

## ЗАВИСИМОСТЬ ИЗГИБАЮЩЕГО МОМЕНТА В СЕЧЕНИИ КРЫЛА ОТ ПЕРЕГРУЗКИ В ЦЕНТРЕ ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА ПРИ ДЕЙСТВИИ ПОРЫВА

**Введение.** Расчеты прочности и ресурса, являющиеся неотъемлемой частью процесса создания и совершенствования авиационной техники, базируются на определении нагрузок, имеющих случайный характер. Существуют общепринятые методы оценки ресурса, основанные на статистической обработке данных, накопленных по эксплуатирующимся самолетам. Однако такие методы могут приводить к существенной погрешности в случаях применения в конструкции новых материалов, эксплуатации по особым профилям полета, перевозки нестандартных грузов, комбинированной эксплуатации. Кроме того, определение реальной нагруженности конкретного самолета требуется для индивидуального учета ресурса.

Определение особенностей нагружения в эксплуатации проводят расчетным либо экспериментальным путем. Для экспериментального измерения нагрузок используют различные системы, наиболее простой и распространенной из которых является штатная система регистрации параметров. Эта система записывает, в числе прочего, вертикальную перегрузку самолета  $n_y$ . Кроме того, используют тензометрические системы, измеряющие деформации в точках конструкции, по которым могут быть восстановлены внутренние силовые факторы в сечениях агрегатов. Так как ресурс самолета в значительной мере определяется ресурсом крыла, наиболее важным с точки зрения расчета долговечности фактором является изгибающий момент в сечениях крыла.

Возникает потребность в определении изгибающих моментов не только с помощью тензометрических систем, но и по перегрузке в центре тяжести самолета. Это позволило бы сопоставлять данные, полученные различными измерительными системами, и, что более важно, существенно сократить набор данных, необходимых для прогнозирования ресурса. Таким образом, исследование зависимости изгибающего момента  $M_x$  в сечениях крыла от перегрузки  $n_y$  в центре тяжести самолета является важным вопросом.

Наиболее простой вариант этой зависимости – линейный:

$$M_x = M_{x, n_y=1} \cdot n_y, \quad (1)$$

где  $M_{x, n_y=1}$  – изгибающий момент в некотором сечении крыла при единичной перегрузке, рассчитанный для текущих масс самолета и

топлива без учета геометрической нелинейности деформирования конструкции.

Использование зависимости (1) в реальных условиях нагружения является заманчивым, однако приводит к погрешностям по следующим причинам:

- а) динамический характер нагружения, то есть наличие распределенных инерционных и демпфирующих сил;
- б) перераспределение воздушной нагрузки, обусловленное аэроупругостью крыла.

Ввиду этого зависимость (1) может быть уточнена следующим образом:

$$M_x = M_{x, n_y=1} \cdot n_y \cdot k_{M/n_y} \cdot k_{AY}, \quad (2)$$

где  $k_{M/n_y}$  – коэффициент динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке в центре тяжести, являющийся количественным выражением влияния инерционных и демпфирующих сил;

$k_{AY}$  – коэффициент, обусловленный аэроупругостью крыла.

Исследование перераспределения воздушной нагрузки при деформировании крыла имеется в работах [1, 2]. Более подробно этот вопрос описан в работе [3]. Аналитическое решение динамической задачи о нагружении самолета как упругой конструкции приведено в [4]. В работе [5] рассмотрена задача о нагружении крыла при полете в турбулентной атмосфере, с помощью современных численных методов найдены спектральные плотности мощности силовых факторов. Однако автору не удалось обнаружить работ, в которых была бы дана оценка влияния динамического характера нагружения на зависимость между изгибающим моментом и перегрузкой в центре тяжести самолета. Эта задача составляет цель данной работы.

Количественно влияние динамического характера нагружения описывает коэффициент динамичности  $k_{M/n_y}$ . Для его определения выполнены аналитические и численные расчеты динамического процесса нагружения упругого самолета. Рассмотрен изолированный во времени процесс нагружения, при котором перегрузка возрастает от величины  $n_y = 1$  до максимального значения, а затем плавно убывает обратно до  $n_y = 1$ . Такой процесс моделирует вертикальные нагрузки, действующие на самолет в эксплуатации от порывов воздуха под крыло. Маневренные нагрузки отличаются законом изменения нагрузки во времени и в данной работе не рассмотрены. Определены максимальные во времени изгибающие моменты в сечениях крыла и максимальная вертикальная перегрузка в центре тяжести, необходимые для расчета  $k_{M/n_y}$ .

