

УДК 534.1:539.3:534.1

Динамическое состояние конструкции вертолета при соударении с преградой

А.С. Сидоренко

Аннотация

Представлены методика и результаты разработки численной модели и данные расчетных исследований динамического состояния несущей конструкции вертолета при его аварийном столкновении с различными преградами на этапах взлета и захода на посадку. Рассматривается соударение конструкции вертолета с преградой, воспроизводящей свойства здания или корабельной надстройки при заданных условиях подхода. Задача о нестационарном взаимодействии решена с использованием метода конечных элементов, на основе которого разработаны модели силовой конструкции и преграды. Получены зависимости от времени перемещений, скоростей и ускорений в различных точках конструкции вертолета. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-08-00519-а).

Ключевые слова

удар; несущая конструкция, колебания; демпфирование; упругопластический материал; метод конечного элемента; односторонняя связь; аварийная ситуация; динамическое состояние; виброускорение

Введение

Оценка и прогнозирование уровней динамического нагружения и деформирования конструкций летательных аппаратов (ЛА) при аварийных посадках и соударениях с различными препятствиями в полете имеют значительную актуальность, обусловленную усложнением авиационной техники и увеличением объема ее эксплуатации. Одним из наиболее вероятных видов аварийной ситуации является соударение ЛА с различными конструкциями при полете на малой высоте, взлете или заходе на посадку. Подобные ситуации могут быть вызваны отказами двигателей или механизмов управления, а также ошибками пилотирования. При соударении происходит деформирование и частичное разрушение конструкции ЛА

и преграды. Оценки характеристик динамического состояния конструкции ЛА в процессе соударения необходимы, например, при оценке степени опасности аварии для экипажа, груза или оборудования ЛА, возможности срабатывания взрыво- и пожароопасных элементов.

Экспериментальное решение этой задачи является весьма сложным и дорогостоящим, поэтому соответствующие экспериментальные данные в литературе практически отсутствуют. При отсутствии экспериментальных данных необходимые характеристики динамического состояния изделия могут быть получены расчетным путем. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций существенно определяется качеством расчетных моделей, т.е. степенью их адекватности реальным конструкциям и условиям эксплуатации, а также наличием достоверных исходных данных. Методика и результаты численного моделирования движения различных авиационных конструкций при соударении с преградой содержатся, например, в работах [1, 2].

В данной работе исследуется задача об оценке характеристик пространственного движения конструкции вертолета при неупругом ударе носовой части его фюзеляжа о неподвижную деформируемую вертикальную плоскую преграду. Подобное соударение происходит при полете на малой высоте, взлете или заходе на посадку. Заданы геометрические, жесткостные и массовые характеристики конструкции, вязкоупругие характеристики преграды и условия подхода вертолета к преграде. Условиями подхода являются составляющие вектора скорости центра масс конструкции в момент предшествующий удару и углы, определяющие положение вертолета в пространстве относительно поверхности преграды. Форма передней части конструкции не учитывается, т.к. предполагается, что при заданных скоростях аварийного соударения носовая часть фюзеляжа полностью разрушается на начальном этапе удара.

Характеристики нестационарного движения конструкции вертолета и преграды определяются из решения связанной задачи ударного взаимодействия учетом неупругих свойств конструкции и преграды, определяющих степень поглощения энергии удара.

Разработка численных моделей деформируемой конструкции и преграды

Задача о нестационарном движении конструкции ЛА при действии кратковременных ударных нагрузок обычно решается с использованием различных приближенных методов. Для упругой конструкции наиболее часто используется метод разложения решения по формам собственных колебаний конструкции. При реализации этого метода основной сложностью является определение собственных форм нерегулярной конструкции ЛА, которая обычно моделируется как система балок с переменными характеристиками массы и жестко-

сти. Для определения характеристик движения при кратковременных ударных воздействиях необходимо учитывать в решении достаточно высокие формы колебаний, т.е. разрешающая система обыкновенных дифференциальных уравнений должна иметь высокий порядок. Реализация приближенных методов при учете относительно большого числа форм колебаний является весьма трудоемкой. 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. Применение МКЭ позволяет обеспечить достаточно высокую точность моделирования массовых и жесткостных характеристик конструкции.

Целью данной работы является разработка методики математического моделирования динамического состояния конструкции вертолета при воздействии ударных нагрузок в условиях аварийного соударения с преградой. При решении задачи ударного взаимодействия для силовой конструкции вертолета принимается модель упругопластического материала с линейным упрочнением. При этом механические характеристики преграды непосредственно не задаются. Параметры вязкоупругой модели преграды подбираются с использованием предположения о длительности процесса соударения и степени поглощения энергии удара конструкцией и преградой. Длительность процесса соударения соответствует интервалу времени действия ударных нагрузок, превышающих определенный уровень, и зависит в основном от условий подхода и механических характеристик конструкции и преграды. Исходными данными являются геометрия и распределение массы и жесткости элементов силовой конструкции, агрегатов и изделий, а также составляющие скорости в системе координат, связанной с вертолетом в начальный момент времени. Математическая модель должна учитывать нелинейные свойства материала конструкции и преграды, а также односторонний контакт конструкции и преграды.

