

УДК 623.74: (534.1+539.4)

Динамическое деформирование конструкции авиационного изделия при аварийном соударении с преградой

Вербицкий А. Б.,* Сидоренко А. С.**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: k906@mai.ru*

***e-mail: k906@mai.ru*

Аннотация

Представлена методика и результаты численного моделирования динамического деформирования конструкции авиационного изделия при среднескоростном соударении с жесткой плоской преградой. При моделировании рассматривается случай соударения авиационного изделия с твердой плоской преградой после аварийного отделения от авиационного носителя на этапах разбега и пробега носителя. Для материала конструкции изделия принята билинейная диаграмма деформирования. Определены расчетные динамические характеристики для реального изделия, характеристики деформирования и разрушения конструкции в процессе соударения. Проведено сопоставление результатов численного моделирования и данных полунатурного эксперимента. Получено соответствие расчетных и экспериментальных значений собственных частот, характеристик процессов ударных ускорений и характера разрушения конструкции.

Ключевые слова: авиационный носитель, авиационное изделие, аварийная ситуация, метод конечного элемента, динамическое состояние, ускорение, удар, преграда, несущая конструкция, упругопластический материал.

Введение

При транспортировании авиационных изделий на внешних подвесках авиационных носителей возможно аварийное отделение изделия от носителя, вызванных разрушением узлов подвески или нештатным срабатыванием пускового устройства на этапах разбега и пробега носителя. В результате происходит соударение изделия с поверхностью взлетно-посадочной полосы (ВПП). Актуальной проблемой при проведении анализа реальных аварий и прогнозирования последствий возможных аварий является оценка параметров динамического состояния изделий. Данные о характеристиках динамического состояния конструкции и степени разрушения конструкции изделий в процессе соударения необходимы, например, при оценке возможности срабатывания взрыво- и пожароопасных элементов.

В известных исследованиях [1, 2] для решения подобной задачи используются аналитические расчетные модели, в которых конструкция изделия представляется в виде сочетания нескольких типовых элементов (стержней, оболочек). Для описания их деформирования используются уравнения движения элементов с распределенными параметрами и условия сопряжения элементов. Решение динамических уравнений проводится с использованием операционного исчисления и разложения искомых перемещений в бесконечные ряды.

В работе [3] предложен расчетно-экспериментальный метод оценки параметров динамического состояния авиационного изделия при аварийных ударах, основанный на использовании теории подобия и размерности с привлечением экспериментальных данных. Используются данные, полученные в полунатурных ударных испытаниях конструкции авиационного изделия на скоростном треке, имитирующие его косое соударение с жесткой преградой при аварийном отделении от носителя. Построена регрессионная модель динамического состояния, приведены примеры расчетов составляющих ударного ускорения и показано соответствие расчетных и экспериментальных данных.

Определение динамического состояния и деформирования авиационных изделий при соударениях с преградами с учетом особенностей конструкции изделий и характеристик материалов является весьма сложной задачей. Ее достаточно содержательное решение возможно только с использованием численных методов. В настоящей работе решается задача расчетной оценки параметров динамического состояния и нелинейного деформирования конструкции авиационного изделия при аварийном соударении с поверхностью ВПП, которая рассматривается как неподвижная плоская преграда. Заданы геометрические, прочностные и массовые характеристики конструкции и условия подхода конструкции к преграде. Условиями подхода являются скорость конструкции и углы, определяющие пространственное положение конструкции относительно плоскости преграды в момент предшествующий соударению. Рассмотрены аварийные ситуации, при которых происходит среднескоростное (до 100 м/с) соударение конструкции

авиационного изделия с преградой. При этом конструкция должна получать значительные деформации разрушения.

Для задач, в которых рассматривается распространение ударного возмущения в конструкции в процессе взаимодействия с преградой, наиболее предпочтительно использование явных алгоритмов интегрирования по времени. Шаг интегрирования выбирается достаточно малым, но, несмотря на это, неизвестные ускорения точек системы вычисляются напрямую. В этом случае нет необходимости на каждом временном шаге решать систему алгебраических уравнений, как при использовании неявных методов решения. В работе динамическая задача решается с использованием метода конечных элементов в среде решателя LS-DYNA, в котором реализованы явные методы интегрирования [4, 5].