**Модель самолета и исследуемые параметры.** Поставленная задача решена с использованием ряда допущений:

- а) задача рассмотрена в двумерной постановке в плоскости, перпендикулярной к направлению горизонтального установившегося полета. Ввиду этого не учтена стреловидность крыла;
- б) не учтено изменение угла атаки сечений крыла при деформировании и связанное с этим приращение подъёмной силы. Этот эффект обуславливает перераспределение воздушной нагрузки по размаху, что выходит за рамки данной работы;
- в) задано изменение погонной нагрузки на крыло в виде одного периода косинусоидальной функции, что приближенно соответствует профилю порыва воздуха, указанному в авиационных правилах [6];
- г) использована балочная модель самолета, которая в соответствии с [7] является наиболее распространенной при решении динамических задач для самолетов с крылом большого удлинения. Самолет представлен в виде незакрепленной упругой балки, моделирующей крыло, с присоединенной сосредоточенной массой, моделирующей фюзеляж и присоединенные к нему агрегаты. Ввиду симметричности задачи рассмотрена одна консоль крыла.

Такая постановка задачи соответствует аналитическому решению, изложенному в [4].

Исходными параметрами модели являются: размах крыла, распределения воздушной нагрузки, моментов инерции сечений и погонной массы крыла по размаху, присоединенная сосредоточенная масса, длительность порыва.

Напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции рассмотрено как суперпозиция постоянного во времени НДС, соответствующего установившемуся горизонтальному полету с перегрузкой, равной единице, и переменного во времени НДС, обусловленного приростом нагрузки на крыло от порыва воздуха. В таком случае задача о НДС конструкции разделяется на задачу статики и задачу динамики, причем в задаче о динамическом нагружении получаем удобные начальные условия: в момент времени, равный нулю, модель не нагружена и не деформирована.

Исследуемые параметры модели – изгибающий момент в сечении крыла  $M_x$  и вертикальная перегрузка в центре тяжести  $n_y$  – для любого момента времени могут быть найдены по формулам

$$M_x = M_{x, \text{дин}} + M_{x, n_y=1}; \quad n_y = \Delta n_y + 1 = a_{y, \text{дин}} / g + 1, \quad (3)$$

где  $M_{x, \text{дин}}$ ,  $a_{y, \text{дин}}$  – соответственно изгибающий момент в сечении крыла и вертикальное ускорение в центре тяжести, полученные в задаче динамики;

$\Delta n_y$  – приращение перегрузки;

$g$  – ускорение свободного падения.

В работе получены максимальные значения  $M_x$  и  $n_y$ : соответственно,  $M_{x \text{ max}}$  и  $n_{y \text{ max}}$ , причем  $M_{x \text{ max}}$  является функцией от координаты по размаху. Моменты времени, соответствующие этим максимальным значениям, не совпадают с моментом максимума воздушной нагрузки от порыва воздуха. Основным исследуемым параметром модели является коэффициент динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке:

$$k_{M/n_y} = \frac{M_{x \text{ max}} / n_{y \text{ max}}}{M_{x, \text{ст}} / n_{y, \text{ст}}} = \frac{M_{x \text{ max}}}{M_{x, n_y=1} \cdot n_{y \text{ max}}}, \quad (4)$$

где  $M_{x, \text{ст}}$ ,  $n_{y, \text{ст}}$  – соответственно, изгибающий момент и перегрузка, рассчитанные в статической постановке задачи.

Величина  $k_{M/n_y}$  является безразмерной функцией от координаты по размаху крыла, характеризующей влияние динамического характера нагружения на отношение изгибающего момента в сечениях крыла к перегрузке в центре тяжести. В случае, когда инерционными силами и демпфированием можно пренебречь, то есть влияние динамического характера нагружения отсутствует,  $k_{M/n_y}$  равен единице.

Для расчета величины  $k_{M/n_y}$  можно воспользоваться известным аналитическим решением задачи о динамическом нагружении самолета, изложенным в [4]. Однако в аналитическом расчете весьма затруднен учет различных факторов, таких, как неравномерность параметров крыла и нагрузки по размаху, а также демпфирование колебаний. В связи с этим для расчета величины  $k_{M/n_y}$  и анализа влияния на нее различных параметров модели использован метод конечных элементов. Аналитическая методика, изложенная в [4], использована для проверки достоверности численной модели.

**Закон изменения нагрузки по времени.** Закон изменения по времени погонной нагрузки на крыло, вызванной порывом воздуха, определяется законом изменения скорости вертикального порыва воздуха. В авиационных правилах [6] принят следующий профиль порыва:

$$U(s) = \frac{U_{de}}{2} \cdot \left( 1 - \cos \frac{2 \cdot \pi \cdot s}{25 \cdot b} \right), \quad (5)$$

где  $U(s)$  – индикаторная скорость порыва для текущего расстояния  $s$ ;

$U_{de}$  – эффективная индикаторная скорость порыва;

$s$  – расстояние, пройденное в порыве;

$b$  – средняя геометрическая хорда крыла.

