам базового полета.

В процессе исследования динамической реакции на атмосферную турбулентность применялись «полная» и упрощенные математические модели упругого ЛА. Первые три формы собственных колебаний свободного ЛА представлены на рис. 1 (соответствующие частоты равны 7.245, 45.05, 125.8 Гц).

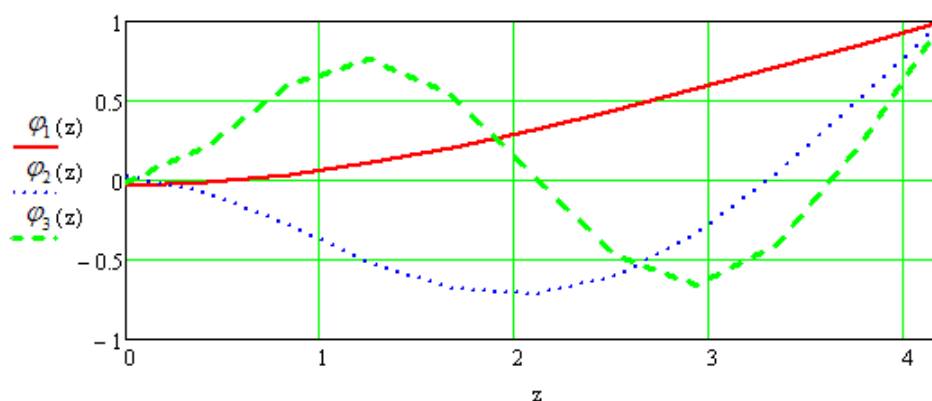


Рис. 1. Формы собственных колебаний консоли крыла

Отметим, что частоты собственных колебаний заземленного к фюзеляжу крыла соответственно равны 7.16, 44.8 и 125 Гц.

В момент времени $t=0$ на ЛА действует порыв, указанный выше. Реакция свободного ЛА в соответствии с уравнениями (1) представлена на рис. 2, 3, 4, 5, 6.

На рис. 2 приведены изменение обобщенных координат $q_1(t), q_2(t), q_3(t)$: вклад второй и третьей форм в деформирование заметно меньше, так как время нарастания порыва много больше периода собственных колебаний по второй и третьей формам.

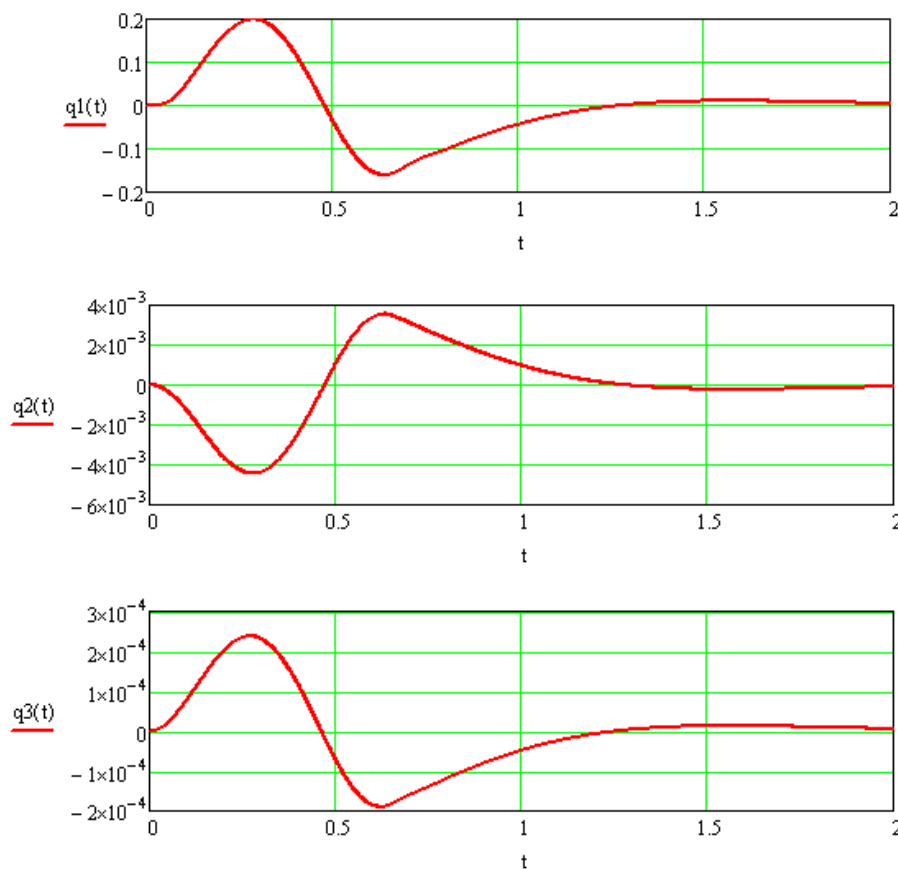


Рис. 2. Изменение обобщенных координат во времени.

