

УДК 629.73.015.4:539.4

Динамическое состояние конструкции вертолета при соударении с надстройкой корабля

А.Б. Вербицкий

Научный руководитель А.С. Сидоренко, профессор, д.т.н.

Аннотация

В работе решается задача расчетной оценки характеристик динамического состояния вертолета при аварийной посадке на корабль-носитель. Рассматривается случай столкновения вертолета с палубным ангаром при заходе на посадку в случае отказа двигателей. Поставленная задача соответствует поведению агрегатов реальной конструкции вертолета Ка-27. Проведен численный анализ динамического поведения конструкции вертолета при заданных условиях столкновения с ангаром. В результате получена общая картина движения конструкции в процессе соударения с ангаром с различными углами и с различными скоростями подхода. Определены распределения составляющих перемещений и ускорений агрегатов конструкции вертолета и полезного груза в процессе их нестационарного движения. Установлены максимальные уровни ударного ускорения различных зон конструкции для конкретных условий соударения.

Ключевые слова

вертолет; корабль-носитель; полезный груз; аварийная посадка; метод конечных элементов; ударное ускорение.

1. Введение

Относительно более сложные условия эксплуатации авиационных носителей, базирующихся на кораблях, обусловлены влиянием таких отрицательных факторов как качка корабля, значительные ветровые нагрузки, малый размер посадочной площадки и т.д. Эти факторы существенно увеличивают вероятность аварийных ситуаций типа падений и столкновений. Поэтому возникает необходимость оценивать характеристики динамического состояния и деформирования конструкции носителя, а также уровень динамических воздействий на транспортируемый груз при аварийных падениях и столкновениях.

Для подобных задач динамики конструкций зачастую нельзя провести натурный эксперимент, и только компьютерное моделирование и метод конечных элементов позволяют получить какие-либо результаты. В связи с этим встает вопрос о соответствии результатов численного расчета с поведением реального летательного аппарата. Одним из способов установления адекватности является сравнение результатов эксперимента и моделирования для масштабных моделей. В исследовательском центре в Лэнгли, США (NASA Langley Research Center) проводился подобный анализ результатов для композитной секции фюзеляжа вертолета, воссозданной в масштабе 1:5 [7]. Для случая падения на твердую поверхность со скоростью 31 фут/с, ускорения в различных точках секции фюзеляжа, полученные численно и из результатов масштабного эксперимента, отличаются не более чем на 5 %. В том же центре проводилось исследование аварии вертолета Сикорского (Sikorsky ACAP) и сравнение результатов конечно-элементного моделирования и полномасштабного эксперимента [8]. Результаты в целом совместимы, а некоторые расхождения объясняются грубостью конечно-элементной модели.

В данной работе решается задача расчетной оценки характеристик динамического состояния вертолета и полезного груза в грузовом отсеке при аварийном соударении с корабельной надстройкой (палубным анагаром). Поставленная задача соответствует поведению агрегатов реальной конструкции вертолета Ка-27, который. Данный вертолет используется в морской авиации. В качестве аварийной ситуации рассматривается столкновение с конструкцией палубного ангара при взлете или снижении вертолета на авторотации при отказе двигателей. Обычно столкновение происходит при скорости до 30 м/с. Математическое описание и анализ подобных взаимодействий, особенно с учетом массивности конструкции, является сложной задачей, которая и может быть решена только численными методами. Здесь использован многоцелевой расчетный конечно-элементный комплекс LS-DYNA, который применяется для расчета существенно динамических переходных процессов. В LS-DYNA реализованы эффективные методы решения задач, как явные, так и неявные, в том числе вычисление собственных частот и форм колебаний для систем различной конфигурации и сложности [1].

В результате численного моделирования и анализа получены характеристики динамики полезного груза для различных условий аварийного соударения конструкции вертолета и палубного ангара (значений скорости и углов встречи).