По аналогии с (3) величина погонной нагрузки на крыло может быть представлена как сумма погонной нагрузки, действующей на крыло в установившемся горизонтальном полете, и приращения погонной нагрузки  $q$  при динамическом нагружении порывом. Закон изменения  $q(t)$  определим исходя из рассмотрения дифференциального уравнения вертикального движения самолета как жесткого тела с учетом изменения угла атаки самолета при наличии вертикальной скорости движения [1]:

$$\frac{dV_y}{dt} + \lambda \cdot V_y = \lambda \cdot U, \quad (6)$$

где  $\lambda$  – параметр размерностью  $c^{-1}$ ,  $\lambda = C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V \cdot S / (2 \cdot M)$ ;

$C_y^\alpha$  – производная коэффициента подъемной силы самолета по углу атаки;

$V_y$  – вертикальная скорость движения самолета;

$V$  – горизонтальная скорость полета самолета;

$\rho$  – плотность воздуха;

$S$  – половина площади крыла;

$M$  – половина массы самолета.

В уравнении (6) не учитываются отличие вертикальных скоростей движения различных сечений крыла и связанное с этим перераспределение воздушной нагрузки по размаху. Следует отметить, что вертикальные скорости движения сечений крыла относительно центра тяжести самолета существенно уменьшаются к моменту достижения максимального значения изгибающего момента. Таким образом, в рамках данного исследования использование уравнения (6) для нахождения закона изменений воздушной нагрузки во времени является допустимым.

Рассмотрим порыв воздуха длительностью в один период. Тогда правая часть уравнения (6) определяется выражением (5) при  $t < t_{пв}$  и равна нулю при  $t \geq t_{пв}$ , где  $t_{пв} = 25 \cdot b / V$  – длительность порыва, определяемая как промежуток времени между моментами равенства нулю скорости порыва  $U$ .

Решая уравнение (6) с заданной таким образом правой частью и начальным условием  $V_y(0) = 0$ , получаем:

$$V_y(t) = \begin{cases} \frac{U_{de}}{2} \cdot \left( 1 - \frac{C^2 \cdot e^{-A \cdot t} + C \cdot \sin \Omega_{пв} t + \cos \Omega_{пв} t}{C^2 + 1} \right), & t \leq t_{пв}, \\ V_y(t_{пв}) \cdot e^{\lambda(t_{пв} - t)}, & t > t_{пв}, \end{cases} \quad (7)$$

где  $C = \Omega_{пв} / \lambda$  – безразмерный параметр;

$\Omega_{пв} = 2 \cdot \pi \cdot V / (25 \cdot b)$  – частота порыва.

Для модели с равномерным распределением нагрузки по размаху величина погонной нагрузки составит:

$$q(t) = \begin{cases} \frac{M \cdot U_{de} \cdot \Omega_{пв}}{2L \cdot (C^2 + 1)} \cdot \left( C \cdot (e^{-A \cdot t} - \cos \Omega_{пв} t) + \sin \Omega_{пв} t \right), & t \leq t_{пв}, \\ -M \cdot V_y(t_{пв}) \cdot \lambda \cdot e^{\lambda(t_{пв} - t)} / L, & t > t_{пв}. \end{cases} \quad (8)$$

Построение аналитического решения задачи о динамическом нагружении крыла как упругой балки при задании погонной нагрузки в виде (8) довольно затруднительно. Поэтому для сопоставления аналитического и численного расчетов примем закон изменения внешней нагрузки в соответствии с [4] в виде половины периода синусоидальной функции:

$$q(t) = \begin{cases} q_{пв} \cdot \sin(\omega_{пв} \cdot t), & t \leq t_{пв} \\ 0, & t > t_{пв}, \end{cases} \quad (9)$$

где  $q_{пв}$  – максимальная по времени величина приращения погонной нагрузки, вычисляемая по зависимости (8);

$\omega_{пв}$  – частота нагружения,  $\omega_{пв} = \frac{\pi \cdot V}{25 \cdot b}$ .

Сравнение приближенного закона (9) с точным решением в форме (8) проиллюстрировано на рис. 1.

Закон изменения внешней нагрузки в форме (9) позволяет построить аналитическое решение, необходимое для проверки достоверности численной модели, однако приводит к большим коэффициентам динамичности по сравнению с законом в форме (8) за счет более резкого входа самолета в порыв.

