

Динамическое состояние конструкции авиационного носителя при аварии на этапах взлета и посадки

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*

Аннотация

Представлены результаты разработки численных моделей динамики авиационного носителя с грузами на внешних узлах подвески при столкновении с неподвижными плоскими преградами. Рассмотрены случаи возможных аварийных ситуаций, которые могут произойти при эксплуатации летательного аппарата на различных этапах полета. Определены динамические характеристики грузов при совместном движении с авиационным носителем. Проведена оценка прочности узлов крепления грузов и возможности отделения грузов в процессе аварийного соударения.

Ключевые слова: авиационный носитель, аварийная ситуация, метод конечного элемента, балка, динамическое состояние, ускорение, удар, несущая конструкция, демпфирование, упругопластический материал

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

Введение

При эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) возможно возникновение аварийных ситуаций на различных этапах эксплуатации. Характерным видом аварии является соударение ЛА с преградой при нарушении управления его движением. В качестве такой преграды в зависимости от этапа эксплуатации может быть: взлетно-посадочная полоса (ВПП), грунт, вертикальная жесткая преграда (стена здания, сооружения).

При анализе возможных или реальных аварий ЛА актуальной проблемой является оценка параметров их динамического состояния. Данные о характеристиках динамического состояния конструкции ЛА в процессе соударения необходимы, например, при оценке сте-

пени опасности аварии для экипажа, груза или силовой конструкции ЛА, возможности срабатывания взрыво- и пожароопасных элементов.

В настоящей работе решается задача расчетной оценки параметров динамического состояния и деформирования конструкции авиационного носителя с грузами на внешних узлах подвески при аварийном соударении с неподвижными деформируемыми плоскими преградами. Заданы геометрические, жесткостные и массовые характеристики конструкции, вязкоупругие характеристики преграды и условия подхода конструкции к преграде. Условиями подхода являются скорость конструкции и углы, определяющие пространственное положение конструкции относительно плоскости преграды в момент предшествующий соударению.

Возможные условия аварийного соударения с преградами, сформированные на основе информации о реальных летных происшествиях с носителями определенного класса [1], представлены в таблице 1. В таблице указаны масса авиационного носителя M , параметры движения в момент предшествующий соударению с преградой (скорость V , угол атаки α , угол скольжения β , угол крена γ , угол наклона траектории θ), вид преграды и этап полета. Угол θ определяется как разность угла тангажа (угла между продольной осью ЛА и горизонтом) и угла атаки.

Таблица 1

№	M , т	V , км/ч (м/с)	α , град.	β , град.	γ , град.	θ , град.	Преграда	Этап полета
1	124	360 (100)	0	0	0	0	Стена из бетона	Этап разбега, шасси выпущено
2	80	342 (95)	10	5	-10	-10	Бетонная ВПП	Посадка, шасси выпущено
3	100	1000 (278)	5	5	90	-70	Глинисто-песчаный грунт	Полет, шасси убрано

Рассмотрены аварийные ситуации, при которых наблюдается высокий уровень перегрузок в различных узлах конструкции. Во всех перечисленных случаях происходит высокоскоростное соударение конструкции авиационного носителя с преградой. При этом конструкция должна получать значительные деформации разрушения.

2. Формирование численных моделей

2.1. Выбор метода моделирования

Математическое описание динамики конструкции ЛА при ударных нагрузках является весьма сложной задачей. Даже с учетом упрощений такую задачу можно решить только с использованием численных методов. Для задач удара, в которых интерес представляет распространение ударного возмущения в конструкции в первые моменты 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. Это в целом приводит к снижению временных затрат на машинный счет. В данной работе задача динамики решается методом конечных элементов с использованием решателя LS-DYNA, в котором реализованы явные методы интегрирования [2].

2.2. Исходные данные и основные допущения

При построении модели фюзеляж самолета и элементы центроплана представлены в виде балок с заданной продольной, изгибной и крутильной жесткостью. Бортовое оборудование, топливные баки и прочие элементы конструкции, которые не являются силовыми, представлены в виде сосредоточенных масс. Геометрическое место сосредоточенных масс соответствует расположению соответствующих массивных элементов реальной конструкции. Полезная нагрузка, размещаемая на центральном и боковых узлах подвески представлена в виде балок постоянной жесткости и погонной массы.

Основной целью данного исследования является определение максимальных уровней динамической реакции конструкции, которые достигаются на начальном этапе аварийного соударения ЛА с преградой. Наибольший интерес представляют характеристики динамических реакций в узлах подвески полезной нагрузки. Поэтому более подробно моделируются части конструкции, по которым проходит ударное возмущение от точек контакта с преградой до узлов подвески. Поворотные части консолей крыла и хвостовое оперение представляется в виде сосредоточенных масс, несмотря на то, что эти элементы конструкции являются силовыми и имеют определенную протяженность.

Исходными данными при моделировании являлись:

- эпюры изгибной и крутильной жесткостей крыла и фюзеляжа,
- эпюра площадей поперечных сечений фюзеляжа,
- механические характеристики материалов,
- таблицы центровки авиационного носителя,

- диаграммы обжатия амортизаторов стоек шасси,
- габариты и осредненные массовые и жесткостные параметры грузов.

По сценарию 1 авария происходит на этапе взлета: при разбеге по ВПП авиационный носитель сталкивается с вертикальной преградой - капитальной стеной. Очевидно, что при высокоскоростном соударении реального авиационного носителя с преградой возможно деформирование или разрушение самой преграды. Здесь в качестве преграды рассматривается стена из железобетона с учетом ее разрушения при соударении.

Известно, что железобетон является нелинейным материалом. Принято считать, что при работе железобетона на сжатие сжимающую нагрузку воспринимает непосредственно бетон и при невысоком проценте армирования работа арматуры на сжатие не учитывается. В то время как при растяжении учитывается работа только арматуры [3].

Характеристики материалов железобетонной стены приведены в таблице 2.

Таблица 2.