Для решения задачи о динамическом состоянии конструкции вертолета при ударе выбрана универсальная система конечно-элементного расчета конструкций COSMOS/M. Конечно-элементная модель (КЭМ) конструкции в системе COSMOS/M строится либо в режиме диалога с использованием меню, либо путем создания командного файла с последующим экспортом его в систему. Моделирование конструкции выполняется традиционными конечными элементами из библиотеки системы.

Предварительные расчетные исследования, а также анализ данных, приведенных в известных публикациях, показали, что основными факторами, влияющими на уровень динамического нагружения конструкции при соударении с преградой, являются скорость и угол подхода конструкции к преграде, а также характеристики жесткости конструкции и преграды.

ды. Эти факторы существенно влияют на уровни динамического нагружения конструкции вертолета при соударении с преградой.

В целом считается, что продолжительность процесса соударения (действия ударных нагрузок) t_n зависит в основном от условий подхода и механических характеристик конструкции и преграды (жесткость, плотность и характеристики диаграммы “напряжения-деформации”). Использование этой величины как косвенной интегральной характеристики сопротивления преграды обусловлено ее сравнительной устойчивостью по отношению к разбросу механических характеристик конструкции, преграды и условий подхода. Условиями подхода являются составляющие V_x , V_y , V_z вектора скорости конструкции V_0 , углы между составляющими вектора скорости и нормалью к поверхности преграды.

Методика математического моделирования поведения конструкции вертолета при соударениях с посадочной площадкой в основном аналогична методике, разработанной в предыдущих исследованиях динамического состояния различных ЛА при ударных воздействиях [2,3]. Для решения задачи о динамическом состоянии конструкции ЛА при соударении с преградой, рассматривается модель условий удара, в которой характеристики процесса соударения не задаются непосредственно. Силы ударного взаимодействия конструкции и преграды и определяются из решения связанной задачи учетом неупругих свойств конструкции и преграды. Для этого, помимо модели конструкции, разрабатывается вязкоупругая модель преграды, параметры которой подбираются с использованием предположений о длительности процесса соударения, и степени поглощения энергии удара конструкцией ЛА и преградой и взаимного начального положения конструкции ЛА и поверхности преграды.

Исходными данными для расчетной модели конструкции вертолета являются характеристики жесткости и геометрия элементов силового набора и шасси, массы и координаты не силовых элементов, данные таблицы центровки вертолета. Центровка вертолета должна обеспечиваться при изменении массы топлива.

При моделировании, помимо массовых и жесткостных характеристик конструкции, считаются заданными параметры движения конструкции относительно поверхности преграды в момент, непосредственно предшествующий соударению (скорость центра масс конструкции V_0 и угол между вектором скорости и нормалью к поверхности преграды). Задаются также угловые параметры, характеризующие пространственное положение конструкции относительно поверхности преграды в этот же момент времени (углы тангажа, скольжения и крена). Движение конструкции в общем случае является пространственным, т.е. перемещение центра масс и поворот относительно центра масс имеют по три компоненты.

Для проведения динамического расчета или разработки физической модели конструкции, исходя из общих представлений и опытных данных, в конструкции выделяют части с распределенной жесткостью и массой и части, жесткости и массы которых принимаются сосредоточенными. Для агрегатов и частей конструкции, имеющих достаточно большое удлинение, используется балочная схематизация. Задаются жесткости на изгиб в двух плоскостях и кручение относительно продольной оси балки. Для деформируемых частей конструкции задаются распределение массы либо вдоль линии центров масс сечений, либо по площади поверхности. Для частей, схематизируемых как абсолютно жесткое тело, задаются компоненты массы по трем осям, массовые моменты и положения центров масс.

В настоящей работе при расчетных исследованиях поведения конструкции вертолета наиболее подробно моделируются фюзеляж и стойки шасси. В фюзеляже размещены два двигателя, топливные баки, механизмы, аппаратура, груз и экипаж. Ударное воздействие передается носовую часть. Основные стойки шасси моделируются как многозвенный шарнирный механизм с неупругим сопротивлением деформированию.

Для описания движения конструкции вертолета вводится прямоугольная система координат, связанная с недеформированной конструкцией. Начало координат расположено на линии пересечения строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) и плоскости шпангоута 8. Глобальная ось конструкции X совпадает с линией пресечения вертикальной плоскости симметрии каркаса и СГФ и направлена по полету. Ось Y направлена вертикально вверх, ось Z составляет с осями X и Y правостороннюю систему координат.

Силовая конструкция фюзеляжа представляется в виде каркаса, в элементах которого учитывается присоединенная жесткость и масса обшивки, и моделируется с помощью конечных элементов (КЭ) BEAM3D (пространственная балка).