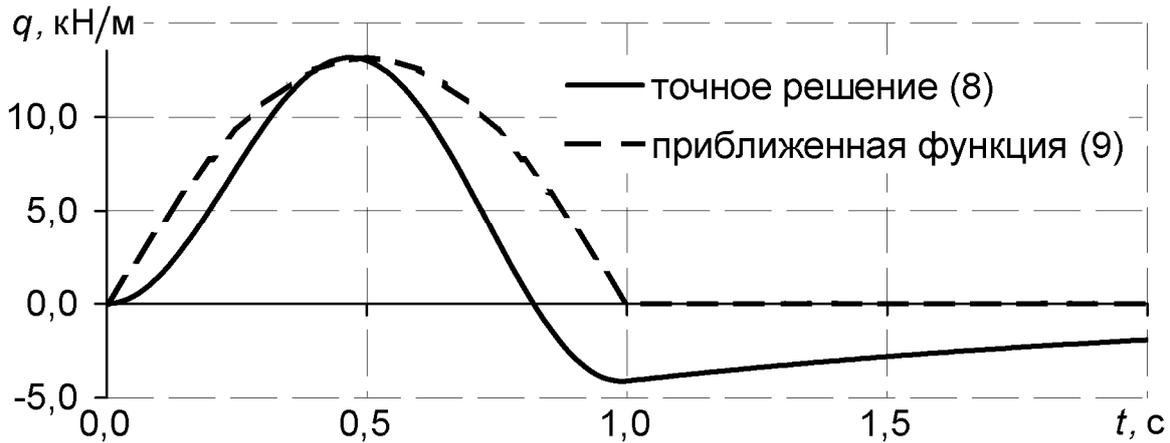


Рисунок 1 – Изменение погонной нагрузки во времени

**Аналитическая методика расчета.** Аналитическое решение получено для упрощенной модели, а именно, воздушная нагрузка, погонная масса и жесткость крыла приняты постоянными по размаху. Кроме того, форма порыва задана в виде половины периода синусоидальной функции. Кратко рассмотрим методику аналитического расчета коэффициента динамичности отношения моментов к перегрузке  $K_{M/ny}$  в этом случае.

Деформированная форма крыла может быть представлена в виде взвешенной суммы собственных форм колебаний  $\phi_i(\xi)$ , которые для незакрепленной упругой балки имеют вид

$$\phi_i(\xi) = e^{-\Omega_i \cdot \xi} + K_{1i} \cdot \cos(\Omega_i \cdot \xi) + K_{2i} \cdot sh(\Omega_i \cdot \xi) + (1 - K_{2i}) \cdot \sin(\Omega_i \cdot \xi),$$
 где  $i$  – номер формы колебаний;

$\xi$  – безразмерная относительная координата по размаху,  $\xi \in [0; 1]$ ;

$\Omega_i$  – характеристическое число;

$K_{1i}$ ,  $K_{2i}$  – коэффициенты, определяемые из граничных условий.

Характеристические числа  $\Omega_i$  определены путём численного решения трансцендентного уравнения

$$\frac{M_{пр}}{m_{кр} \cdot L} + \frac{ch(\Omega) \cdot \sin(\Omega) + sh(\Omega) \cdot \cos(\Omega)}{\Omega + \Omega \cdot ch(\Omega) \cdot \cos(\Omega)} = 0,$$

где  $M_{пр}$  – половина присоединенной сосредоточенной массы.

Частоты колебаний  $\omega_i$  вычислены по формуле

$$\omega_i = \sqrt{E \cdot I \cdot \Omega_i^4 / (m_{кр} \cdot L^4)},$$

где  $E \cdot I$  – изгибная жесткость сечения крыла;

$m_{кр}$  – погонная масса крыла;

$L$  – половина размаха крыла.

С использованием зависимости (9) получена функция вертикальных перемещений сечений крыла  $W$  от координаты по размаху  $\xi$  и времени  $t$  в следующем виде:

$$w(\xi, t) = \begin{cases} q_{пв} \cdot w_1(\xi, t), & t \leq t_{пв}, \\ q_{пв} \cdot w_2(\xi, t), & t > t_{пв}, \end{cases}$$

$$w_1(\xi, t) = \frac{C_0}{M \cdot \omega_{пв}} \cdot \left( t - \frac{\sin(\omega_{пв} \cdot t)}{\omega_{пв}} \right) +$$

$$+ \frac{1}{M} \cdot \sum_{i=1}^{n_{\phi}} \left( \frac{C_i \cdot \phi_i(\xi)}{\omega_i^2 - \omega_{пв}^2} \cdot \left( \sin(\omega_{пв} \cdot t) - \frac{\omega_{пв}}{\omega_i} \cdot \sin(\omega_i \cdot t) \right) \right),$$

$$w_2(\xi, t) = \frac{C_0 \cdot \pi}{M \cdot \omega_{пв}^2} + \frac{1}{M} \cdot \sum_{i=1}^{n_{\phi}} \left( \frac{C_i \cdot \phi_i(\xi)}{\omega_i^2 - \omega_{пв}^2} \cdot \left( \sin(\omega_{пв} \cdot t) + \right. \right.$$

$$\left. \left. + \sin \left( \omega_{пв} \cdot \left( t - \frac{\pi}{\omega_{пв}} \right) \right) - \frac{\omega_{пв}}{\omega_i} \cdot \left( \sin(\omega_i \cdot t) + \sin \left( \omega_i \cdot \left( t - \frac{\pi}{\omega_{пв}} \right) \right) \right) \right) \right),$$

где  $C_0$ ,  $C_i$  – коэффициенты, рассчитываемые по параметрам собственных форм и частот колебаний;

$n_{\phi}$  – количество форм колебаний, учтенных в расчете.