Материал	Начальный модуль упругости E_b , МПа	Сопротивление растяжению R_{bt} , МПа	Удлинение при разрыве
Бетон	$3.0 \cdot 10^4$	2.0	-
Арматура	-	-	0.2

Для описания нелинейных характеристик железобетона выбрана модель изотропного материала с билинейной диаграммой деформирования σ - ϵ и учетом разрушения при достижении определенной величины деформации.

Коэффициент армирования $\mu = A_s/A$ принимается 0.005 (A_s – площадь арматуры в сечении; A – площадь сечения элемента). Тогда согласно [3] при деформировании железобетона в линейной области (до момента образования трещин) жесткость арматуры можно не учитывать. Значения приведенных механических характеристик материала составляют:

- плотность $\rho = 2800 \text{ кг/м}^3$
- модуль Юнга $E = E_b = 3.0 \cdot 10^4 \text{ МПа}$,
- напряжения текучести $\sigma_t = R_{bt} = 2.0 \text{ МПа}$,
- касательный модуль упругости $E_t = \mu \cdot E = 150 \text{ МПа}$,
- предельная пластическая деформация $\epsilon = 0.2$.

Сценарий 2 соответствует аварийной ситуации на этапе посадки, когда шасси выпущено и первоначально удар воспринимается одной из основных стоек шасси. Начальная скорость и углы ориентации авиационного носителя в пространстве указаны в таблице 1.

В этом расчетном случае необходимо с определенной точностью задать жесткостные характеристики амортизаторов стоек шасси. Для этого использовались экспериментальные диаграммы обжатия амортизаторов.

Аварийная ситуация по сценарию 3 – падение на грунт после набора высоты. При этом шасси самолета убрано, а скорость в момент столкновения составляет 278 м/с (1000 км/ч), что существенно выше скоростей соударения взаимодействия в ранее рассмотренных сценариях.

2.3. Выбор КЭ для модели авиационного носителя

При построении модели авиационного носителя использовались балочные конечные элементы Беличко [4]. Закономерности деформирования этих элементов основаны на теории балок «типа Тимошенко». Геометрия балки Тимошенко показана на рис. 1.

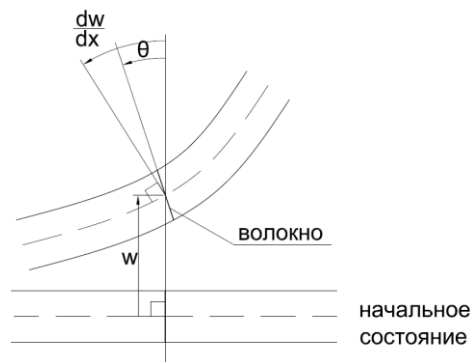


Рис. 1. Геометрия балки Тимошенко

Дифференциальные уравнения равновесия относительно прогиба w и угла поворота сечения φ имеют вид:

$$kAG \left(\frac{d^2 w}{dx^2} - \frac{d\varphi}{dx} \right) + q(x) = 0, \quad (1)$$

$$EI \frac{d^2 \varphi}{dx^2} + kAG \left(\frac{dw}{dx} - \varphi \right) = 0, \quad (2)$$

$$w(0) = w_0, \quad \varphi(0) = \varphi_0, \quad (3)$$

$$M|_{x=L} = -EI \frac{d\varphi}{dx}|_{x=L} = M_0, \quad Q|_{x=L} = kAG \left(-\varphi + \frac{dw}{dx} \right)|_{x=L} = Q_0. \quad (4)$$

Выражения (3), (4) – геометрические и силовые граничные условия. В выражениях (1) - (4) обозначено:

$q(x)$ – поперечная нагрузка, A – площадь сечения, I – момент инерции сечения,

E – модуль Юнга, G – модуль сдвига, k – коэффициент сдвига, зависящий от формы сечения, M – изгибающий момент в сечении, Q – перерезывающая сила.

Воспользуемся мягкой формулировкой метода конечных элементов [3 5] для решения дифференциальных уравнений (1), (2). Умножим эти уравнения на произвольную весовую функцию $\psi(x)$ и проинтегрируем полученные выражения по длине балки L :

$$\int_L \psi \left(kAG \left(\frac{d^2 w}{dx^2} - \frac{d\varphi}{dx} \right) + q \right) dx = 0, \quad (5)$$

$$\int_L \psi \left(EI \frac{d^2 \varphi}{dx^2} + kAG \left(\frac{dw}{dx} - \varphi \right) \right) dx = 0. \quad (6)$$

В соответствии с методом конечных элементов разобьем балку на E элементов и N узлов. Искомое приближенное решение будем искать в виде:

$$w(x) = \sum_{i=1}^N w_i N_i(x) = \mathbf{W}^T \cdot \mathbf{N}, \quad (7)$$

$$\varphi(x) = \sum_{i=1}^N \varphi_i N_i(x) = \mathbf{\Phi}^T \cdot \mathbf{N}, \quad (8)$$

где \mathbf{W} и $\mathbf{\Phi}$ – векторы значений искомых функций в узлах, $N_i(x)$ – базисные функции, равные единице в текущем узле и нулю в остальных узлах, \mathbf{N} – вектор, составленный из базисных функций. Согласно методу Галеркина [5 6], весовые функции также представляются в виде:

$$\psi(x) = \sum_{i=1}^N \psi_i N_i(x) = \mathbf{\Psi}^T \cdot \mathbf{N}. \quad (9)$$

Для того чтобы определенный интеграл (7) и (8) существовал, необходимо, чтобы подынтегральная функция являлась кусочно-непрерывной на заданном отрезке с конечным числом точек разрыва первого рода и ограниченной (разрыв второго рода не допустим). Иными словами, на гладкость базисных функций накладываются жесткие ограничения. Проинтегрировав (7) и (8) по частям можно понизить требование к гладкости базисных функций, а так же добиться симметричности подынтегральных выражений относительно $w(x)$ и $\psi(x)$ и $\varphi(x)$ и $\psi(x)$ [3 5]:

$$kAG \int_L \frac{d\psi}{dx} \frac{dw}{dx} dx - kAG \int_L \frac{d\psi}{dx} \varphi dx - \int_L \psi q dx = \psi Q|_{x=L} = -\psi(L) Q_0, \quad (10)$$

$$EI \int_L \frac{d\psi}{dx} \frac{d\varphi}{dx} dx - kAG \int_L \psi \frac{dw}{dx} dx + kAG \int_L \psi \varphi dx = \psi M|_{x=L} = -\psi(L) M_0, \quad (11)$$

При решении задачи в такой постановке матрица жесткости получается симметричной, а в качестве базисных функций допустимо использовать непрерывные функции класса C^0 [5 6].

