

## **Численная модель колебаний грузов, закрепленных на внешней подвеске летательного аппарата**

А.А. Комаров

### **Аннотация**

Представлена методика и результаты разработки численной модели динамического состояния грузов, закреплённых под крылом летательного аппарата. Рассматривается столкновение самолёта с взлётно-посадочной полосой в условиях аварийной посадки. Задача о нестационарном взаимодействии решена с использованием метода конечных элементов, на основе которого разработана модель конструкции планера с грузами на внешней подвеске. Получены зависимости от времени перемещений, скоростей и ускорений в различных точках грузов.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, аварийная посадка, динамическое состояние, груз, внешняя подвеска, демпфирование, численная модель, разложение по собственным формам.

### **Разработка численной модели конструкции**

Определение характеристик динамического состояния изделий авиационной техники, транспортируемых на внешних подвесках, необходимо при решении многих технических проблем. В частности, это требуется при оценке надежности и безопасности эксплуатации, как самих изделий, так и комплекса носитель - изделие.

Исследование динамического состояния конструкции носителя с изделием (грузом) на режимах посадки имеет практическое значение, так как уровни колебаний самолетов при взлете и посадке могут быть существенно выше, чем уровни колебаний в полете.

Ранее многими авторами проводились расчётные исследования динамики как целого ЛА, так и отдельных его агрегатов. Рассматривались всевозможные их схематизации: в виде балок [1], пластин (консоль крыла) [2] и т.д. Однако исследований динамического состояния грузов проводилось значительно меньше. В большинстве работ задача решалась в рамках “усеченной схемы”: рассматривалось движение изделия на изолированной подвеске, к которой приложены внешние динамические воздействия в узлах присоединения к носителю. При решении задачи в такой постановке предполагалось, что имеется достоверная

информация о динамических нагрузках в узлах подвески для различных самолетов и подвесных систем. Кроме того, считалось, что динамические нагрузки при посадке возбуждают колебания конструкции преимущественно по первым тонам.

В настоящей статье представлены результаты формирования математической модели, предназначенной для исследования динамического состояния планера неманевренного самолёта и подвешенных под крылом грузов на режиме жёсткой посадки, т. е. при повышенной вертикальной скорости приземления. Модель описывает движение грузов (авиационных изделий) совместно с конструкцией планера с учетом сложных изгибно-крутильных колебаний, возникающих при динамическом взаимодействии всех его агрегатов. Рассматривается начальный участок движения после касания полосы. Считается, что на этом участке подъемная сила уравнивается гравитационной силой.

В настоящее время наиболее рациональным путем решения задач о колебаниях сложных конструкций является использование метода конечных элементов (МКЭ), который реализован в виде компьютерных интерактивных систем. Для решения задачи о динамическом состоянии изделия, закрепленного под крылом носителя, использована система MSC.PATRAN/NASTRAN.

Для агрегатов и частей летательного аппарата (ЛА), имеющих достаточно большое удлинение, обычно используется балочная схематизация. Наиболее распространенной расчетной схемой стреловидного крыла большого удлинения является симметричная система балок, с переменными по размаху жесткостными и массовыми характеристиками, оси жесткости плоскостей расположены под углом стреловидности  $\chi$  (рис. 1). Фюзеляж также схематизируется в виде системы балок, переменных по длине жесткостных и массовых характеристик.

На каждой консоли размещены два двигателя, две установки с авиационными изделиями на внешней подвеске и гондола шасси. Кроме того, в крыле находятся топливные баки, оборудование и механизмы управления. В фюзеляже расположено носовое шасси, а также топливные баки, системы и оборудование.

Для описания движения конструкции вводится глобальная прямоугольная система координат. Начало координат расположено в точке пересечения средней аэродинамической хорды крыла и продольной оси фюзеляжа, ось X направлена по оси фюзеляжа от носа к хвосту, ось Y вертикально вверх.