Изгибающий момент и ускорение в центре тяжести самолета найдены через производные вертикального перемещения  $W$ :

$$M_{x, \text{дин}}(\xi, t) = \frac{EI}{L^2} \cdot \frac{d^2 w(\xi, t)}{d\xi^2}, \quad a_{y, \text{дин}}(t) = \frac{d^2 w(0, t)}{dt^2}. \quad (10)$$

Далее численным методом определены значения времени  $t_{\text{max}, M}(\xi)$  и  $t_{\text{max}, ny}$ , соответствующие точкам глобальных максимумов функций  $M_{x, \text{дин}}(\xi, t)$  и  $a_{y, \text{дин}}(t)$ . Искомая величина коэффициента динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке  $k_{M/ny}$  с учетом формул (3) и (4) найдена как

$$k_{M/ny}(\xi) = \frac{M_{x, \text{дин}}(\xi, t_{\text{max}, M}(\xi)) + M_{x, ny=1}(\xi)}{M_{x, ny=1}(\xi) \cdot \left( 1 + \frac{1}{g} \cdot a_{y, \text{дин}}(t_{\text{max}, ny}) \right)}. \quad (11)$$

**Обоснование достоверности численного моделирования.** Для проверки методики численного моделирования выполнены расчеты реакции самолета на порыв воздуха методом конечных элементов и аналитически. Использована упрощенная модель, методика расчета для которой приведена выше. Параметры модели соответствуют самолету транспортной категории взлетной массой 40 т. При этом масса крыла равномерно распределена по размаху. Установлено, в рамках принятой модели изменение ее параметров и величины нагрузки не оказывает принципиального влияния на качественный характер результатов расчета, поэтому выбор значений исходных параметров модели не является принципиальным. В частности, величина воздушной нагрузки выбрана таким образом, чтобы приращение перегрузки, рассчитанное из уравнений статического равновесия, составляло  $\Delta n_y = 1$ .

Выполнен расчет коэффициента динамичности  $k_{M/ny}$  при различном количестве форм колебаний  $n_\phi$ , учитываемых в аналитическом расчете. Результаты расчета показаны графически на рис. 2.

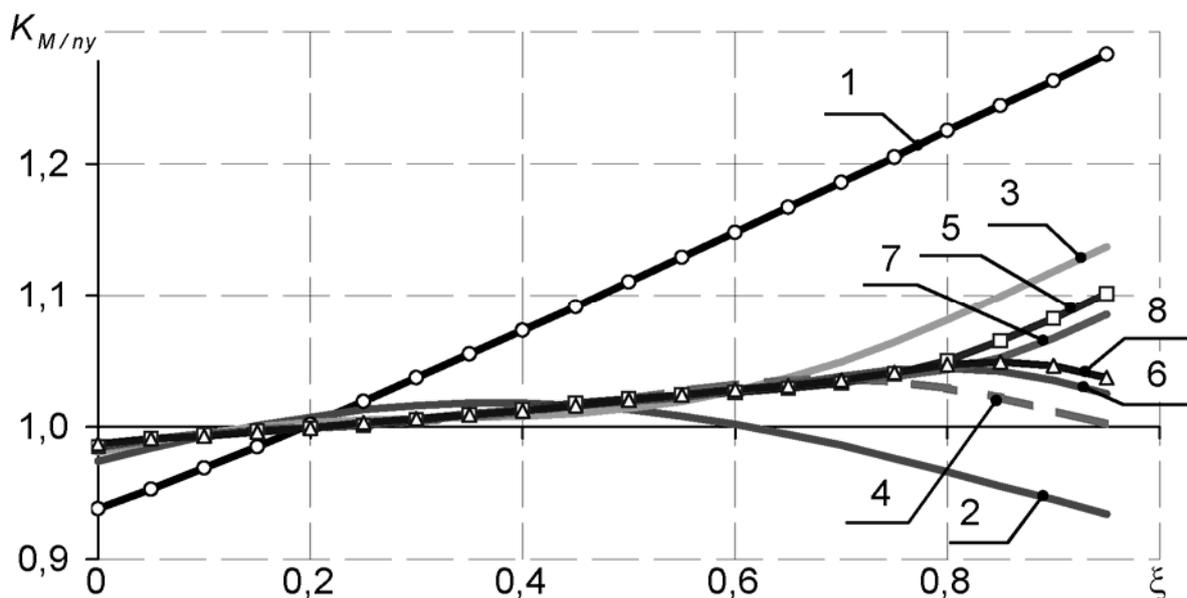


Рисунок 2 – Коэффициент динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке в центре тяжести. Цифры на рисунке соответствуют количеству форм собственных колебаний, принятому в аналитическом расчете

Установлено, что при учете пяти и более форм колебаний погрешность значения  $k_{M/ny}$  не превосходит 1% для относительных координат по размаху  $\xi < 0,8$ . Возрастание погрешности в сечениях с координатами  $\xi > 0,8$  не представляет значительного интереса ввиду

низкой нагруженности этих сечений. В дальнейшем в расчетах использованы пять форм собственных колебаний ( $n_{\phi} = 5$ ).