Одноосный трехузловой элемент BEAM3D с расширенными возможностями используется в трехмерных структурных и тепловых моделях для расчетов на растяжение-сжатие, изгиб, кручение и сдвиг. Этот элемент позволяет учитывать наличие несимметричного поперечного сечения при несовпадении центра сдвига с центром тяжести, а также несовпадение первых двух узлов и оси центров тяжести балки. Для материала балочного элемента принимается модель упругопластического материала с линейным упрочнением (модель Мизеса).

Для моделирования основных стоек шасси, которые представляют собой шарнирный механизм с нелинейной характеристикой деформирования используются КЭ BEAM3D, TRUSS3D (пространственный стержень) и SPRING (обобщенный пружинный элемент). При этом необходимо формировать шарнирные соединения между КЭ различной размерности.

Двухузловой одноосный элемент TRUSS3D используется в трехмерных конструкционных и температурных моделях. В каждом узле рассматривается три степени свободы. К элементу может быть приложена гравитационная нагрузка. Для элемента могут быть определены силы и напряжения, которые выводятся в системе координат элемента.

Двухузловой невесомый одноосный элемент SPRING используется в линейных и нелинейных моделях конструкций. В каждом узле рассматривается две степени свободы (одно перемещение и один поворот) в локальной системе координат. Элемент может использоваться как пружина, работающая на растяжение-сжатие и (или) кручение в одномерных, плоских или пространственных моделях. Для описания нелинейного закона деформирования пружины задается кривая «сила- перемещение» или «момент- угол поворота».

Используемые элементы могут быть выполнены из материала с нелинейной диаграммой деформирования, в том числе из вязкоупругого или упругопластического материала. Деформирование этих материалов может быть описано с помощью различных моделей.

Для моделирования массивных частей конструкции, не являющихся силовыми (агрегаты, грузы, экипаж, топливо и т.д.) использованы элементы массы (MASS). Обобщенный одноузловой элемент MASS (масса конечного размера) описывает массы, помещаемые в узлах КЭМ силовой конструкции, и допускает до шести степеней свободы на узел (три перемещения и три угла поворота), определяемых в глобальной системе координат. Для каждого элемента задаются приведенные характеристики (компоненты массы по осям и соответствующие массовые моменты инерции).

При формировании модели обеспечивается соответствие между КЭМ и реальной конструкцией по общей массе, положению центра масс и по величине момента массы относительно осей X и Z вертолета. Наиболее подробно воспроизводятся жесткостные и массовые характеристики тех частей конструкции, через которые передаются динамические нагрузки на узлы, соответствующие местам расположения экипажа, оборудования и грузов. Другие части конструкции моделируются относительно менее подробно. Хвостовая балка с оперением и оборудованием, расположенная за грузовой кабиной, гондолы двигателей, винты, вал и редуктор представляются в виде наборов распределенных масс в различных узлах КЭМ. Масса топлива в отсеках соответствует 10% -ной выработке топлива с учетом сохранения центровки вертолета.

Удовлетворительная точность моделирования достигается за счет использования наборов КЭ с различными свойствами. В целом использовано 42 различных элемента типа BEAM3D TRUSS3D и SPRING и 12 элементов типа MASS. В частности, использованы эле-

менты MASS с компонентами массы в направлениях осей X , Y и Z от 6 до 120 кгс·с²/м, моментами инерции относительно осей X , Y , Z от 1 до 25 кгс м³/с².

При разработке модели деформируемой преграды считается, что она создает упругое и неупругое сопротивление движению конструкции. Неупругое сопротивление, в свою очередь, включает в себя два вида трения: сухое (релаксационное) и вязкое. Моделирование сопротивления преграды и неупругого деформирования носовой части конструкции при соударении выполнено с помощью специальных нелинейных КЭ “зазор-трение” (GAP). Используется одна из модификаций этого элемента – КЭ «универсальный зазор между двумя узлами». Этот элемент может использоваться для моделирования различных нелинейных пружин или сочетаний пружина-демпфер. Неупругое (вязкое) сопротивление КЭ GAP принимается пропорциональным степени скорости взаимного смещения узлов. На каждом шаге решения вычисляется нормальная составляющая силы в зазоре (отрицательная для зазоров воспринимающих сжатие) и помимо силы вязкого сопротивления, действующей в направлении оси элемента, определяется сила трения, направленная по нормали к оси элемента. Эта сила прикладывается к системе в одном из узлов в направлении параллельном плоскости взаимодействия. Сила с таким же значением, но противоположным направлением прикладывается к другому узлу зазора.

Сочетание наборов элементов GAP воспринимающих растяжение или сжатие позволяет моделировать широкий класс реальных нелинейностей: одно- и двусторонние зазоры с различными геометрическими, упругими и диссипативными характеристиками во взаимно противоположных направлениях.