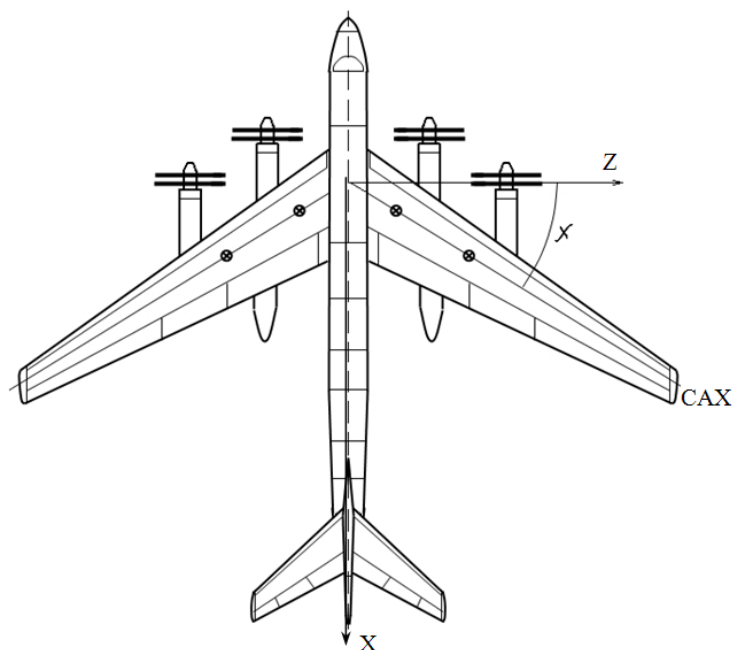


Рис. 1. Схема конструкции планера

Колебания конструкции вызываются действием посадочных ударов. Здесь в качестве нагрузки задан кратковременный процесс ускорения узлов крепления стоек шасси. Также заданы геометрия и распределение массы и жёсткости крыла, фюзеляжа, агрегатов и изделий, а также характеристики динамической нагрузки.

Конструкция планера, показанная на рис.1, состоит из фюзеляжа (14 отсеков) и двух консолей крыла (6 отсеков каждая). При моделировании фюзеляж разбивается на 14 участков, а консоли – на 13 каждая. Считается, что в пределах каждого участка характеристики жесткости линейно изменяются по длине. Далее определяются геометрические и массовые характеристики участков с учетом наличия в них оборудования и топлива и устанавливаются характерные сечения (границы отсеков и сечения, в которых закреплены агрегаты и грузы). В модели учитывается стреловидность крыла. Угол стреловидности  $\chi$  по средней аэродинамической хорде составляет  $35^\circ$ .

Для моделирования силовой конструкции используются балочные элементы *Beam*. Он используется в трехмерных моделях для расчетов на растяжение-сжатие, изгиб, кручение и сдвиг. Этот элемент допускает наличие несимметричного поперечного сечения при несовпадении центра сдвига с центром тяжести, а также изменение параметров сечения по длине элемента. Конструкция моделируется конусообразными балочными элементами (с переменными характеристиками – площади, моменты инерции – по длине). Агрегаты, топливо и оборудование представляются как сосредоточенные в узлах массы и моделируются элементами *Mass* (сосредоточенная масса). Гондолы с двигателями и шасси и

элементы подвески моделируются с помощью комбинации балочных элементов и элементов *Mass*.

Исходными данными для моделирования являются таблицы центровки самолета, эпюры изгибной и крутильной жесткостей и эпюры площадей поперечных сечений для продольного набора крыла и фюзеляжа. Заданы также значения масс и координаты расположения массивных объектов.

Конечно-элементная модель (КЭМ) конструкции планера с грузами на подвеске, и нумерация узлов показаны на рис. 2.