Исходные данные и основные допущения

При построении модели использовались характеристики реального изделия, состоящего из нескольких отсеков: обтекателя, головной части, контейнера, двигателя и хвостового отсека. Соединение отсеков - фланцевое с использованием стальных винтов. Конструктивные схемы стыков показаны на рис. 1, 2.



Рис. 1. Конструкции стыков обтекателя, головной части и контейнера

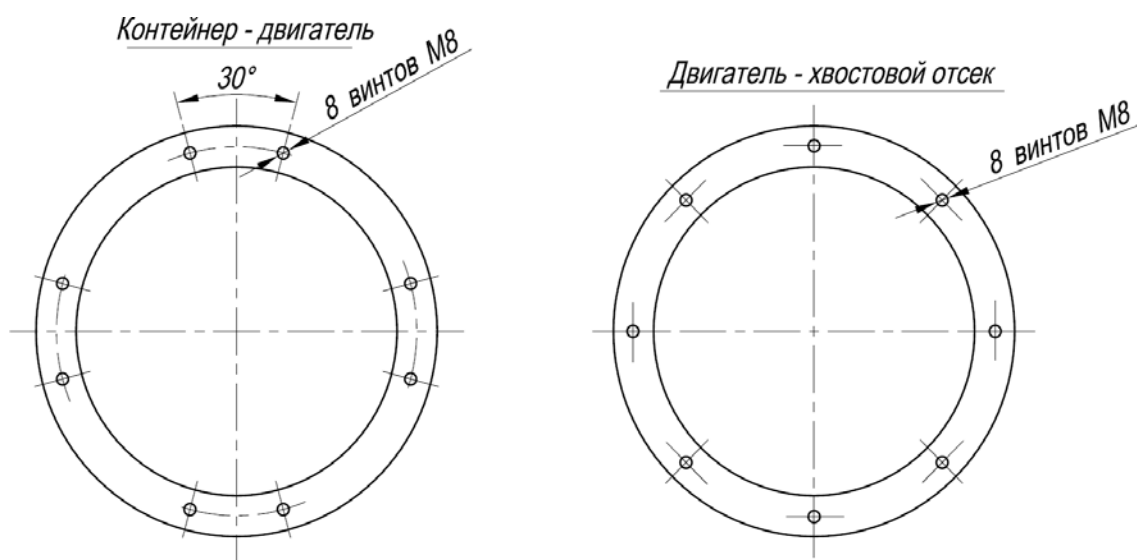


Рис. 2. Конструкции стыков контейнера, двигателя и хвостового отсека

В конструкции применены магниевые-литиевые и алюминиевые сплавы и сталь. Основные характеристики конструкционных материалов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Материал	Плотность, ρ , кг/м ³	Модуль упругости, E , МПа	Коэффициент Пуассона, ν	Временное сопротивление, σ_B , МПа	Предел текучести, σ_T , МПа	Модуль упрочнения, E_t , МПа
МЛ-5	1810	$0,42 \cdot 10^5$	0,3	160	90	3236
Д16	2750	$0,72 \cdot 10^5$	0,33	420	325	98
КВК-32	7850	$2,1 \cdot 10^5$	0,3	1150	-	-

Формирование численной модели

На основе заданных характеристик изделия разработана оболочечная конечно-элементная модель конструкции изделия (рис. 3). В качестве глобальной используется декартова система координат, связанная с конструкцией изделия. Начало координат принято на носке ракеты, ось X направлена по полету, ось Y – вверх. Плоскость XOY перпендикулярна плоскости преграды, которая считается недеформируемой.