Демпфирующие свойства конструкции описываются с использованием обобщенной модели Рэлея, описывающей действие внешних и внутренних диссипативных сил пропорциональных соответственно массе и жесткости конструкции. Диссипативный оператор имеет вид $\alpha [M] + \beta [C]$. Здесь первое слагаемое является линейной моделью вязкого внешнего трения. В этом случае диссипативный оператор пропорционален инерционному оператору $[M]$. Второе слагаемое соответствует использованию модели Фойхта для описания вязкоупругого поведения конструкции, когда диссипативный оператор пропорционален упругому оператору $[C]$. Помимо этого задаются величины внутреннего демпфирования для материалов элементов несущей конструкции. КЭМ конструкции вертолета с нумерацией основных узлов представлена на рис. 1.

Вычислительная программа для определения динамических параметров конструкции при ударе составлена в виде командных модулей системы COSMOS/M. Модули содержат команды формирования КЭ модели конструкции изделия (сетки узлов, наборов констант,

элементов и условий закрепления), модели деформируемой вязкоупругой преграды, начальные условия, параметры динамического анализа, параметры нагружения, команды записи результатов решения в выходные файлы и базу данных. При формировании сетки узлов задаются узлы соединения нелинейных элементов, моделирующих преграду, с носовой частью конструкции и с жестким основанием. После загрузки программы в систему выполняется ее отладка. Процедура отладки включает в себя проверку правильности задания узлов и соединения элементов, соответствия КЭМ исходным данным по массе и центровке, корректность определения собственных форм и частот. Далее контролируется правильность задания параметров динамического анализа, характеристик нелинейных элементов GAP, набора выходных данных. Наиболее сложным при отладке является подбор параметров и фиксированных узлов элементов GAP, моделирующих свойства преграды. После отладки выполняются команды расчета собственных частот и форм колебаний, и далее - решение задачи нелинейного динамического поведения упругопластической конструкции.

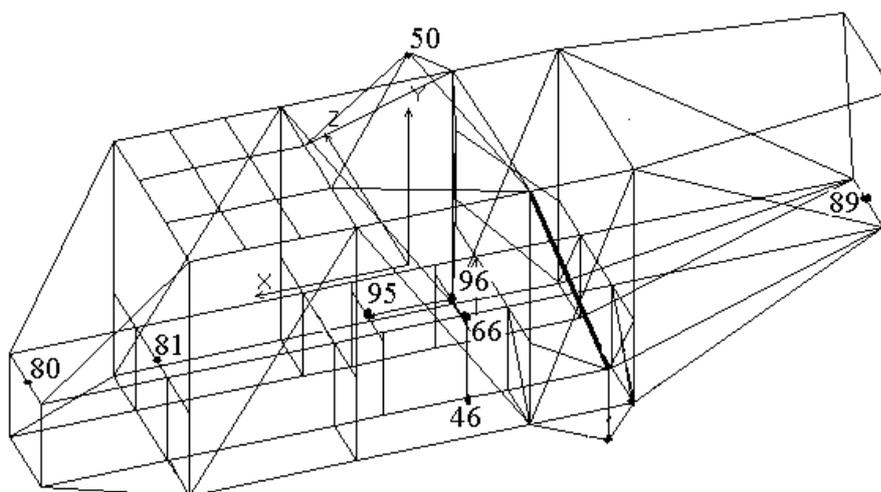


Рис. 1

На заключительном этапе отладки путем оценки сходимости результатов вычислений устанавливаются параметры численного динамического анализа (метод интегрирования, шаг интегрирования, количество учитываемых собственных форм и т.д.).

Определение параметров динамического состояния конструкции проводилось путем прямого нелинейного динамического анализа. Прямой нелинейный анализ используется при решении задач динамического деформирования с учетом различных геометрических нелинейностей конструкции (больших перемещений и деформаций) и условий взаимодействия, а также физических нелинейностей материала (нелинейной упругости, упруго - пластичности, ползучести и т.д.). В данной задаче нелинейность состоит в наличии одностороннего контакта изделия с преградой, упругопластического поведения материала конструкции, а также

вязкого сопротивления и контактного трения. Вычисления проводились с использованием итерационной процедуры Ньютона -Рафсона, которая рекомендуется для материала, описываемого по модели Мизеса. При вычислениях проверялась сходимость результатов решения при изменении временного шага. Составляющие реакции конструкции в заданных точках записывались в файл вывода результатов.

Корректность конечно-элементного моделирования конструкции предварительно оценивалась по данным частотного анализа и по соответствию результатов расчета массы конструкции и положения центра масс с данными таблицы центровки реальной конструкции.