Полученные интегралы представляются в виде суммы интегралов по каждому элементу. После вычисления определенных интегралов по каждому элементу и группировки полученных выражений относительно каждого значения ψ_i получаем систему линейных алгебраических уравнений относительно величин w_i и φ_i . Чтобы замкнуть систему, необходимо добавить геометрические граничные условия (3). Силовые граничные условия (4) входят в правую часть уравнений (10), (11).

Общий вид модели авиационного носителя (самолета) с грузами на центральных и боковых узлах подвески и направления координатных осей, связанных с носителем, показаны на рис. 2. Начало координат расположено в сечении, соответствующем шпангоуту 44. Массовые характеристики модели представлены в таблице 3.

Таблица 3.

Объект	Масса	Координаты ц. м., м		
		X	Y	Z
Снаряженный самолет	122830,0	-2,20	-0,07	0,0
Груз 1.1 (1.2)	5940,0	-3,29	-0,5	5,0 (-5,0)
Груз 2	4420,0	-0,9	-0,5	0,0

Грузы, размещаемые на внешних узлах подвески, условно обозначены:

- груз на правом узле подвески – груз 1.1,
- груз на левом узле подвески – груз 1.2,
- груз на центральном узле подвески – груз 2.2.

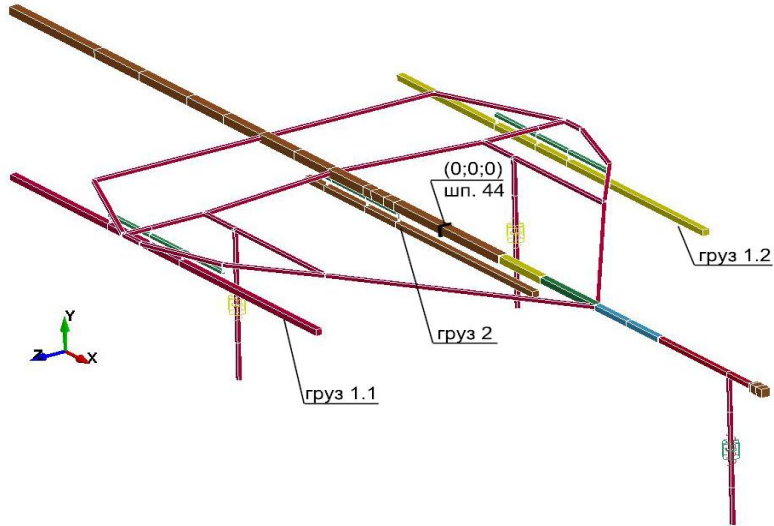


Рис. 2. Общий вид модели авиационного носителя с грузами.

2.4. Интегрирование уравнений движения

Интегрирование уравнений движения по времени осуществляется по явной схеме с использованием метода центральных разностей. Составим уравнение равновесия системы в момент времени t_n , воспользовавшись принципом Даламбера [4]:

$$\mathbf{M} \cdot \mathbf{a}^n = \mathbf{P}^n - \mathbf{F}^n - \mathbf{F}_d^n, \quad (12)$$

В уравнении (12) \mathbf{M} – матрица масс системы; \mathbf{P} – вектор внешних массовых сил; \mathbf{F} – вектор упругих сил; \mathbf{F}_d^n – вектор диссипативных сил.

Для определения состояния системы в момент времени t_{n+1} воспользуемся схемой центральных разностей:

$$\mathbf{a}^n = \mathbf{M}^{-1} (\mathbf{P}^n - \mathbf{F}^n - \mathbf{F}_d^n), \quad (13)$$

$$\mathbf{v}^{n+1/2} = \mathbf{v}^{n-1/2} + \mathbf{a}^n \cdot \Delta t_n, \quad (14)$$

$$\mathbf{u}^{n+1} = \mathbf{u}^n + \mathbf{v}^{n+1/2} \cdot \Delta t_{n+1/2}, \quad (15)$$

где $\Delta t_{n+1/2} = \frac{\Delta t_n + \Delta t_{n+1}}{2}$; \mathbf{a} , \mathbf{v} и \mathbf{u} – вектора ускорений, скорости и перемещений точек тела.

Для описания демпфирования использована модель Релея. В этом случае вектор диссипативных сил запишется в виде:

$$\mathbf{F}_d^n = \mathbf{C} \cdot \mathbf{v}^n, \quad (16)$$

где $C = \alpha \cdot M + \beta \cdot K$ – матрица демпфирования; K – матрица жесткости системы; α и β – коэффициенты пропорциональности.

С учетом специфики метода конечных элементов, шаг интегрирования по времени выбирается из условия:

$$\Delta t_{n+1} = a \cdot \min\{\Delta t^1, \Delta t^2, \dots, \Delta t^N\}, \quad (17)$$

где Δt^i – время прохождения упругой волны по элементу; N – число конечных элементов; a – коэффициент, обеспечивающий устойчивость разностной схемы ($a \leq 0,9$).