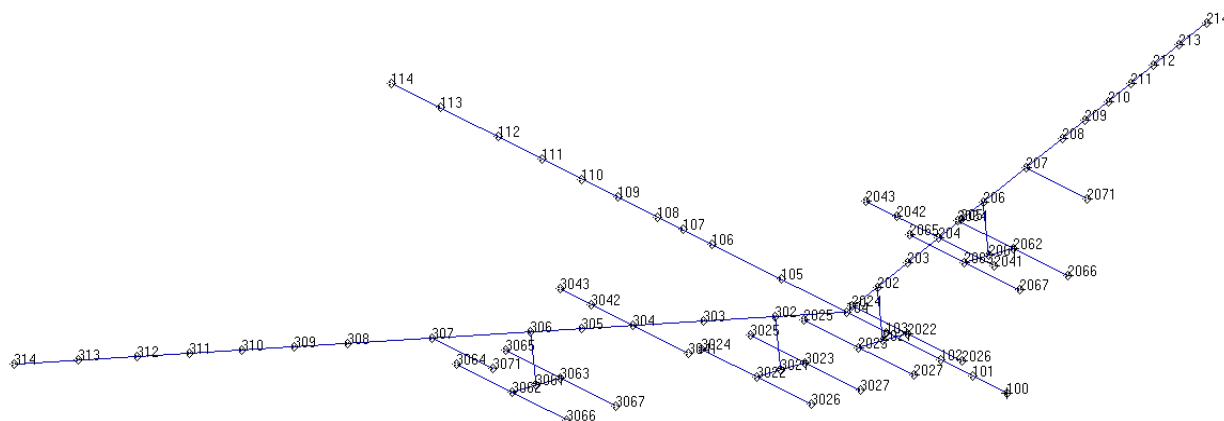


Рис. 2. Нумерация узлов КЭМ планера

Первым этапом расчета являются определение собственных форм и частот колебаний конструкции.

Примеры форм колебаний конструкции, соответствующих 1-й и 13-й собственным частотам, показаны на рис. 3 и 4. Видно, что колебания планера носят сложный характер и сочетают изгибные и крутильные формы. Низшая частота, которой соответствует изгибная форма колебаний фюзеляжа, составляет  $1,349$  Гц.

№ Собственной формы: 1  
Частота: 1,349 Гц)

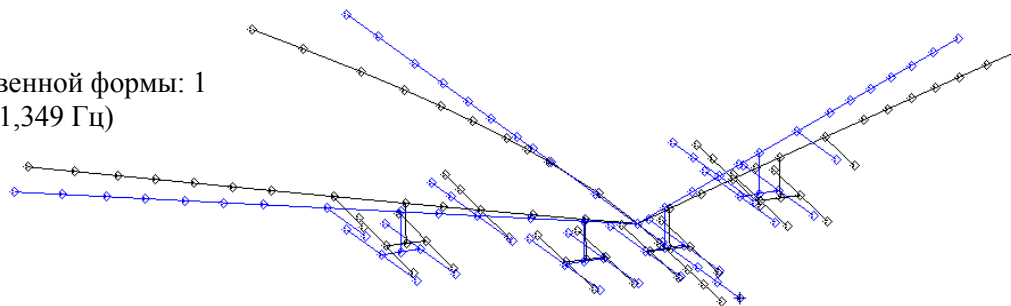


Рис. 3. Первая собственная форма

№ Собственной формы: 13  
Частота: 4,452 Гц)

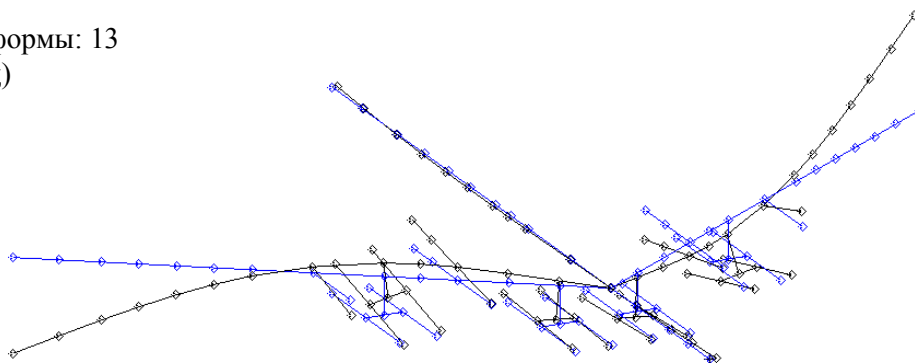


Рис. 4. Тринадцатая собственная форма

Динамический расчет конструкции крыла выполняется с применением алгоритмов модального анализа для переходных процессов (*Transient response; Type → Modal*). В этом типе анализа используется разложение вектора узловых перемещений в ряд по формам собственных колебаний и последующее решение системы. В этом случае задается количество учитываемых собственных форм, а также шаг интегрирования по времени. Для предварительного выбора шага интегрирования  $\Delta t_i$  используется соотношение:

$$\Delta t_i \leq T_{min}/10,$$

где  $T_{min}$  - период колебаний по наиболее высокой из учитываемых в разложении собственных форм. При учете 100 собственных форм ( $T_{min}=0.0069$  с.) -  $\Delta t_i = 0,0005$  с.