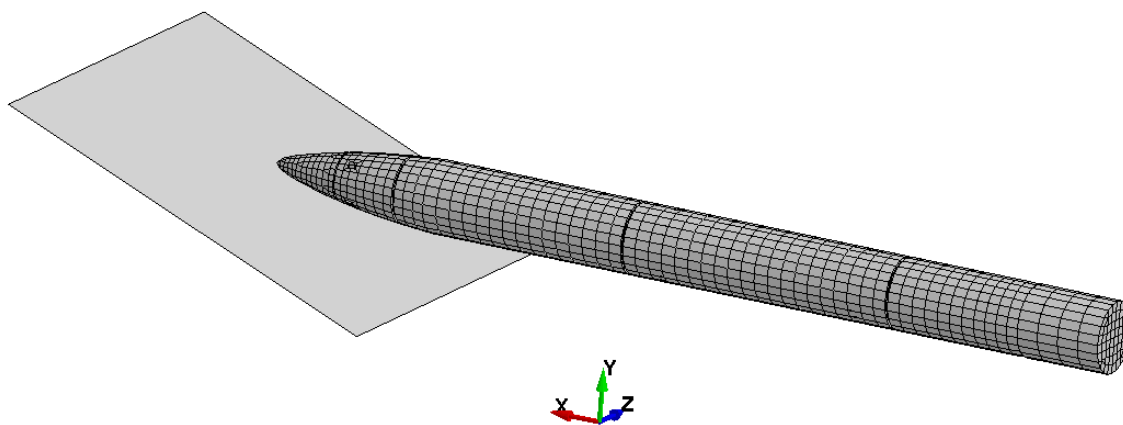


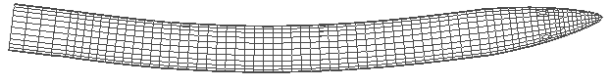

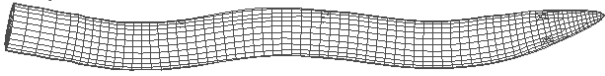
Рис. 3. Конечно-элементная модель

Моделирование отсеков выполнено с использованием оболочечных конечных элементов (КЭ) с одной точкой интегрирования. Для материалов конструкции принималась билинейная диаграмма деформирования.

При моделировании винтовых соединений в стыках отсеков использовались балочные КЭ, имеющие соответствующие геометрические параметры. Для материала винтов задавалось предельное (разрушающее) значение пластических деформаций равное 5%. Предполагалось, что контактные сжимающие силы между соединительными фланцами отсеков распределены равномерно по всей площади стыка, а растягивающие силы - только по площади соединительных винтов.

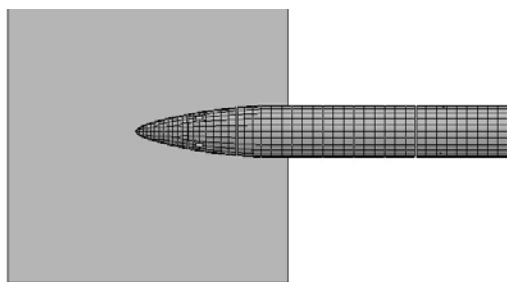
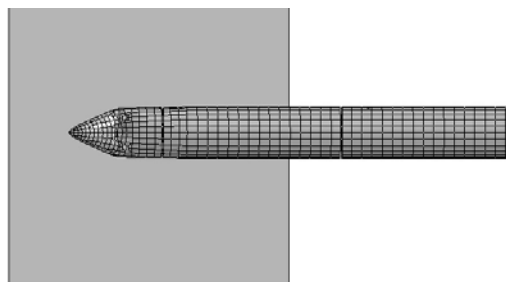
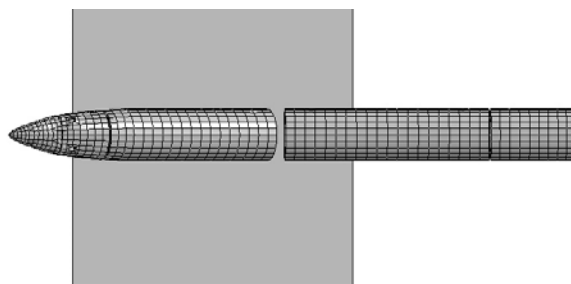
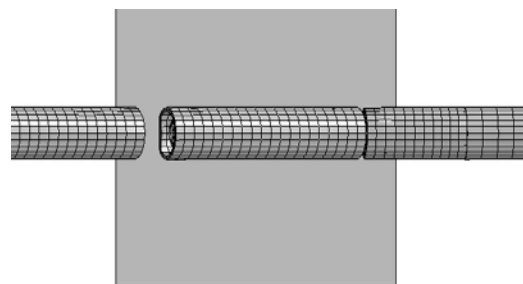
При КЭ моделировании обеспечивалось соответствие геометрических, массовых и жесткостных характеристик модели и реальной конструкции. Корректность КЭ моделирования конструкции подтверждена соответствием значений частот для одинаковых собственных форм колебаний (таблица 2) и сходимостью результатов вычислений при изменении параметров КЭ сетки.