Результаты расчетных исследований динамического состояния

После загрузки командного модуля в систему и его проверки выполняются команды расчета собственных частот и форм колебаний, и далее проводится численное решение задачи нелинейного динамического поведения конструкции. При анализе задаются параметры пошагового динамического анализа - шаг интегрирования, количество шагов, начальное время, метод интегрирования и т.д. Составляющие реакции конструкции в заданных точках записываются в выходной файл. Далее выполняются команды постпроцессорной обработки результатов численного решения (динамического анализа) для формирования графиков выходных результатов (компонентов перемещений, скоростей, ускорений и усилий в узлах КЭМ).

Результаты вычислений параметров динамического состояния конструкции представлены на рис. 2 - 9. Моделирование соударения выполнено для следующих условий подхода к преграде: $V_0 = 30$ м/с, угол тангажа – 45° , углы скольжения и крена - 0° . Материал конструкции – алюминиевый сплав. Для билинейной диаграммы деформирования материала несущей конструкции приняты следующие характеристики: модуль упругости - $7,2 \cdot 10^4$ МПа, тангенциальный модуль - $7,0 \cdot 10^3$ МПа, предел текучести – 200 Мпа.

В качестве начальных условий для всех узлов конструкции принимались нулевые перемещения и скорость V_0 в направлении оси X . Параметры деформируемой преграды задавались таким образом, чтобы время торможения конструкции (время затухания процесса ускорения) составляло $t_n \leq 0.5$ с. Время затухания процесса определяется по выполнению условия $A/A_{max} \leq 0,1$, в котором A и A_{max} - текущее и максимальное амплитудные значения процесса соответственно. Для перемещений и скоростей приведены абсолютные значения в исходной системе координат, связанной с недеформированной конструкцией в начальный момент времени.

На рис. 2 - 6 представлены зависимости от времени t составляющих ускорения по направлениям осей X и Y - a_x и a_y (рис. 2 - 5) и абсолютных значений результирующих ускорений a_p (рис. 6,7) в узлах модели 80, 81, 91, 95, 89, 46, 66,50 соответствующих местам расположения пилотских кресел (узлы 80, 81), грузов (узлы 95, 46), оборудования (узлы 91, 66, 89) и приводного механизма несущих винтов (узел 50). Результирующее ускорение определяется как абсолютное значение алгебраической суммы составляющих ускорения при поступательном движении по трем осям и повороте вокруг этих осей. Наибольшее значение ускорения имеет место на начальном участке процесса соударения при быстром изменении контактной силы.