В реальной конструкции, всегда присутствует внутреннее демпфирование. Если оно достаточно мало и незначительно влияет на собственные частоты и формы колебаний, а также на взаимодействие различных форм колебаний, то его можно учесть приближённо в виде «эквивалентного» вязкого демпфирования. В модели демпфирование задаётся следующим образом: указываем величину коэффициента демпфирования для всей конструкции  $G = 0,001$ , частоты области интереса для преобразования структурного демпфирования всей конструкции ( $W_3$ ) и конечного элемента ( $W_4$ ) в эквивалентное вязкое демпфирование. Обычно  $W_3$  и  $W_4$  выбирают как доминантную частоту, на которой демпфирование наиболее активно. Часто, это первая собственная частота. В нашем случае  $1,349$  Гц

В качестве источника колебаний принимается кинематическое возмущение в виде полусинусоидального импульса ускорения длительностью 0.5 с.еж, амплитудой  $100\text{м/с}^2$  еж узлов КЭМ, соответствующих выпущенным стойкам шасси.

В результате вычислений получены зависимости составляющих ускорений для характерных узлов КЭ модели. Колебания конструкции носят сложный характер, что

обуславливает наличие перегрузок в её агрегатах как в направлении глобальной оси X так и по оси Y. Проверка сходимости полученных результатов осуществлялась путём варьирования числа учитываемых собственных форм и шага интегрирования. Ниже представлены данные сравнения ускорений  $a_y$  (в направлении глобальной оси Y) в узлах подвески грузов (узлы КЭМ 202 и 206).

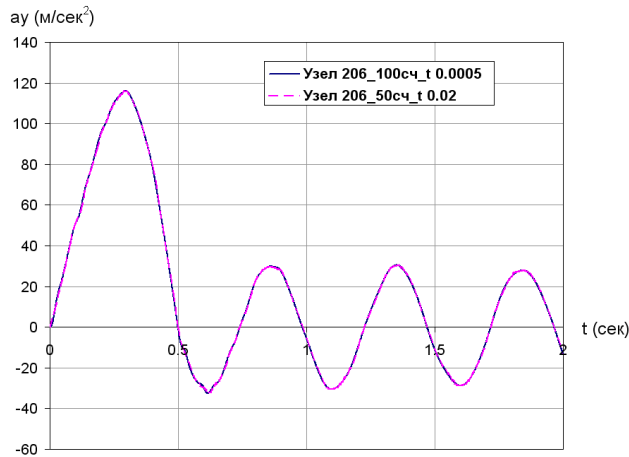


Рис. 5 Ускорения дальней подвески

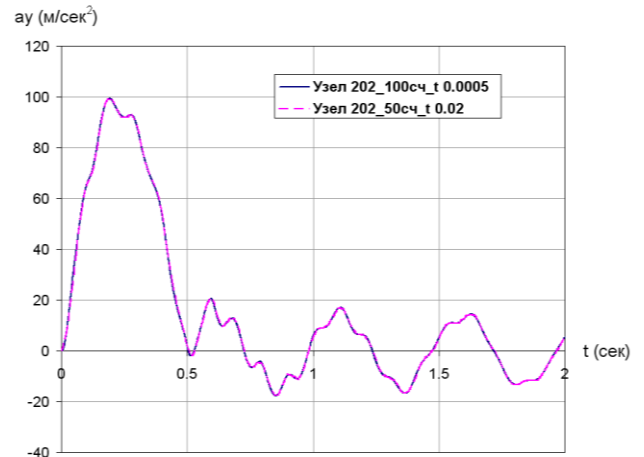


Рис.6. Ускорения ближней подвески

Зависимости от времени ускорений  $a_x$  (в направлении глобальной оси X) и  $a_y$  (в направлении глобальной оси Y) в сечениях, где расположены точки подвески грузов в сравнении с возмущающими ускорениями представлены на рис. 5 и 6 соответственно. Этим сечениям соответствуют узлы КЭМ 202 и 206.