2. Постановка задачи

Рассматривается пространственное движение конструкции вертолета и транспортируемого полезного груза при аварийном соударении вертолета с палубным ангаром. Такое соударение возможно при взлете или заходе на посадку. Задача решается с учетом физической и геометрической нелинейности материала конструкции вертолета. Считается, что ударное воздействие воспринимается секциями ангара, непосредственно примыкающими к зоне соударения.

Заданы горизонтальная составляющая скорости вертолета v_0 относительно корабля-носителя. Рассмотрены случаи захода на посадку со скоростью $v_0=5$ м/с и $v_0=10$ м/с под разными углами встречи α к створке ангара (рис. 1). Угол α определяется как угол между продольной осью вертолета и продольной осью корабля. В таблице 1 приведены пары значений v_0 и α , принимаемые в данной задаче в качестве начальных условий.

Таблица 1.

	$\alpha, ^\circ$			
$v_0 = 5$ м/с	0	10	20	30
$v_0 = 10$ м/с	0	10	20	30

Требуется оценить характеристики динамического ускорения груза при заданных условиях соударения и при различных величинах жесткости конструкции ангара.

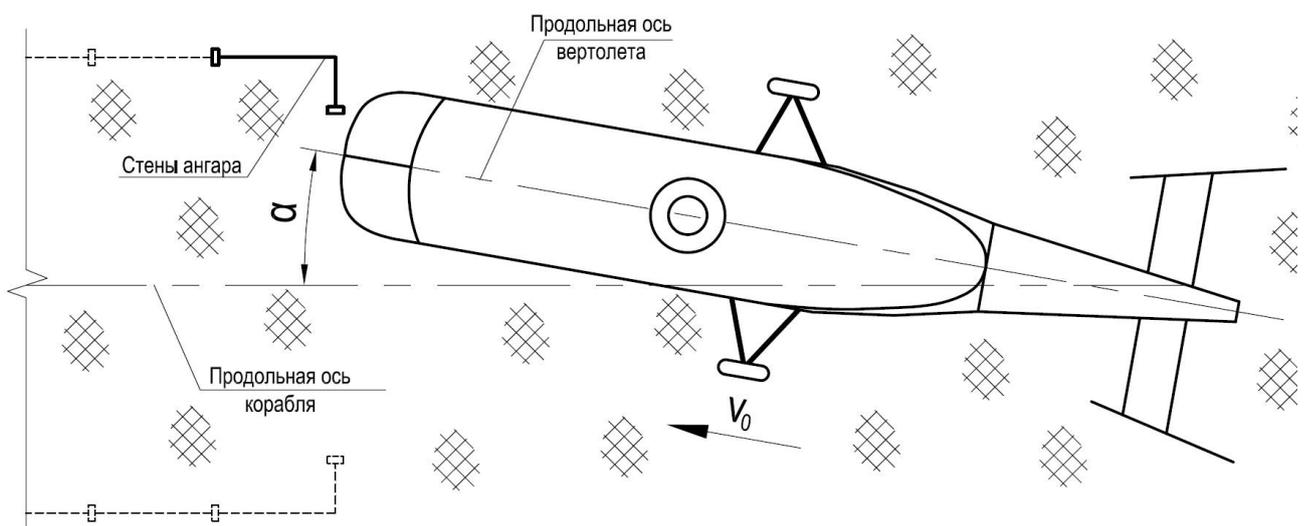


Рис. 1. Схема аварийного соударения

3. Описание конструкции

Ка-27ПЛ – корабельный противолодочный вертолет. Выполнен по схеме двух трехлопастных несущих винтов противоположного вращения. Конструктивно вертолет

состоит из фюзеляжа, несущей системы, системы управления, взлетно-посадочных устройств, силовой установки. Общий вид вертолета приведен на рис. 2.

Фюзеляж цельнометаллический, балочно-стрингерного типа. Состоит из передней и хвостовой частей, хвостового оперения и гондолы двигателей. Передняя часть фюзеляжа конструктивно состоит из силового каркаса, двух дверных проемов со сдвижными дверями, и люков. В ней находится кабина летчика и штурмана. Между нижними продольными баками находится бомбоотсек с двумя створками.