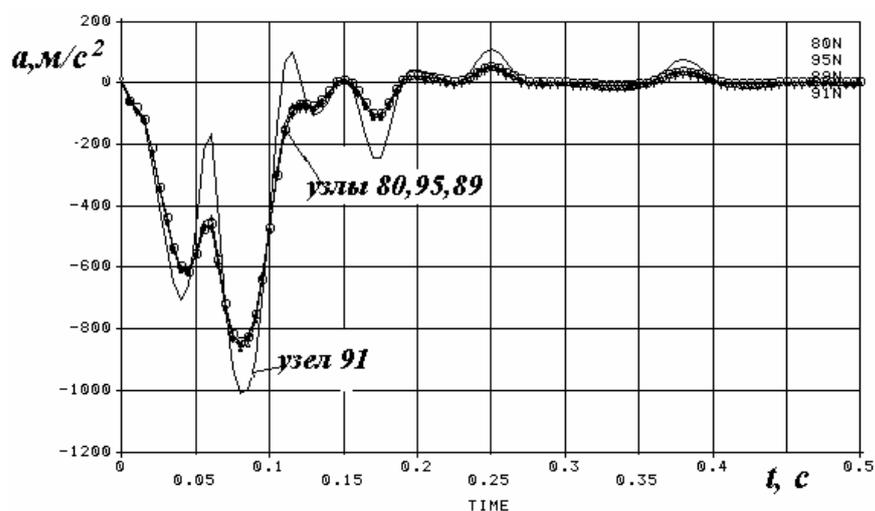


Рис. 2

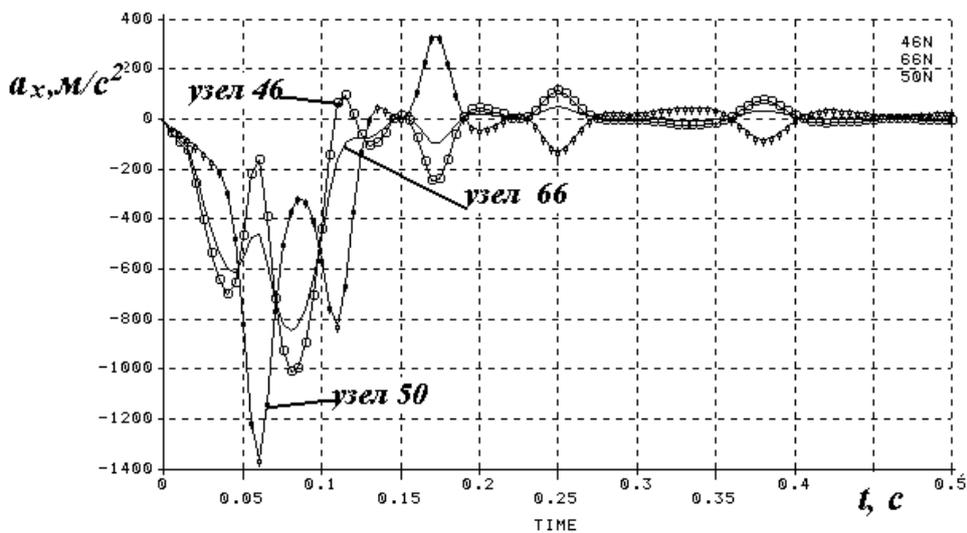


Рис. 3

Зависимости на рис. 2 иллюстрируют малую изменяемость продольного ускорения a_x по длине фюзеляжа вертолета. Ускорение a_x существенно изменяется в направлении оси Y фюзеляжа.

зеляжа по максимальной величине и знаку (рис. 3). Абсолютная величина максимального ускорения a_x составляет 1000–1400 м/с².

Изменение составляющей ускорения a_y в узлах, расположенных в направлениях осей X и Y фюзеляжа, представлено зависимостями на рис. 4 и 5 соответственно. Наибольшие значения ускорения наблюдаются в носовой и хвостовой части фюзеляжа. В средней части фюзеляжа уровни ускорения существенно ниже. Ускорения носовой и хвостовой части фюзеляжа сопоставимы по величине, но имеют разные направления.

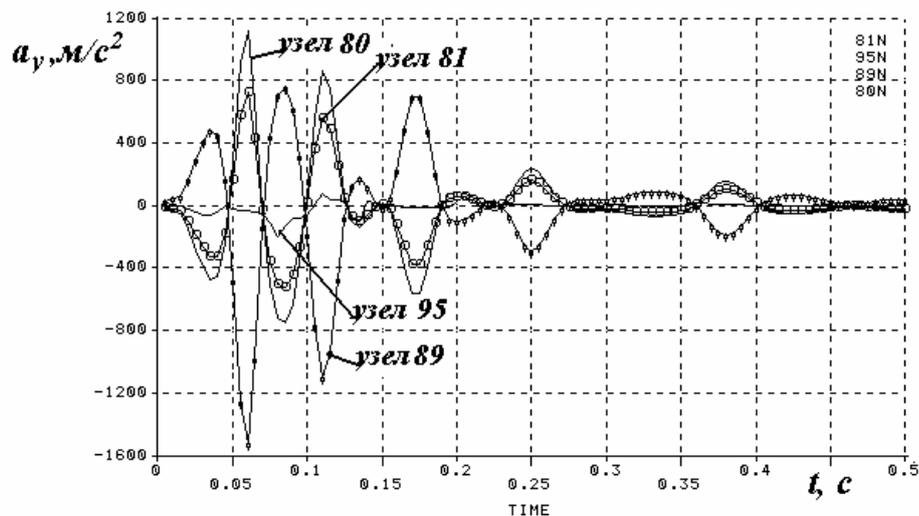


Рис. 4

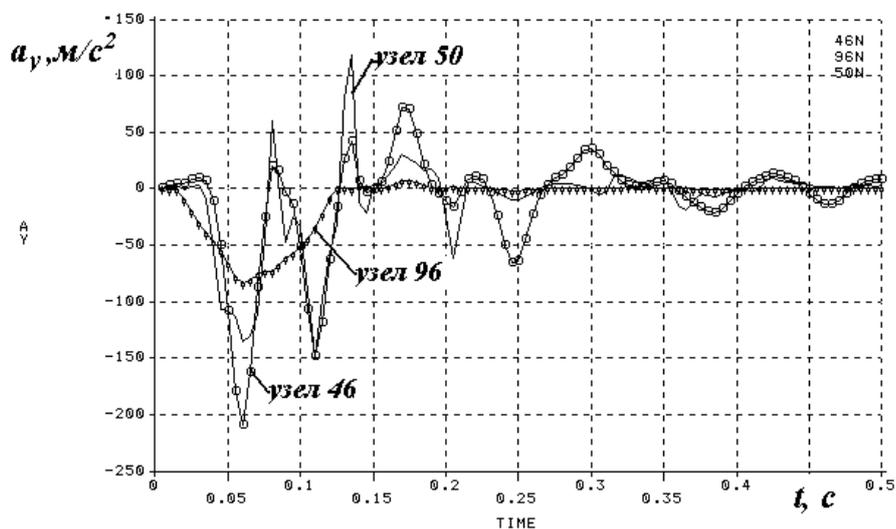


Рис. 5

На рис. 6 и 7 показаны зависимости от времени результирующего ускорения a_p в узлах модели, расположенных в направлениях осей X и Y фюзеляжа и соответствующих характерным точкам конструкции фюзеляжа, показанным на рис. 1. Уровни результирующего ускорения в различных точках конструкции мало отличаются от соответствующих максимальных

уровней составляющих ускорения по осям X и Y .