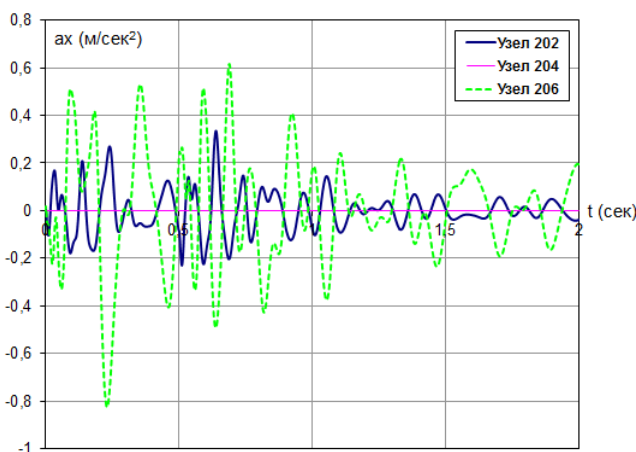


Рис. 5 Распределение ускорений  $a_x$

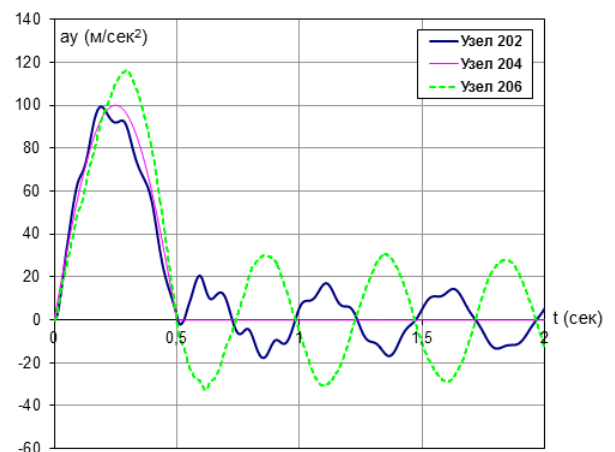


Рис.6. Распределение ускорений  $a_y$

Зависимости от времени результирующих ускорений  $a$  в точках подвески грузов и узлах крепления шасси представлены на рис. 7.

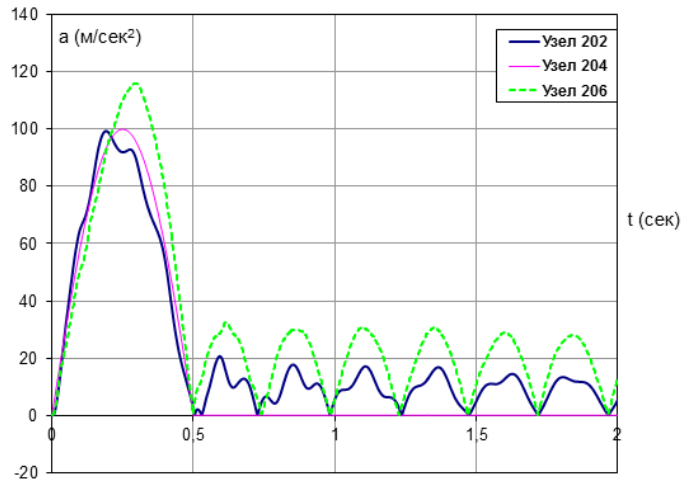


Рис. 7. Распределение результирующих ускорений  $a$

Видно, что максимальные уровни суммарных ускорений в узлах подвесок сопоставимы с уровнем кинематического возмущения. Наибольший вклад в динамическое состояние грузов вертикальные составляющие их ускорений.

Приведенные результаты расчетов показывают, что разработанная математическая модель позволяет описывать совместные пространственные колебания планера и закрепленных на внешних подвесках изделий при действии посадочных нагрузок.

Адекватность модели и работоспособность программ подтверждены физической корректностью результатов динамических расчетов и соответствием этих значений реальным величинам.

### Библиографический список

1. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. Изд. 2-е. – М.: Машиностроение, 1968.
2. Вибрации в технике Справочник в 6т. Т. 1. «Колебания линейных систем». Под ред. В.В. Болотина.- М.: Машиностроение 1978. Т. 3 «Колебания машин, конструкций и их элементов». Под ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова.- М.: Машиностроение 1980.

### Сведения об авторе

Комаров Антон Александрович, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета).

телефон: 926-320-66-88; e-mail: [antkom@inbox.ru](mailto:antkom@inbox.ru)