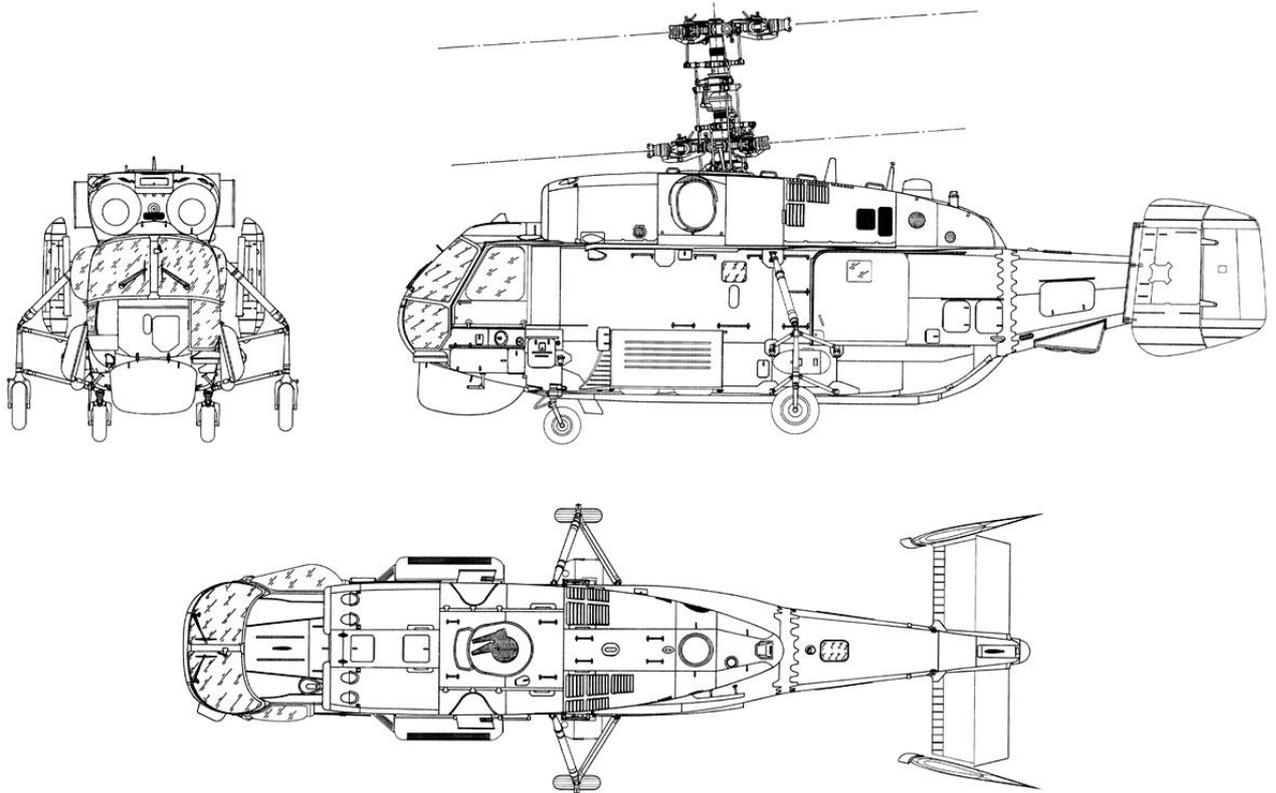


Рис. 2. Общий вид вертолета.

Хвостовая часть фюзеляжа предназначена для крепления хвостового оперения и размещения оборудования. Хвостовое оперение обеспечивает продольную и путевую устойчивость вертолета и состоит из стабилизатора с постоянным углом установки, двух килей с рулями направления. Гондола силовой установки предназначена для размещения двух двигателей ТВЗ-117КМ, редуктора ВР-252, вспомогательной силовой установки АИ-9, вентилятора и маслорадиатора, рулевой системы.