2.5. Описание контакта

Во всех расчетных случаях происходит столкновение конструкции авиационного носителя с преградой: вертикальной преградой, ВПП, грунтом. Таким образом, необходимо решать задачу о контактном взаимодействии. В расчетном конечно-элементном комплексе LS-DYNA для описания контакта используется метод штрафа [4]. Основная идея метода заключается в размещении виртуальных пружин большой жесткости между узлом конечно-элементной модели одного объекта и поверхностью другого объекта в том случае, если происходит контакт.

При таком описании контакта для удобства вычислений одну из поверхностей контакта условно называют главной, а другую зависимой. Движение узлов конечно-элементной модели, принадлежащих зависимой поверхности, рассматривается относительно конечных элементов на главной поверхности.

На первом этапе с помощью операций векторной алгебры определяется элемент главной поверхности, ближайший к рассматриваемому зависимому узлу (рис. 3). На рис. 3 обозначено: X, Y, Z – оси глобальной системы координат; $1..4$ – узлы элемента s_i на главной поверхности; \mathbf{r} – радиус-вектор элемента; ξ, η – оси локальной системы координат элемента; n_s – рассматриваемый зависимый узел; \mathbf{t} – радиус-вектор узла n_s .

Координаты точки контакта зависимого узла n_s и элемента s_i главной поверхности должны удовлетворять уравнениям:

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \xi}(\xi_c, \eta_c) \cdot [\mathbf{t} - \mathbf{r}(\xi_c, \eta_c)] = 0, \quad (18)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \eta}(\xi_c, \eta_c) \cdot [\mathbf{t} - \mathbf{r}(\xi_c, \eta_c)] = 0. \quad (19)$$

Уравнения (18, 19) решаются численно.

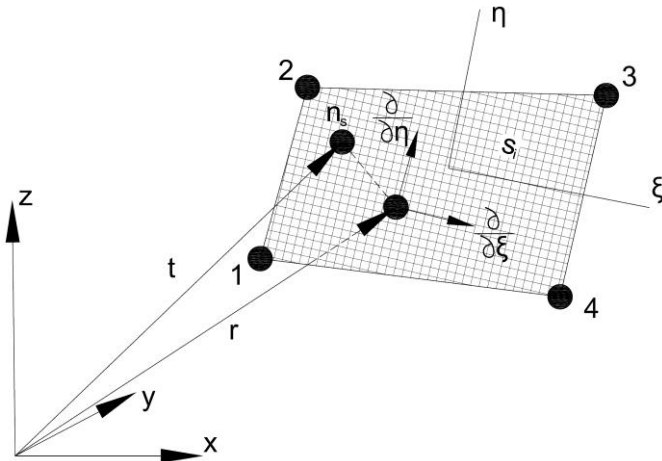


Рис. 3. Геометрия элемента

В случае проникновения узла n_s сквозь элемент s_i на главной поверхности, к нему прикладывается сила \mathbf{f}_s :

$$\mathbf{f}_s = -l \cdot k_i \cdot \mathbf{n}_i, \quad (20)$$

где l – глубина проникновения узла n_s сквозь главную поверхность; k_i – жесткостной множитель, определяемый по формуле:

$$k_i = \frac{f_{si} \cdot K_i \cdot A_i^2}{V_i}, \quad (21)$$

и зависящий от объемного модуля упругости K_i , объема V_i и площади внешней грани A_i элемента s_i . В этой формуле f_{si} – масштабный коэффициент, принимаемый по умолчанию равным 0,1.

2.6. Обработка результатов численного интегрирования

При ударных нагрузках наибольшие значения отклика конструкции обычно соответствуют низшим тонам. В то же время при использовании балочной модели конструкции расчетная реакция на действие ударных нагрузок может содержать существенные высокочастотные осцилляции из-за относительно высокой жесткости балочной модели. Поэтому для получения расчетных графических зависимостей реакций узлов и элементов конструкции использовалась низкочастотная фильтрация результатов численного интегрирования.

Для фильтрации используется фильтр нижних частот (ФНЧ) Баттерворта 3-го порядка. Этот фильтр применяется, в частности, при обработке данных, полученных при испытаниях на ударную прочность транспортных средств [7]. Аппроксимация АЧХ такого фильтра представляется в виде:

$$|H(j \cdot \omega)| = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^{2N}}}, \quad (22)$$

где ω_0 – частота среза в рад/с, N – порядок фильтра.

Характеристики фильтра задавались по результатам вычислений собственных частот рассматриваемой конструкции, которые показали, что низшие частоты изгибных колебаний фюзеляжа соответствуют значениям от единиц до десятков Гц, низшая частота продольных колебаний фюзеляжа составляет порядка 20 Гц. График АЧХ фильтра Баттерворта 3-го порядка с частотой среза $\omega_0 = 377$ рад/с (60 Гц) приведена на рис. 4.

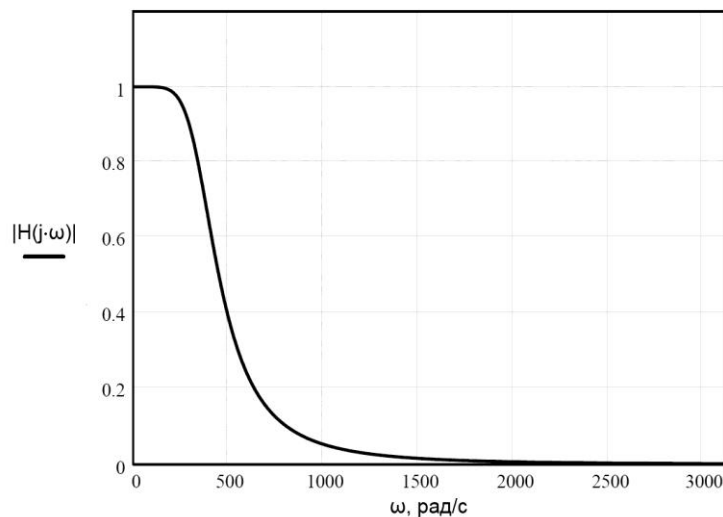


Рис. 4. АЧХ ФНЧ Баттерворта 3-го порядка.