Таблица 2

№ формы	$f_{\text{аналит.}}$, Гц	$f_{\text{МКЭ}}$, Гц	Форма колебаний
1	81	77,18	<p>LS-DYNA eigenvalues Freq = 77.18</p> 
2	181	192,27	<p>LS-DYNA eigenvalues Freq = 192.27</p> 
3	330	338,20	<p>LS-DYNA eigenvalues Freq = 338.2</p> 

Результаты численного моделирования

На основе разработанной численной модели определены параметры движения конструкции в процессе соударения с преградой, характер деформирования и разрушения конструкции и характеристики процессов ускорения в заданных поперечных сечениях. Деформированное состояние конструкции в отдельные моменты времени после начала соударения показано на рис. 4-7. Видно, что разрушение конструкции изделия происходит по сечениям стыков отсеков (рис. 6,7). При этом конструкции отсеков не получают существенных деформаций.

Рис. 4. $t=0,001$ сРис. 5. $t=0,009$ сРис. 6. $t=0,024$ сРис. 7. $t=0,046$ с

Для оценки корректности методики моделирования и полученных результатов проведено их сопоставление с данными полунатурных экспериментальных исследований динамического состояния, деформирования и разрушения реальных изделий авиационной техники при среднескоростном соударении с преградой. В экспериментах моделировалась аварийная ситуация – падение изделия на ВПП при аварийном отделении от узлов подвески на самолете. Для имитации поверхности ВПП использовалась железобетонная плита, установленная под заданным углом к траектории движения изделия (рис. 8, 9).

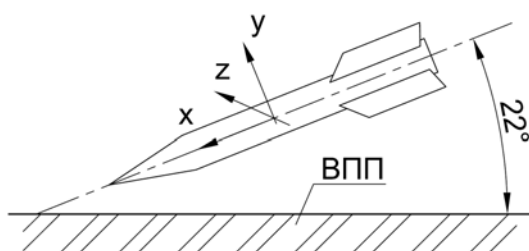


Рис. 8. Условия аварии

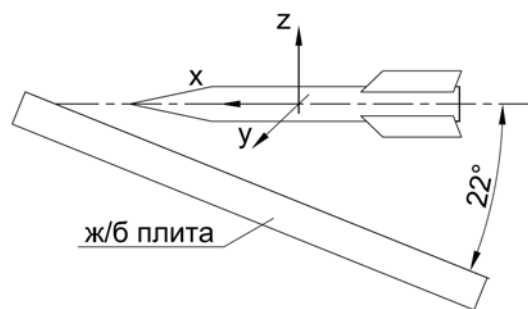


Рис. 9. Условия эксперимента

Были проведены расчетные исследования для условий подхода конструкции к преграде, аналогичным условиям, принятым в эксперименте. Угол подхода (угол между плоскостью преграды и продольной осью изделия) составлял 22° , составляющая скорости в направлении продольной оси в момент столкновения с поверхностью преграды $v_0 = 51$ м/с

Сопоставление результатов численного моделирования с экспериментальными данными показало, что характер разрушения конструкции, полученный при моделировании аналогичен картине разрушения, которая наблюдалась в эксперименте. В эксперименте ударное разрушение реального изделия также происходило строго по сечениям стыков отсеков без существенных деформаций самих отсеков, что обусловлено прочностными характеристиками соединений отсеков. Характер разрушения конструкции реального изделия при соударении проиллюстрирован на рис. 10.