Конструктивно-силовая схема (КСС) вертолета приведена на рис. 3. Основу КСС составляют:

- система поперечных силовых элементов (шпангоуты);

- система продольных силовых элементов (продольные балки, продольные стенки, стрингеры).

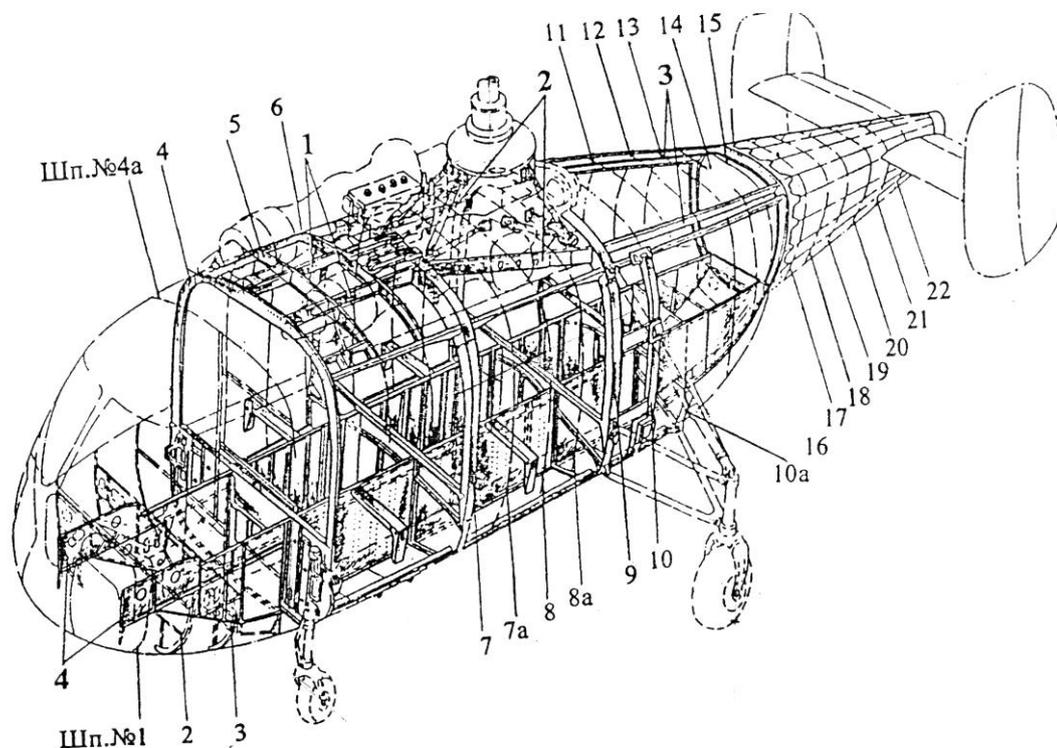


Рис. 3. КСС вертолета.

Поперечный силовой набор состоит из 26 шпангоутов (1...4, 4а, 5...7, 7а, 8, 8а, 9, 10, 10а, 11...22), из которых силовыми являются шп. 4, 5, 6, 7, 9, 10, 10а, 16:

- шп. 4 – крепление передних стоек шасси;
- шп. 4, 5, 6, 7, 9 – крепление двигательной установки и редуктора;
- шп. 9, 10, 10а – крепление основных стоек шасси;
- шп. 16 – крепление хвостового оперения.

Продольный силовой набор состоит из:

- продольных балок между шп. 7, 8, 9 в зоне крепления двигательной установки и редуктора;
- продольных балок пола кабин экипажа и штурмана и пола хвостовой части;
- продольных балок в зоне установки створок бомбоотсека;
- продольных балок между шп. 9 и 16, формирующих хвостовую часть фюзеляжа.

Обшивка и стрингеры воспринимают только аэродинамическую нагрузку.

3. Формирование численной модели конструкции

При создании модели был введен ряд допущений. Это сделано, в первую очередь, для уменьшения числа степеней свободы механической системы, что в свою очередь снижает требования к вычислительной технике.