3. Результаты расчета

Так как для грузов известны только осредненные характеристики массы и жесткости, то в качестве основной характеристики их динамической реакции рассматриваются ускорения, осредненные по длине.

3.1. Сценарий 1

В данном расчетном случае рассматривается столкновение авиационного носителя с вертикальной преградой – железобетонной стеной. В момент столкновения самолет движется со скоростью $V_0=100$ м/с (360 км/ч). Продольная ось самолета перпендикулярна плоскости преграды.

Как было указано выше, в данном расчетном случае учитывается деформирование преграды и возможность её разрушения.

Расчет динамики конструкции авиационного носителя с грузами на внешних узлах подвески проведен до момента времени $t_k = 200$ мс. За это время происходит полное торможение конструкции.

Процесс взаимодействия самолета с преградой проиллюстрирован на рис. 5-8. Видно, что разрушение стены происходит начиная с момента времени $t_p = 49$ мс.

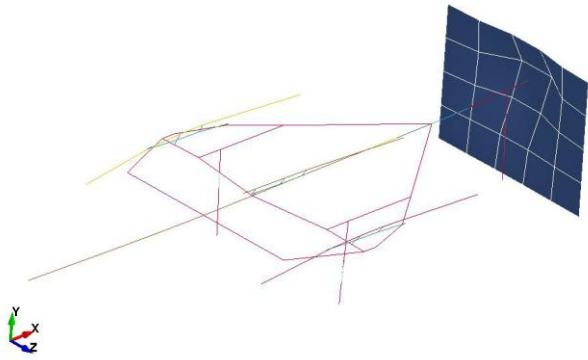


Рис. 5. Момент времени $t = 48$ мс.

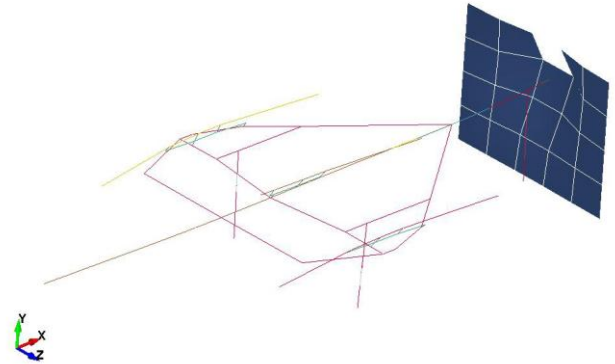


Рис. 6. Момент времени $t = 49$ мс.

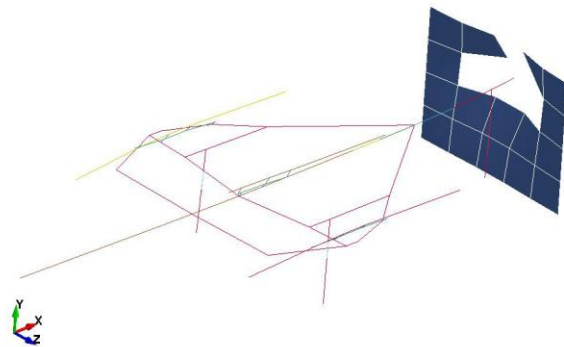


Рис. 7. Момент времени $t = 58$ мс.

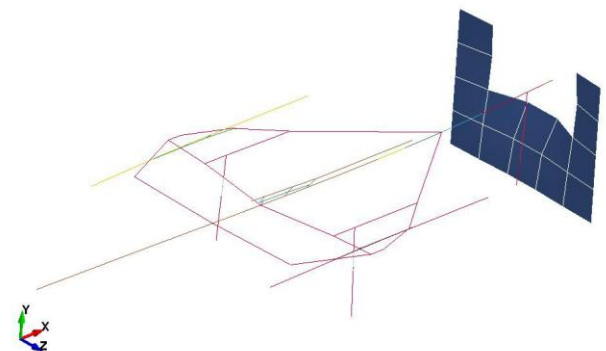


Рис. 8. Момент времени $t = 62$ мс.

Задача является симметричной относительно плоскости OXY , поэтому достаточно рассмотреть динамику грузов на правом и центральном узлах подвески. Графики продольных и результирующих ускорений грузов представлены на рис. 9 и 10 соответственно.