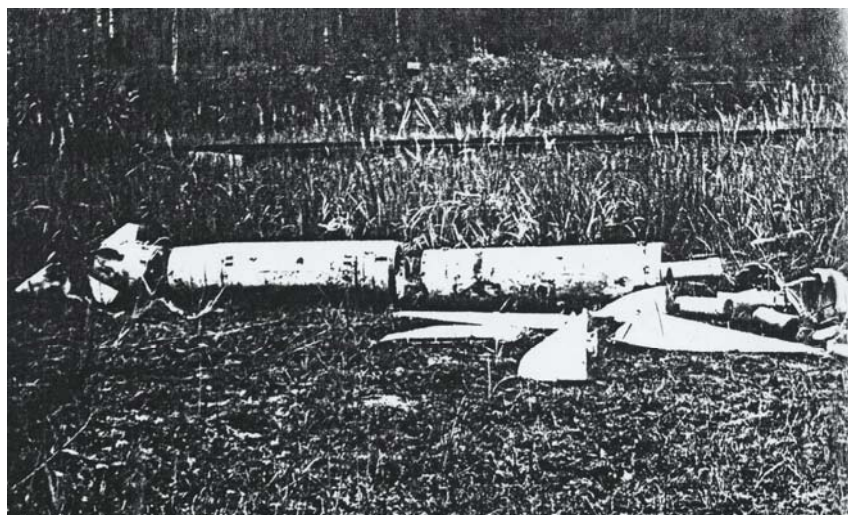


Рис. 10. Изделие после соударения

В эксперименте проводилась скоростная киносъемка движения изделия в процессе соударения и регистрировались составляющие процессов ускорения

конструкции. Измерение виброускорений проводились с использованием многоканальной измерительной системы и акселерометров ИС-1245 установленных в каждом отсеке конструкции. Кадры кинограммы процесса соударения приведены на рис. 11 и 12. На рис. 11 видно начало разрушения стыка отсеков. Время изменения деформированного состояния модели, показанного на рис. 4 и 7, соответствует интервалу времени между кадрами кинограммы (рис. 11 и 12)



Рис. 11. Начало соударения

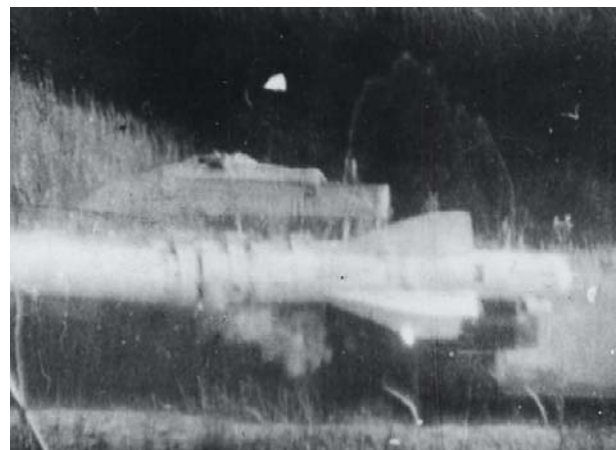


Рис. 12. Разрушение

На рис. 13, 14 и 15 приведены расчетные и экспериментальные зависимости соответственно продольной n_x , вертикальной n_y и боковой n_z составляющих перегрузки в районе центра масс конструкции.