Выполнено сопоставление результатов расчета по аналитической методике с результатами расчета по методу конечных элементов. Реализации приращений перегрузки во времени приведены рис. 3, коэффициент динамичности  $K_{M/ny}$  – на рис. 4. При этом закон изменения внешней нагрузки был принят в форме (9). В рамках используемой аналитической модели реализация приращений перегрузки зависит от величины  $q_{пв}$  линейно. На рис. 3 для примера приведена реализация перегрузок для величины  $q_{пв}$ , соответствующей приращению перегрузки в статическом расчете, равному единице.

Установлено, что отличие результатов расчета методом конечных элементов от результатов, полученных аналитическим методом по зависимости (11), не превышает 1%.

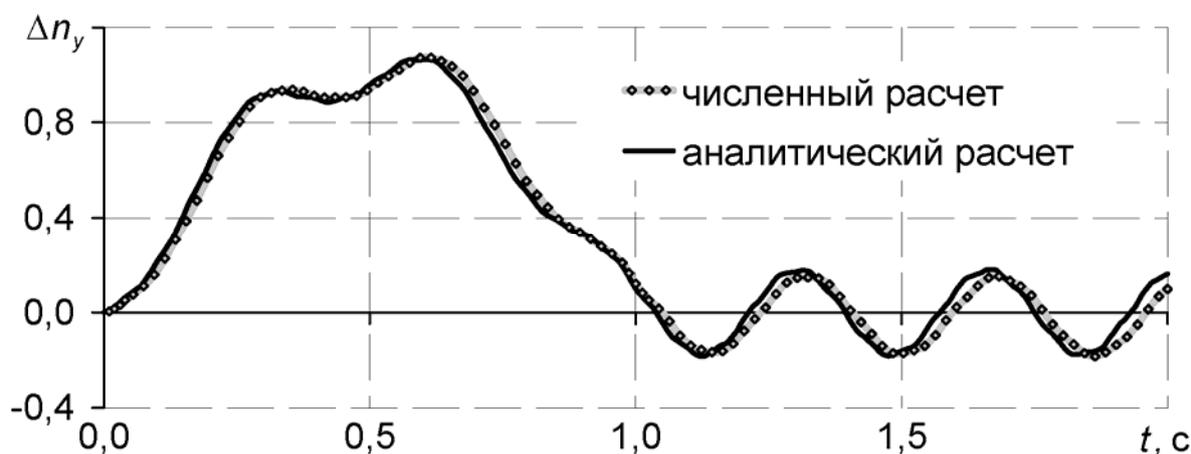


Рисунок 3 – Приращение перегрузки в центре тяжести самолета, упрощенная модель

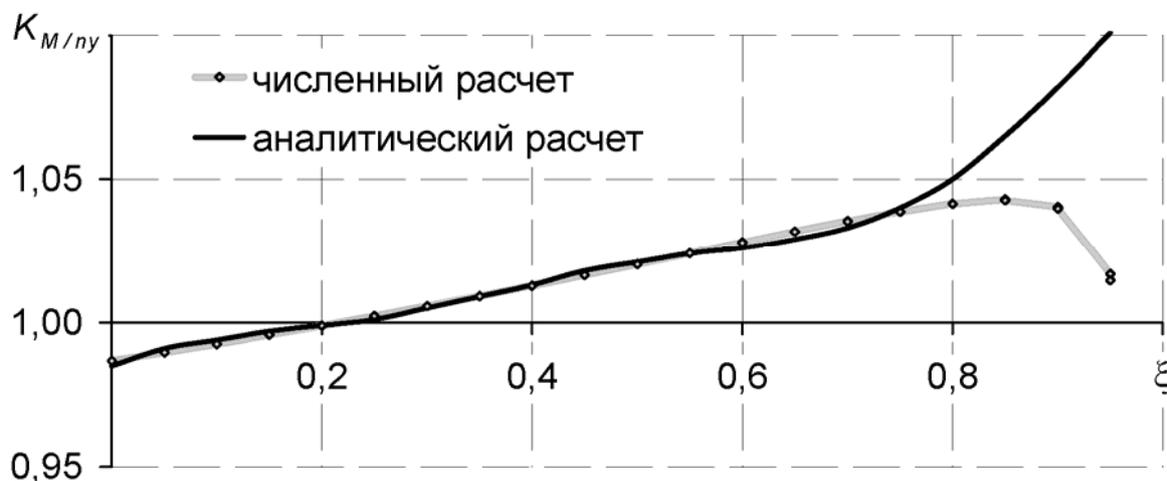


Рисунок 4 – Коэффициент динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке в центре тяжести, упрощенная модель