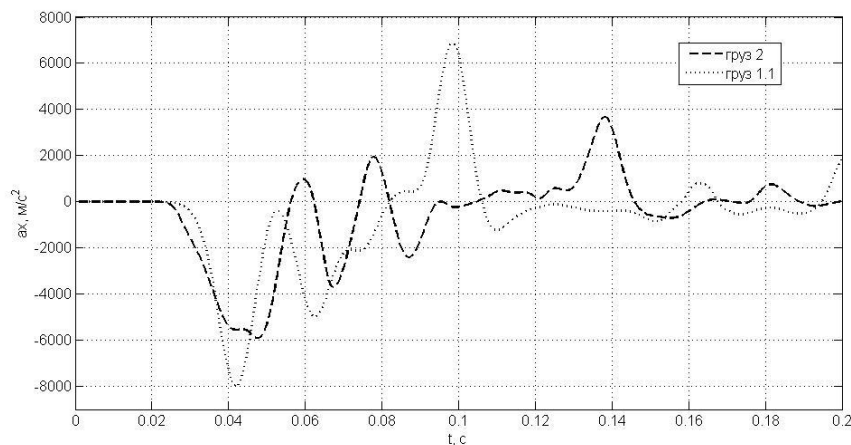


Рис. 9. Продольное ускорение грузов на правом и центральном узлах подвески

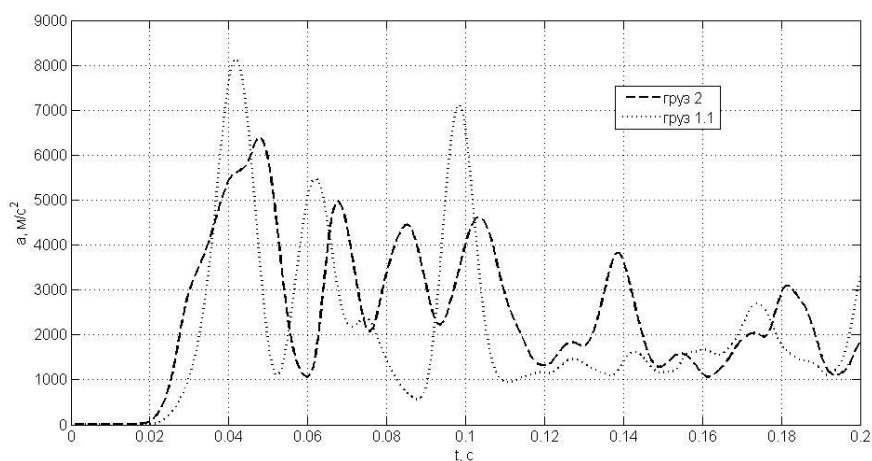


Рис. 10. Результирующее ускорение грузов на правом и центральном узлах подвески

Видно, что профили пиков и абсолютные значения продольных и результирующих ускорений близки. Это говорит о том, что узлы крепления грузов воспринимают нагрузку преимущественно в направлении продольной оси самолета X , что соответствует условиям аварийной ситуации.

Максимальная перегрузка, действующая на грузы, составляет:

- $n_2 = 800$ единиц g для груза на центральном узле подвески,
- $n_{1.1} = 650$ единиц g для груза на боковом узле подвески.

3.2. Сценарий 2

По данному сценарию аварии рассматривается случай жесткой посадки на ВПП с повышенной вертикальной скоростью. Углы ориентации и начальная скорость авиационного

носителя указаны в таблице 1, при этом вертикальная составляющая скорости $v_y = -16,4$ м/с. Вид конечно-элементной модели показан на рис. 11.

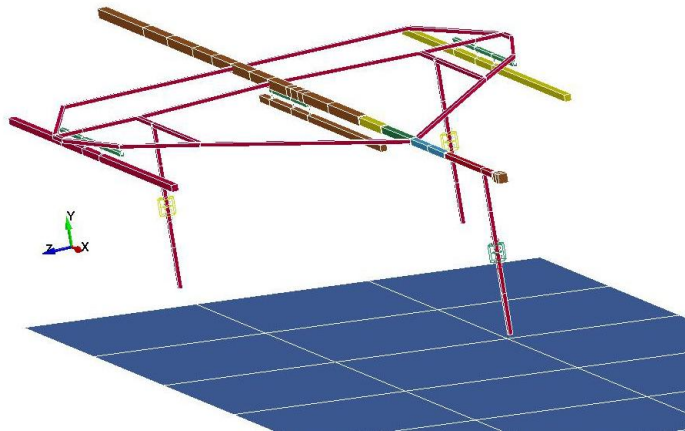


Рис. 11. Ориентация модели самолета относительно плоскости ВПП

Оценить динамику взаимодействия самолета и ВПП можно по временным зависимостям осевой силы в стойках шасси. Графики изменения осевой силы в стойках приведены на рис. 12. Из графиков видно, что соударение стоек с ВПП происходит последовательно: правая основная стойка, носовая стойка, левая основная стойка.

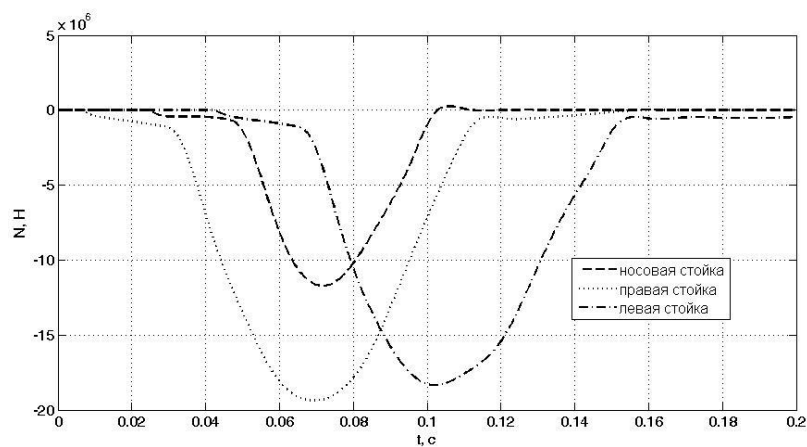


Рис. 12. Осевые усилия в стойках шасси.

Зависимости вертикальных ускорений грузов от времени приведены на рис. 13, результирующих ускорений - на рис. 14. Из сравнения графиков на рис. 13 и 14 видно, что на грузы действует в основном перегрузка в вертикальном направлении.

Максимальная перегрузка, действующая на грузы, составляет:

- $n_{1,1} = 75$ единиц g для груза на правом узле подвески
- $n_2 = 70$ единиц g для груза на центральном узле подвески,
- $n_{1,1} = 85$ единиц g для груза на левом узле подвески.

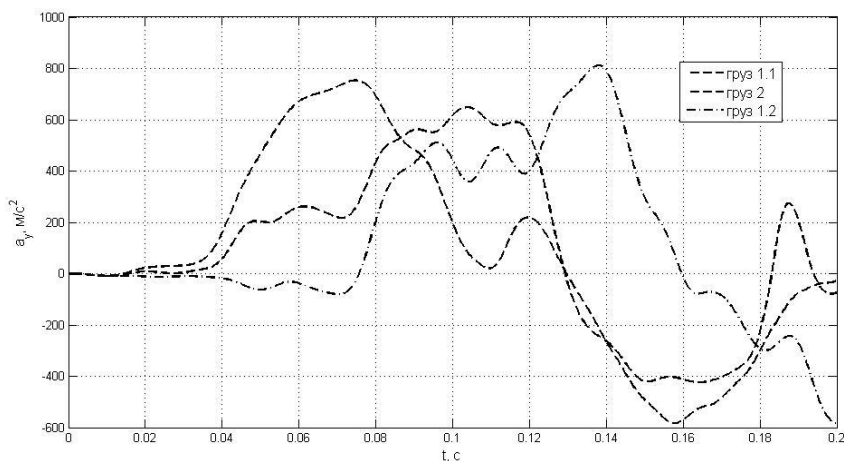


Рис. 13. Вертикальные ускорения грузов.