Зависимости для скоростей $v_y(t)$ (рис. 8) и перемещений $u_y(t)$ (рис. 9) по направлению оси Y в точках конструкции фюзеляжа, которым соответствуют узлы 80, 81, 96, 89 КЭМ соответственно, иллюстрируют характер пространственного движения конструкции в процессе аварийного соударения. Эти зависимости показывают, что при заданных условиях соударе

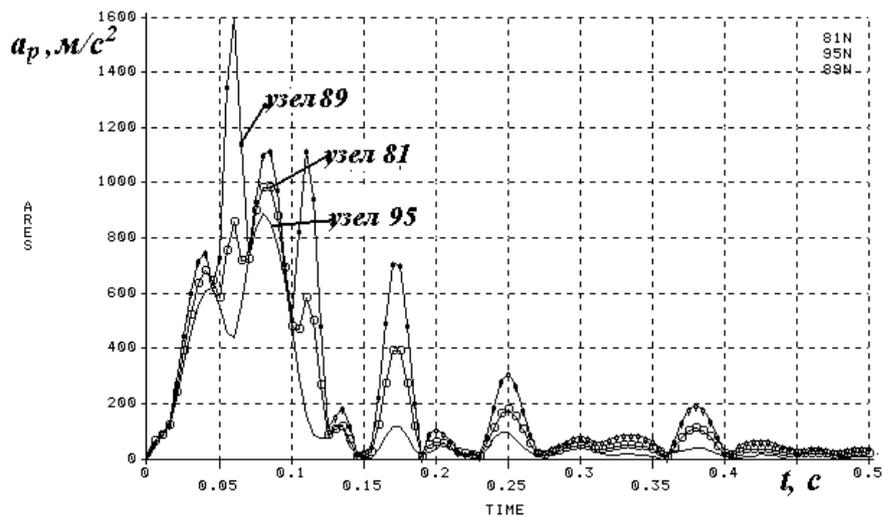


Рис. 6

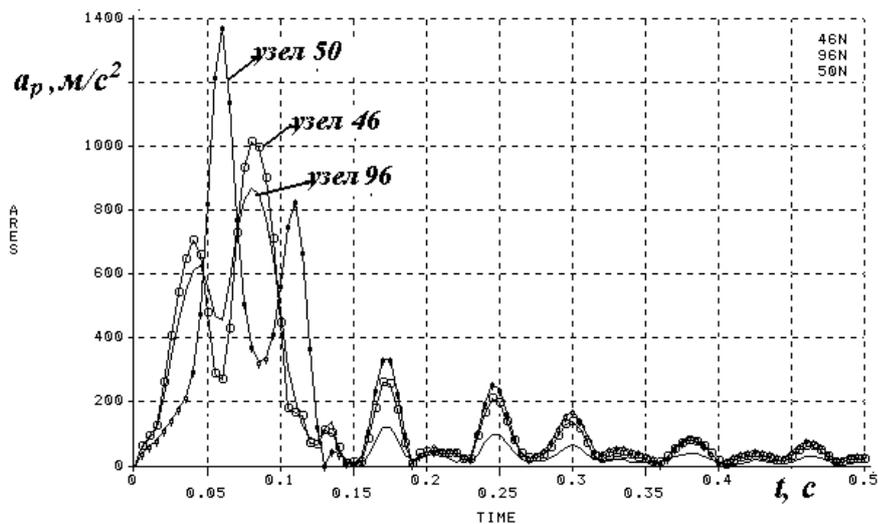


Рис. 7

-ния при наличии начальной скорости только по направлению оси X появляются существенные по величине вертикальные составляющие движения конструкции (по оси Y) за счет ее вращения относительно оси Z . Наибольшие абсолютные значения скорости v_y имеют носовая и хвостовая части фюзеляжа. Из графиков $u_y(t)$ (рис. 9) следует, что при лобовом соударении конструкции с преградой наблюдаются колебательные перемещения носовой (узлы 80, 81) и хвостовой (узел 89) ее частей относительно центральной части конструкции (узел 96).

Приведенные результаты расчетов показывают, что разработанная численная модель позволяет описывать нестационарные колебания конструкции вертолета, при заданных условиях аварийного соударения, в том числе при произвольных несимметричных условиях подхода и с учетом нелинейных свойств материала. При этом определяются характеристики пространственных колебаний всех элементов силовой конструкции и массивных не силовых элементов, учитываются односторонняя вязкоупругая связь и нелинейный характер ударного взаимодействия носовой части конструкции и поверхности преграды.