К основным допущениям можно отнести:

- при построении конечно-элементной модели конструкции вертолета с грузом моделировались только несущие силовые элементы конструкции; из рассмотрения были исключены тонкая обшивка, стрингеры, обтекатели, остекление и т.д.
- массивные агрегаты конструкции вертолета (редуктор с винтами, хвостовое оперение, оборудование, места экипажа и т.д.) представлены в виде системы сосредоточенных масс, соединенных с силовыми элементами каркаса жесткими стержневыми элементами.

Общий вид модели приведен на рис. 4.

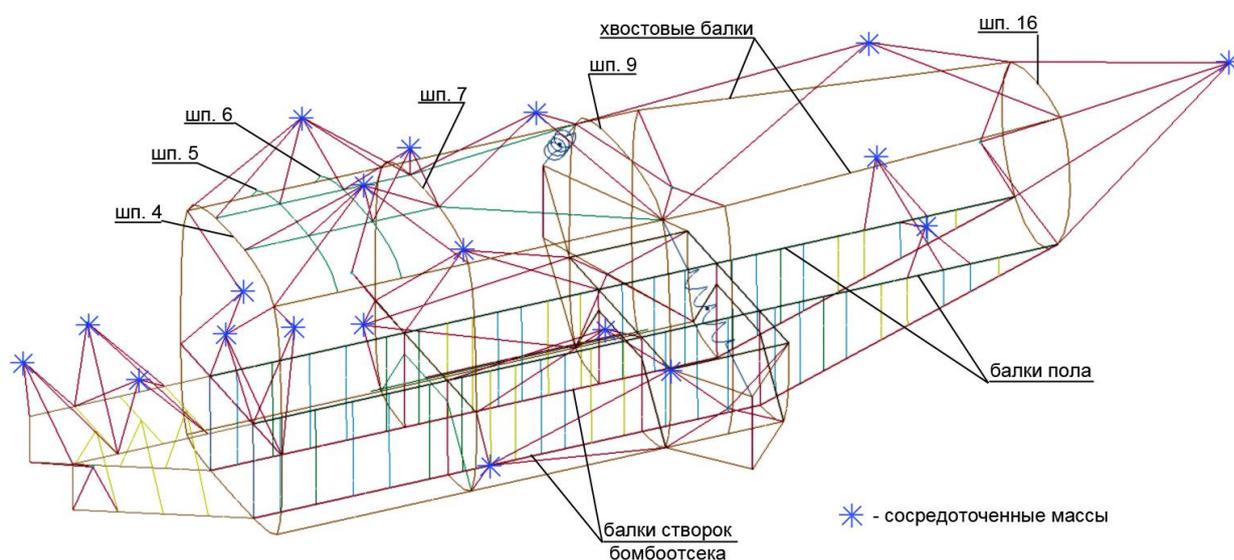


Рис. 4. Балочная модель вертолета.

4. Моделирование створки ангара

Стены ангара набраны из панелей из трехслойного композиционного материала и подкреплены вертикальными стойками. Вертикальные стойки выполнены из пенопласта и

облицованы слоями стеклопластика. Так как предполагается, что деформирование конструкции ангара при соударении с вертолетом локализовано в зоне, примыкающей к входному проему ангара, то моделируется конструкция только соответствующей секции ангара. На рис. 1 эта секция показана сплошными отрезками. В качестве условий закрепления секции ангара принято шарнирное опирание концов вертикальных балок. Поперечное сечение секции ангара приведено на рис. 5. Высота секции 6.3 м.