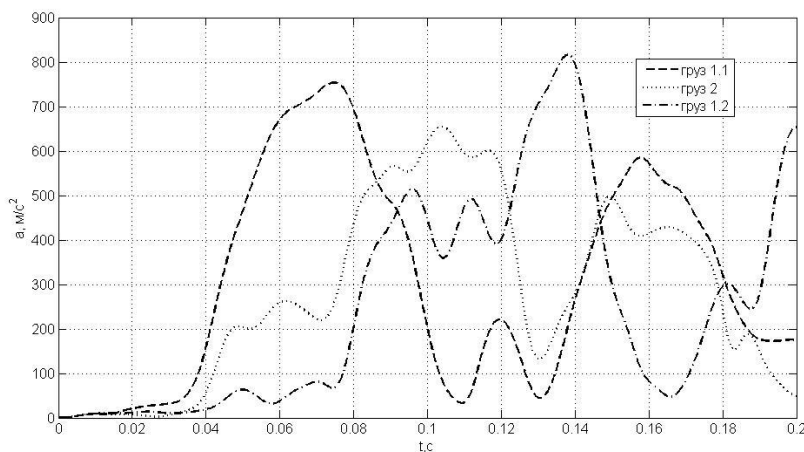


Рис. 14. Результирующие ускорения грузов.

3.3. Сценарий №3.

По данному сценарию рассматривается случай падения с маршрута на грунт. Скорость самолета в момент столкновения существенно выше, чем в рассмотренных сценариях, и составляет $V_0 = 1000$ км/ч. Ориентация самолета относительно плоскости грунта показана на рис 15.

В результате вычислений получено, что перегрузки, действующие на конструкцию в процессе удара о грунт, вследствие высокой скорости взаимодействия конструкции и преграды существенно выше, чем при аварии по сценарию 1.

Графики продольных ускорений грузов a_x приведены на рис. 16, результирующих ускорений a - на рис. 17.



Рис. 15. Ориентация самолета относительно поверхности грунта в момент столкновения

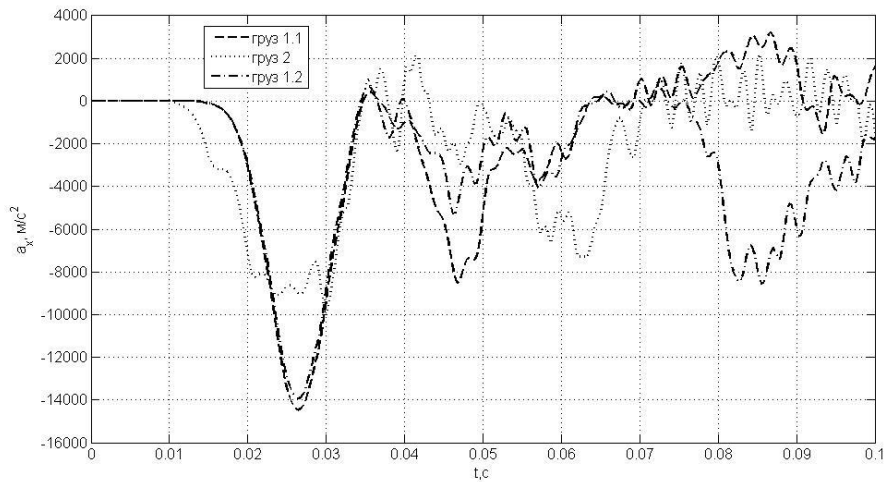


Рис. 16. Продольные ускорения грузов

Из графиков на рис. 16 и 17 следует, что в результирующем ускорении преобладает составляющая в продольном направлении. В этом отношении по характеру динамики конструкции этот случай подобен случаю столкновения с вертикальной преградой (см. рис. 9, 10).

Максимальные перегрузки, действующие на грузы, составляют:

- $n_1 = 1400$ единиц g для грузов на боковых узлах подвески,
- $n_2 = 1000$ единиц g для груза на центральном узле подвески.

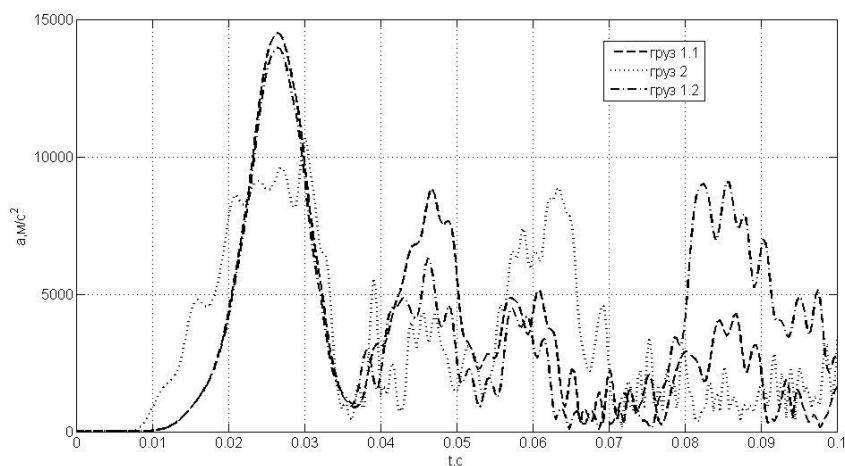


Рис. 17. Результирующие ускорения грузов

3.4. Динамическое состояние грузов в процессе соударения

При совместном движении полезного груза с авиационным носителем величина ускорения, действующего на груз, ограничена прочностью узлов подвески. Исходя из анализа особенностей конструкции и характеристик материалов узлов подвески, условий их нагружения при ударе, предполагается, что предельной нагрузкой для узлов подвески является усилие среза бугеля груза.