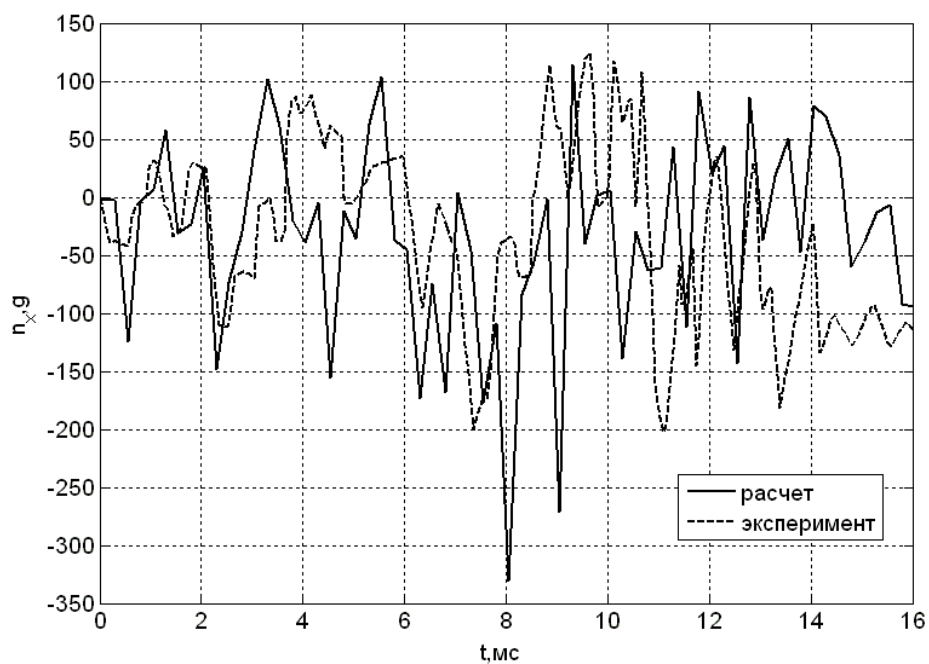


Рис. 13 Продольная перегрузка, n_x

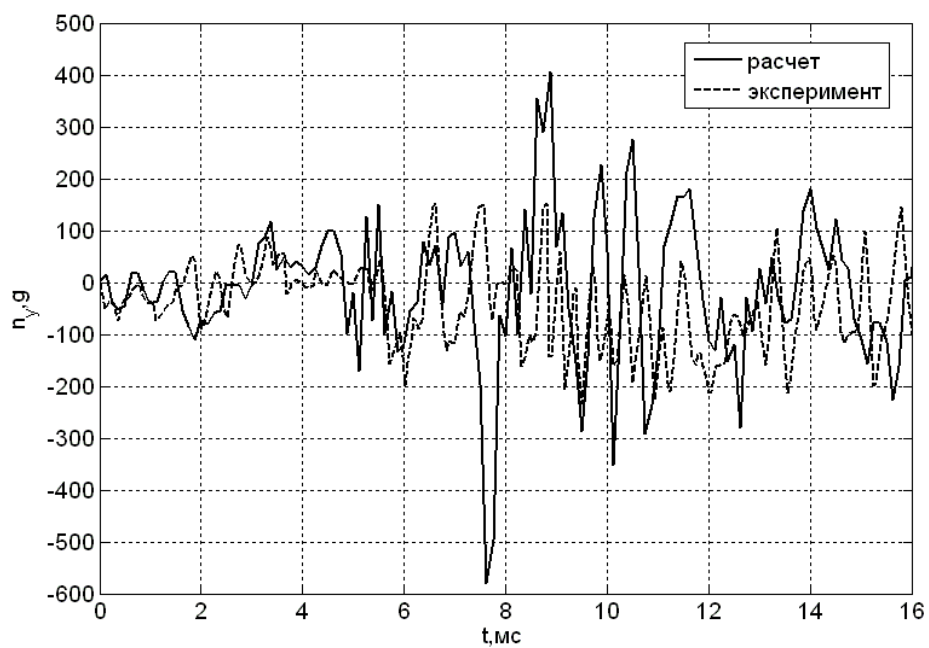


Рис. 14. Вертикальная перегрузка, n_y

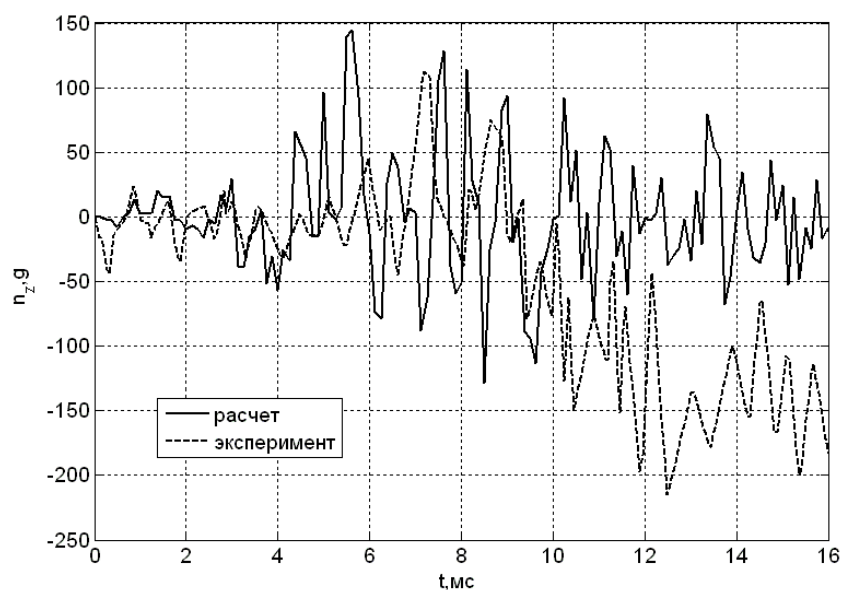


Рис. 15. Боковая перегрузка, n_z

Приведенные зависимости показывают достаточно хорошее соответствие расчетных и экспериментальных зависимостей виброускорений на рассматриваемом промежутке времени по характеру изменения во времени и максимальным значениям. Уровень виброускорений, полученных в результате численного моделирования несколько выше, что обусловлено использованием модели недеформируемой преграды.

Выводы

1. Разработана методика численного моделирования динамического деформирования и разрушения конструкции авиационного изделия при аварийном соударении с преградой с учетом нелинейного деформирования конструкции. Исходными данными для моделирования являются условия соударения (начальная скорость и углы подхода к преграде), а также геометрические, массовые и жесткостные характеристики конструкции.

2. Разработанная методика реализована для моделирования динамического состояния реального изделия при заданных условиях аварийного соударения с поверхностью ВПП.

3. На основе разработанных математических моделей и программ получены расчетные зависимости от времени составляющих ускорения конструкции изделия для принятых условий аварийного соударения.