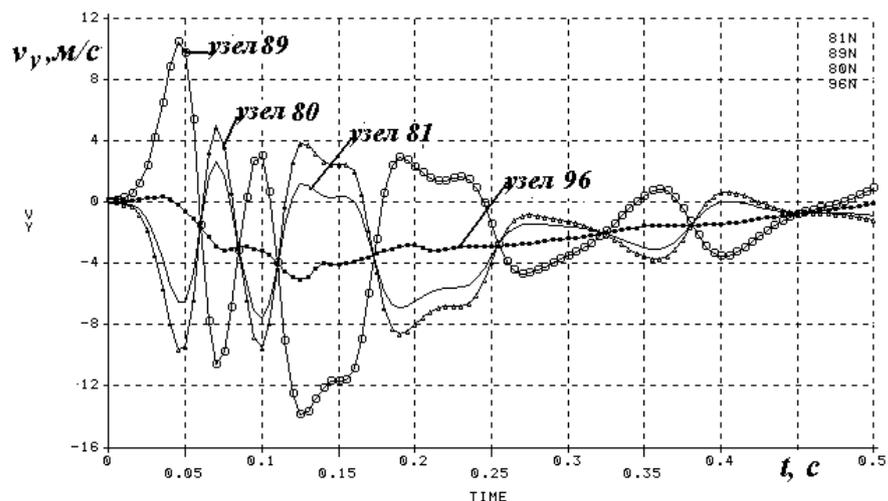


Рис. 8

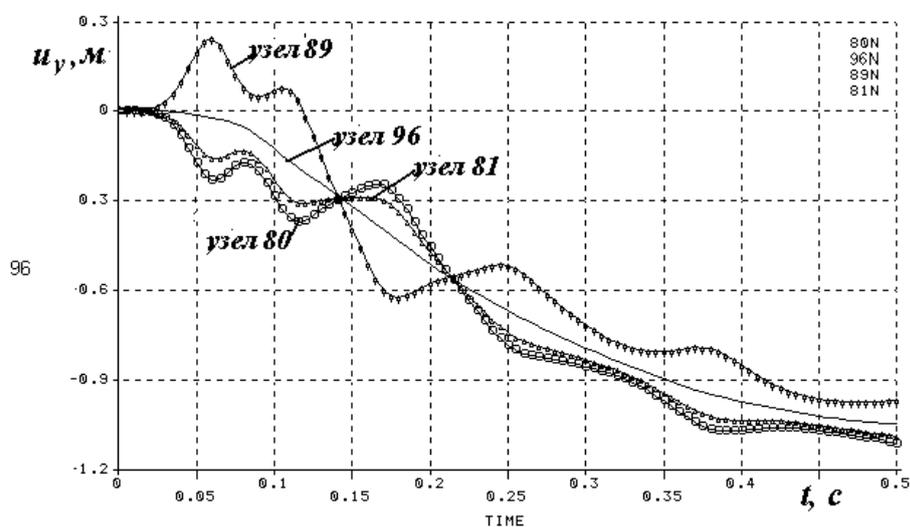


Рис. 9

Адекватность модели подтверждена физической корректностью результатов динамических расчетов, сходимостью значений собственных частот и максимальных ускорений при изменении параметров динамического анализа, соответствием этих значений реальным величинам.

Основные результаты работы

Разработана методика численного моделирования динамического состояния конструкции вертолета при аварийном соударении с преградой на этапах взлета и захода на посадку. Параметры динамического состояния определяются из решения задачи об ударном взаимодействии упругопластической конструкции с вязкоупругой преградой. Исходными данными для решения являются обобщенные условия удара совместно с геометрическими, массовыми и жесткостными характеристиками конструкции. Обобщенные условия удара, включают себя кинематические параметры, массу изделия и вид преграды.

Адекватность разработанной модели и работоспособность разработанной программы подтверждена результатами расчетов, которые являются физически корректными. Результаты соответствуют известным закономерностям распределения параметров динамического состояния по конструкции, выполняются энергетические соотношения, имеется соответствие между КЭ моделью и реальной конструкцией по массе, центровке и значениям собственных частот.

На основе разработанных программ получены расчетные зависимости параметров динамического состояния конструкции ЛА для принятых обобщенных условий аварийной ситуации. Установлен характер распределения параметров динамического состояния по конструкции и определены максимальные уровни ускорения действующего на конструкцию при рассматриваемой аварийной ситуации.

Библиографический список

1. Сидоренко А.С., Соколов О.В., Станкевич А.И. Динамическое состояние конструкции ЛА при соударении с преградой. // Техника воздушного флота. - 2004, № 2. С. 29-33.
2. Сидоренко А.С., Родионов Г.Л. «Динамическое состояние конструкции летательного аппарата при аварии на этапе взлета» // Электронный журнал «Труды МАИ» (рубрика «Механика»). - 2006, вып. № 26.
3. Сидоренко А.С. Упругопластическое деформирование конструкции приборного контейнера при соударении с преградой. // Авиакосмическое приборостроение. - 2007, № 12. С. 42-48.

Сведения об авторе

Сидоренко Александр Сергеевич, профессор кафедры «Машиноведение и детали машин» Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.

телефон 499-158-46-30; e-mail: k906@mai.ru