Реакция статически устойчивого ЛА (угловой скорости Ω_z и угла тангажа ϑ) на порыв представлена на рис. 3.

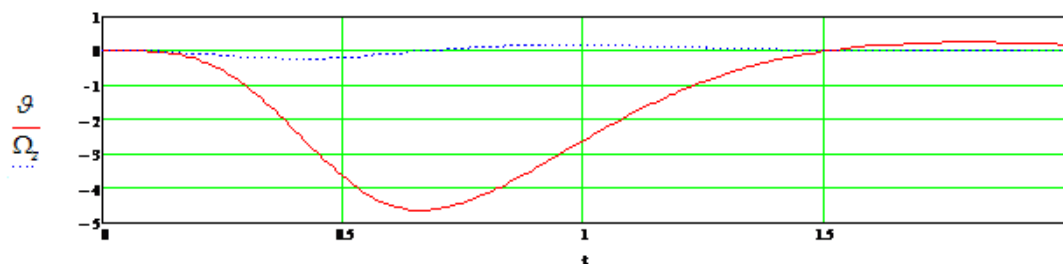


Рис. 3. Изменение угловой скорости Ω_z (рад/с) и угла тангажа ϑ (рад)

При входе в порыв ЛА стремится уменьшить свой угол атаки. Следует отметить, что при вычислении аэродинамических параметров учитывалось аэродинамическое демпфирование. Закон изменения угла атаки ЛА и перегрузки в центре масс показаны на рис. 4.

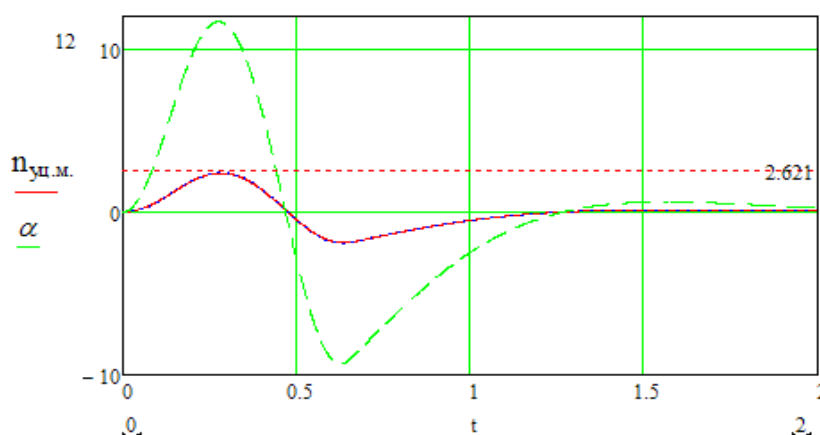


Рис. 4. Изменение угла атаки ЛА (град) и перегрузки в центре масс

Анализ результатов свидетельствует о том, что величина перегрузки зависит не только от скорости порыва, но и от движения ЛА - поступательного движения вверх и вращения вокруг ц.м. – самолёт стремится уменьшить местные углы атаки. На рис.4 отмечен уровень максимальной перегрузки, которая рассчитывается согласно соотношениям НЛГ.

$$n = 1 + \frac{0,5\rho_0 Va K_g U_{de}}{Mg / S},$$

где $K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g}$ - коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(M / S)}{\rho \bar{C}_a}$ - коэффициент масс самолета;

- U_{de} - эффективная скорость порыва, м/с;
- ρ_0 - плотность на уровне моря, кг/м³;
- ρ - плотность воздуха, кг/м³;
- M/S - нагрузка на крыло, кг/м²;
- \bar{C} - средняя геометрическая хорда, м;
- g - ускорение свободного падения, м/с²;
- V - индикаторная скорость самолета, м/с;
- a - производная коэффициента нормальной силы по углу атаки, рад⁻¹.

Меньшее значение перегрузки в центре масс, рассчитанной согласно данной методики, связано с учетом упругости конструкции. После прекращения действия порыва и короткопериодического движения ЛА значение приращения перегрузки стремится к 0, а суммарной перегрузки – к единице.

Перемещение Δr и скорость деформации $\Delta \dot{r}$ конца крыла изображены на рис. 5.