4. Выполнено сопоставление результатов моделирования и данных полунатурного эксперимента, которое показало их хорошее соответствие по динамическим характеристикам конструкции, характеру динамического деформирования и разрушения конструкции, характеристикам процессов ударного ускорения. Это подтверждает работоспособность разработанной методики моделирования среднескоростного соударения изделий авиационной техники с преградами и достоверность полученных качественных результатов и количественных оценок.

5. Разработанная методика математического моделирования может быть использована для получения оценок параметров динамического состояния различных изделий авиационной техники при аварийных соударениях.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 13-08-01243).

Библиографический список

1. Тишков В.В., Фирсанов В.В. К вопросу о построении модели продольного удара по составному стержню для исследования безопасности авиационных комплексов в

аварийных ситуациях // Вестник Московского авиационного института. 2004. Т.11.

№ 2. С. 3-10.

2. Тишков В.В., Фирсанов В.В. Аналитическая модель для прогнозирования динамического состояния объекта авиационной техники при ударе // Авиакосмическое приборостроение. 2005. № 1. С. 10-17.

3. Тишков В.В., Фирсанов В.В. Проектный метод расчета вибродинамического состояния объектов авиационной техники для оценки безопасности авиационных комплексов в аварийных ситуациях // Вестник Московского авиационного института. 1999. Т. 6. № 2. С. 8-14.

4. HALLQUIST J.O. LS-DYNA Theoretical Manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2006, 498 p.

5. LS-DYNA keyword user's manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2009, 2435 p.