**Результаты численного расчета.** Выполнен расчет коэффициента динамичности  $k_{M/ny}$  для модели самолета с учетом демпфирования и переменными по размаху изгибной жесткостью сечений, погонной массой и погонной нагрузкой на крыло. Параметры модели рассчитаны исходя из параметров самолета транспортной категории взлетной массой 40 т. Характер распределения воздушной нагрузки по размаху принят постоянным во времени, так как исследование перераспределения воздушной нагрузки при деформировании крыла выходит за рамки данной работы. Изменение воздушной нагрузки во времени принято в соответствии с Авиационными правилами по зависимости (8).

Для учета демпфирования использована модель Рэлея. Матрица демпфирования получена умножением матрицы жесткости на коэффициент  $\beta$ , найденный через коэффициент затухания  $\zeta$  как

$$\beta = 2 \cdot \zeta / \omega_1. \quad (12)$$

В формуле (12) использована частота первой формы собственных колебаний  $\omega_1$ , так как она является доминирующей частотой колебательного процесса.

Влияние демпфирования исследовано на диапазоне коэффициента затухания  $\zeta = 0,01..0,03$ , рекомендованном для авиационных конструкций в [9]. Установлено, что в указанном диапазоне влияние демпфирования на параметры динамической реакции самолета качественно не изменяется. Количественное влияние демпфирования на коэффициент динамичности  $k_{M/ny}$  максимально при значении  $\zeta = 0,03$ .

На рис. 5 и 6 приведены соответственно реализации приращения перегрузки во времени и зависимость коэффициента динамичности  $k_{M/ny}$  по размаху как без учета демпфирования, так и с учетом демпфирования при  $\zeta = 0,03$ . Установлено, что диапазон изменения величины  $k_{M/ny}$  (от 0,97 до 1,09) несколько шире, чем в случае равномерного распределения параметров крыла и нагрузки по размаху, однако это отличие не является существенным.

Проведен анализ влияния различных параметров модели на величину  $k_{M/ny}$ . В частности, исследованы жесткость крыла, соотношение массы крыла и фюзеляжа, длительность порыва и величина воздушной нагрузки. Установлено, что изменение  $k_{M/ny}$  составляет не более 5% в широком диапазоне параметров, соответствующих самолетам транспортной категории.



Рисунок 5 – Приращение перегрузки в центре тяжести самолета, модель с неравномерными распределениями параметров по размаху крыла

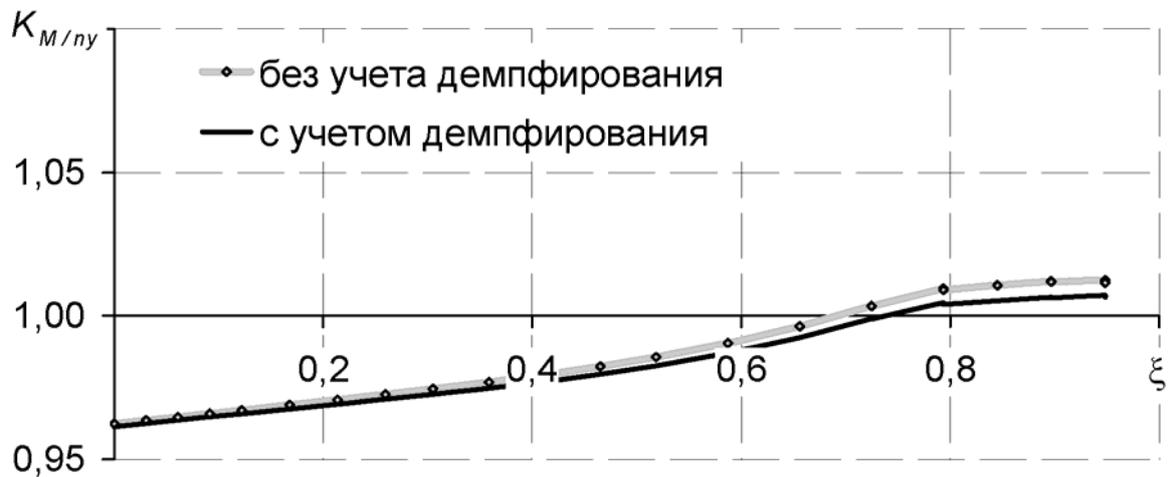


Рисунок 6 – Коэффициент динамичности отношения изгибающего момента к перегрузке в центре тяжести самолета, модель с неравномерными распределениями параметров по размаху крыла

Наибольшее влияние оказывает длительность порыва, при ее уменьшении величина  $k_{M/ny}$  увеличивается. Следует отметить, что наибольшие значения коэффициента динамичности реализуются на наибольшей скорости полета. Для скоростей полета, характерных для самолетов транспортной категории, длительность порыва более чем в три раза больше половины периода собственных колебаний крыла, и резонанса не наблюдается. На околорезонансных режимах, не характерных для авиационной техники, величина  $k_{M/ny}$  значительно увеличивается. Можно также отметить, что при уменьшении жесткости крыла  $k_{M/ny}$  увеличивается, а при увеличении отношения массы крыла к массе фюзеляжа – уменьшается.