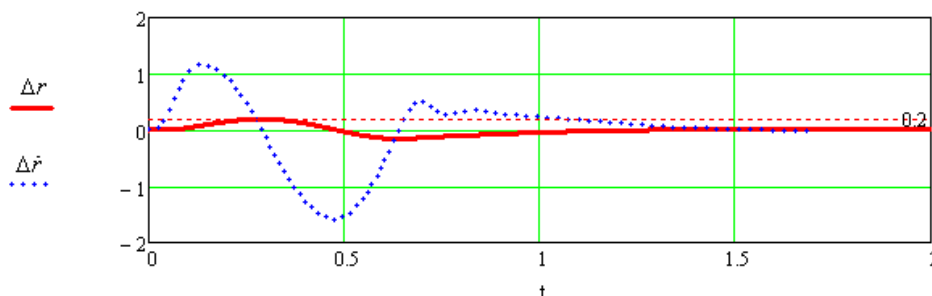


Рис. 5. Перемещение (м) и скорость деформации (м/с) конца крыла

Перемещение конца крыла преимущественно определяется первой изгибной формой колебаний, происходит с частотой 7 Гц и достигает 20 см. Эти колебания для одиночного порыва быстро затухают, так как ММ учитывает конструкционное и аэродинамическое демпфирование.

Нагружение конструкции определяется действующими перегрузками. Суммарная перегрузка с учетом упругости конструкции $n_{y\Sigma}$ (для возмущенного движения) складывается из перегрузки в ц.м. $n_{yц.м.}$ и перегрузки от упругих колебаний $n_{уккр}$. На рис. 6 показано изменение этих перегрузок во времени.

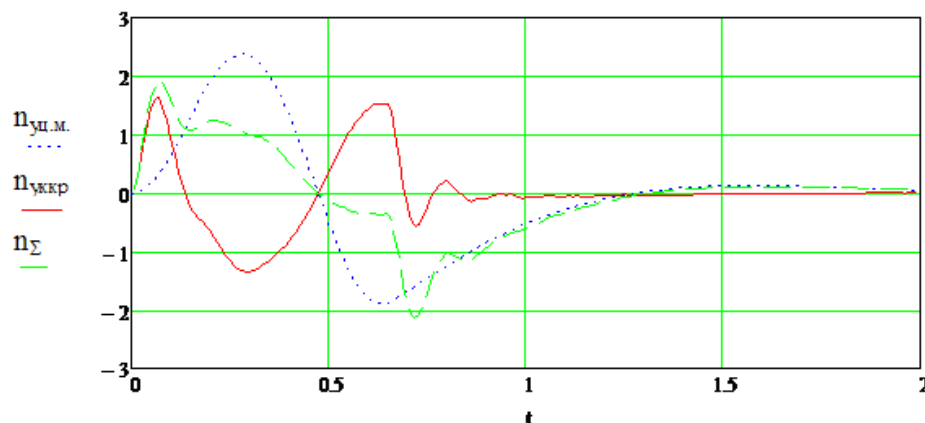


Рис. 6. Зависимости перегрузок от времени

Выводы. Реакция упругой конструкции на воздействие атмосферной турбулентности определяется собственными динамическими характеристиками конструкции и характером внешних воздействий. Особенно большое влияние упругости конструкции проявляется для концевых частей крыла. Это связано с тем, что виртуальная работа заданных аэродинамических возмущений на перемещениях, связанных с упругими деформациями, наибольшая для конца крыла и определяется первыми изгибными формами колебаний. Наличие больших сосредоточенных масс на крыле в зонах больших ускорений, вызванных упругими колебаниями, может привести к значительной динамической нагруженности конструкции.

Анализ приведенных данных показывает, что исследование прочности и усталости конструкции должно проводиться с учетом упругости конструкции.

Список литературы

1. Авиационные правила - очень лёгкие самолёты (АП-ОЛС). М.: МАК, 1993.-483 с.
2. Белоцерковский, С.М. Введение в аэроавтоупругость [Текст] / С. М. Белоцерковский.- М.: Наука. 1980. – 383 с.
3. Морозов, В.И. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем [Текст] / В. И. Морозов. - М.: Физ.-мат. лит. 1995. – 709 с.
4. Бисплингхофф, Р.Л. Аэроупругость[Текст] / Р.Л.Бисплингхофф, Х Эшли, Р.Л. Хелфмен. - М.: Изд-во иностр. лит. 1958. – 799 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Поступила в редакцию 22.05.2013

Динамічна реакція дуже легкого літака на вплив атмосферної турбулентності

Проведено аналіз динамічної реакції консолі крила дуже легкого літака на дію дискретного пориву. Побудовано математична модель аеропружності літального апарата (ЛА). Досліджено вплив пориву на поведінку пружного ЛА. В результаті отримано якісні залежності та числові параметри руху пружного ЛА.

Ключові слова: Дуже легкий літак, динамічна реакція, дискретний порив, атмосферна турбулентність, математична модель, пружність конструкції, частота власних коливань, загальна сила.

Dynamic reaction of Very light aircraft on turbulent atmosphere

The dynamic reaction of wing console of VLA on the discrete gust was analyzed. The mathematical model of aircraft aeroelasticity was built. The influence of gust on the elastic aircraft was studied. The qualitative relationships and numerical parameters of motion of an elastic aircraft were obtained.

Keywords: Very light aircraft, dynamic reaction, discrete gust, atmosphere turbulence, mathematical model, elasticity of structure, vibration frequency, generalized force.