С учетом этих предположений и при наличии двух плоскостей среза величина предельной нагрузки $P_{пр}$ равна:

$$P_{пр} = \pi d_б^2 \tau_в / 2.$$

Здесь $d_б = 36$ мм - диаметр цилиндрической части бугеля, $\tau_в$ - предел прочности на сдвиг материала бугеля. Для термообработанной стали 30ХГСА принимается $\tau_в = 660$ МПа. Тогда величина $P_{пр} \cong 134400$ кгс. Соответствующее значение перегрузки составляет $n_{пр} \cong 30$.

Принимается, что в случае разрушения узлов крепления грузы, после и их отделения от носителя, продолжают свободно перемещаться с начальными условиями (скорость, углы ориентации) соответствующими моменту отрыва.

При аварии по сценариям 1 и 3 значения перегрузок, действующих на грузы, существенно превосходят критические значения, при которых происходит разрушение узлов крепления. Перегрузка порядка $n_{пр} = 30$ достигается в первые моменты взаимодействия самолета с преградой (рис. 10, 17). Таким образом, при данных аварийных ситуациях грузы отделяются от носителя вследствие разрушения узлов крепления. Результаты расчетов показывают, что скорости грузов и их ориентация в пространстве вплоть до момента разрушения узлов крепления существенно не изменяются. Поэтому для решения задачи о самостоятельном

движении грузов можно использовать начальные условия, соответствующие текущему сценарию.

В случае аварийной посадки по сценарию 2 значения перегрузок, действующих на грузы существенно меньше, чем при авариях по сценариям 1 и 3. Критические значения $n_{пр} = 30$ достигаются:

- для груза 1.1 в момент времени $t_{1,1} = 44$ мс,
- для груза 2 в момент времени $t_2 = 76$ мс,
- для груза 1.2 в момент времени $t_{1,2} = 83$ мс.

Скорости грузов в момент разрушения связи с носителем незначительно отличаются от начальной скорости движения конструкции $V_0 = 342$ км/ч. Относительная разность скоростей составляет не более 2%. Ориентацию грузов относительно плоскости преграды (ВПП) так же практически соответствует начальной ориентации авиационного носителя по данному сценарию.

Для решения задачи о движении грузов и их динамическом состоянии при соударении с преградой после аварийного отделения от носителя необходимы уточненные характеристики распределения массы и жесткостей (продольной, изгибных и крутильной), механические характеристики материалов конструкции груза, а также характеристики неупругого сопротивления преграды.

4. Выводы

1. Разработан комплекс математических моделей динамического состояния авиационного носителя с грузами при аварийном соударении с преградой на этапах взлета, полета и посадки. Эти условия соответствуют: соударению с вертикальной железобетонной стенкой по нормали, приземлению на ВПП по крутой траектории с повышенной скоростью, неуправляемое падение с высоты на грунт.

2. Адекватность моделей подтверждена соответствием результатов расчетов известным закономерностям распределения параметров динамического состояния по конструкции ЛА, а также устойчивостью решения по отношению к изменению параметров моделей.

3. Проведен численный анализ динамического состояния носителя и грузов при заданных характеристиках конструкции носителя и условий удара; определены максимальные значения ударных ускорений в точках крепления грузов. Определены параметры движения, соответствующие выполнению условий разрушения узлов подвески груза и условия соударения груза с преградами.

4. На основе разработанных математических моделей и программ получены расчетные зависимости параметров динамического состояния конструкций носителя и грузов для принятых условий аварийных ситуаций и определены максимальные уровни ускорения, действующего на груз при рассматриваемых аварийных ситуациях.

5. Разработанные математические модели позволяют получить корректные оценки параметров динамического состояния конструкции носителя и грузов для следующих диапазонов условий соударения:

- столкновение с капитальной стеной по нормали при разбеге и пробеге;
 - - скорость подхода к преграде $V_0 = (10 - 100)$ м/с;
 - углы $\theta = 0^\circ$, $\gamma = (0 - 10)^\circ$, $\alpha = (0 - 10)^\circ$, $\beta = (0 - 30)^\circ$;
- падение при взлете и посадке на бетон или грунт; шасси выпущено;
 - - скорость подхода к преграде $V_0 = (80 - 110)$ м/с;
 - - углы $\theta = - (10 - 15)^\circ$, $\gamma = (0 - 20)^\circ$, $\alpha = (0 - 10)^\circ$, $\beta = (0 - 5)^\circ$;
- падение на грунт; шасси убрано;
 - - скорость подхода к преграде $V_0 = (100 - 280)$ м/с;
 - - углы $\theta = - (30 - 70)^\circ$, $\gamma = (30 - 90)^\circ$, $\alpha = (0 - 5)^\circ$, $\beta = (0 - 10)^\circ$.

Библиографический список

1. Рошин Г.П. История дальней авиации, часть II, 1946-2000 г. М. 2003. 224 с.
2. LS-DYNA keyword user's manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2009, 2435 p.
3. Пособие по проектированию бетонных и железобетонных конструкций из тяжелого бетона без предварительного напряжения арматуры (к СП 52-101-2003). ЦНИИПромзданий, НИИЖБ. – М.: ОАО ЦНИИПромзданий, 2005. – 214 с.
4. Hallquist, J.O. LS-DYNA Theoretical Manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2006, 498 p.
5. Fish J.; Belytschko T. A. First Course in Finite Elements, John Wiley & Sons Ltd, Chichester, England, 2007, 344 p.
6. Формалев В. Ф., Ревизников Д. Л. Численные методы. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 400 с.
7. Huang, M. Vehicle crash mechanics, CRC Press LLC, Boca Raton, Florida, 2002, 488 p.