## Выводы

С помощью метода конечных элементов определен коэффициент динамичности отношения изгибающего момента в сечении крыла к перегрузке в центре тяжести самолета. Этот коэффициент является переменным по размаху и характеризует вклад динамического характера нагружения в отношении изгибающего момента к перегрузке. В расчетах использована балочная модель самолета, в рамках которой крыло представлено упругой балкой, а фюзеляж с присоединенными к нему агрегатами – сосредоточенной массой. Расчеты проведены для диапазона параметров, характерного для самолетов транспортной категории, при действии нагрузки, соответствующей порыву воздуха под крыло.

Для проверки достоверности численной модели сформирована аналитическая методика и выполнен расчет коэффициента динамичности отношения момента к перегрузке для упрощенной модели самолета, получено хорошее согласование с численным расчетом. Для сечений крыла, расположенных у концевое сечения на расстоянии до 10% от размаха крыла, получено удовлетворительное согласование. Следует отметить, что эти сечения не являются высоконагруженными, а потому не представляют значительного интереса с точки зрения проблем прочности и долговечности.

Установлено, что неравномерность распределения жесткости, погонной массы и погонной нагрузки на крыло не оказывает существенного влияния на величину коэффициента динамичности отношения момента к перегрузке. Учет демпфирования приводит к незначительному (до 3%) снижению коэффициента динамичности.

Коэффициент динамичности отношения изгибающего момента в сечении крыла к перегрузке находится в диапазоне 0,95...1,05, причем меньшие значения соответствуют корневым сечениям. Таким образом, в рамках используемой модели самолета вклад динамического характера нагружения, то есть инерционных сил и процессов демпфирования, в отношении момента к перегрузке не является существенным.

Однако, если на некотором режиме полета длительность порыва отличается от полупериода первой формы собственных колебаний менее чем в 3 раза, величина коэффициента динамичности может значительно увеличиваться. Если самолет эксплуатируется на таких режимах полета, близких к резонансу, коэффициент динамичности отношения момента к перегрузке необходимо учитывать.

Следует отметить, что в данной работе не рассмотрено перераспределение воздушной нагрузки по размаху за счет изменения углов атаки сечений при деформировании крыла, которое может быть весьма существенным [3] и имеет влияние на отношение момента к перегрузке. Этот вопрос составляет предмет отдельного исследования.

## Список использованных источников

1. Макаревский, А.И. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов [Текст] / А.И. Макаревский, В.М. Чижов. – М.: Машиностроение, 1982. – 238 с.
2. Фын, Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости [Текст]: пер. с англ. / Я.Ц. Фын. – М. : Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1959. – 523 с.
3. Королев, В.С. Алгоритм построения распределения воздушной нагрузки по размаху крыла большого удлинения с учетом статической аэроупругости [Текст] / В.С. Королев // Науч. вестн. МГТУ ГА / Моск. гос. ун-т гражд. авиации. – 2006. – № 103: Аэромеханика и прочность, поддержание летной годности ВС. – С. 44–49.
4. Бисплингхофф, Р.Л. Аэроупругость [Текст]: пер. с англ. / Р.Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн. – М. : Из-во иностр. лит., 1958. – 799 с.
5. Фомичев, П.А. Допускаемые напряжения, обеспечивающие проектный ресурс крыла самолета [Текст]: моногр. / П.А. Фомичев, Т.С. Бойко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 132 с.
6. Авиационные правила. Часть 25: Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]: утв. Советом по авиации и использованию воздушного пространства: введ. в действие с 05.07.94. – М. : Авиаиздат, 1994. – 322 с.
7. Машиностроение: энциклопедия. В 40 т. Т. IV-21 : Самолеты и вертолеты. Кн. 1 : Аэродинамика, динамика полета и прочность / Ред.: Г.С. Бюшгенс, К.С. Колесников. – М. : Машиностроение, 2002. – 800 с.
8. Бойко, Т.С. Влияние схемы атмосферной турбулентности на коэффициент ослабления порыва [Текст] / Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (58). – Х., 2009. – С. 97 – 105.
9. Plunkett, R. Damping Analysis: An Historical Perspective [Text] / R. Plunkett // M3D: mechanics and mechanisms of material damping, ASTM special technical publication 1169 / Editors: V.K. Kinra, A. Wolfenden / American Society for Testing and Materials. – Philadelphia, 1992. – P. 562-569. – ISBN 0-8031-1495-8.

*Поступила в редакцию 19.02.2013.*

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