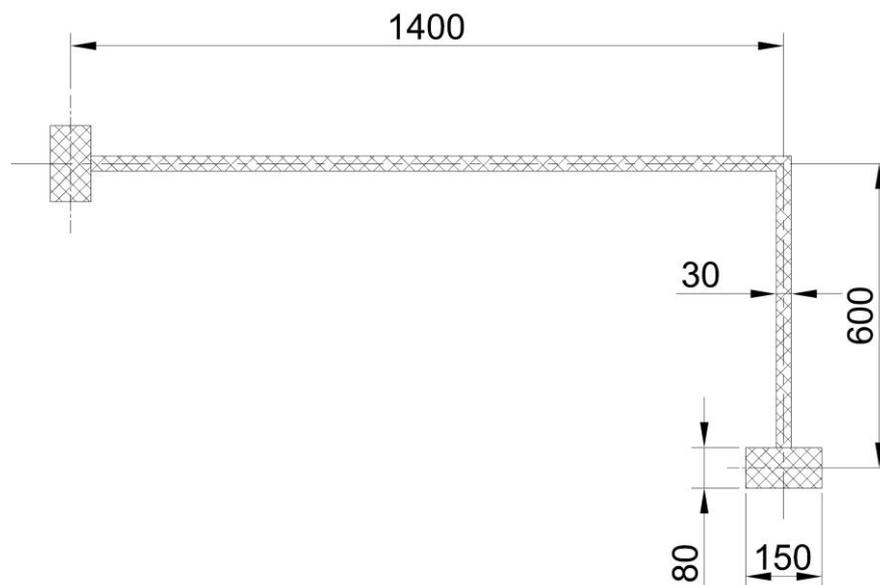


Рис. 5. Поперечное сечение секции ангара

5. Моделирование груза

В грузовом отсеке вертолета размещается груз, для которого необходимо определить характеристики динамического состояния при аварийном соударении. Масса и геометрические характеристики груза приведены в таблице 2.

Таблица 2.

Масса, кг	Длина, мм	Калибр, мм
350	2000	400

Груз жестко подвешивается на двух крюках держателя, который представляет собой П-образную балку, закрепленную между шпангоутами 7 и 9 (рис. 6).

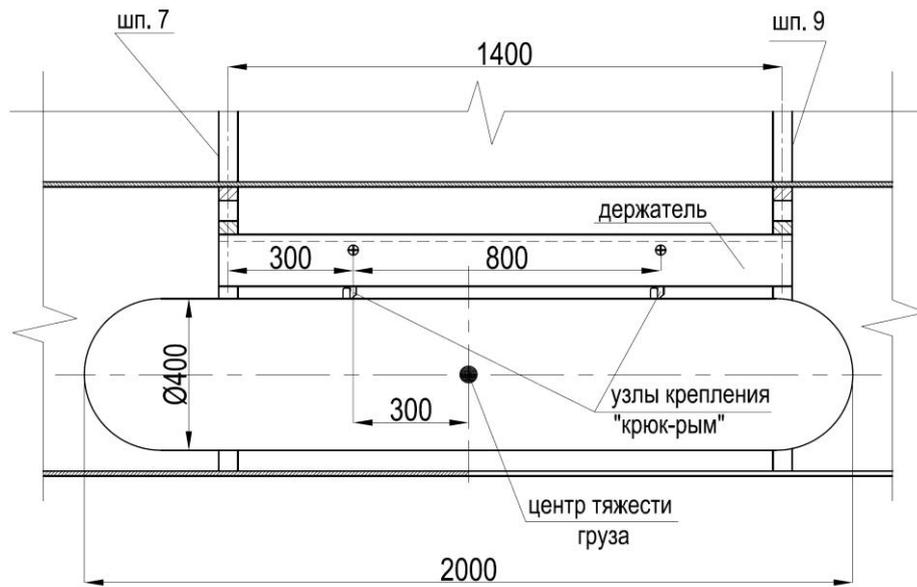


Рис. 6. Схема закрепления груза в грузовом отсеке.

В конечно-элементной модели узел «крюк-рым» представлен как балка, соединяющая узел на держателе с соответствующим узлом на грузе. При этом жесткость такой балки принималась близкой к жесткости реального узла крепления. Груз моделировался как балка постоянного кольцевого сечения со смещенной вниз на 200 мм осью жесткости. Вид конечно-элементной модели приведен на рис. 7. На данном рисунке для наглядности не показаны некоторые элементы каркаса и массивные агрегаты.

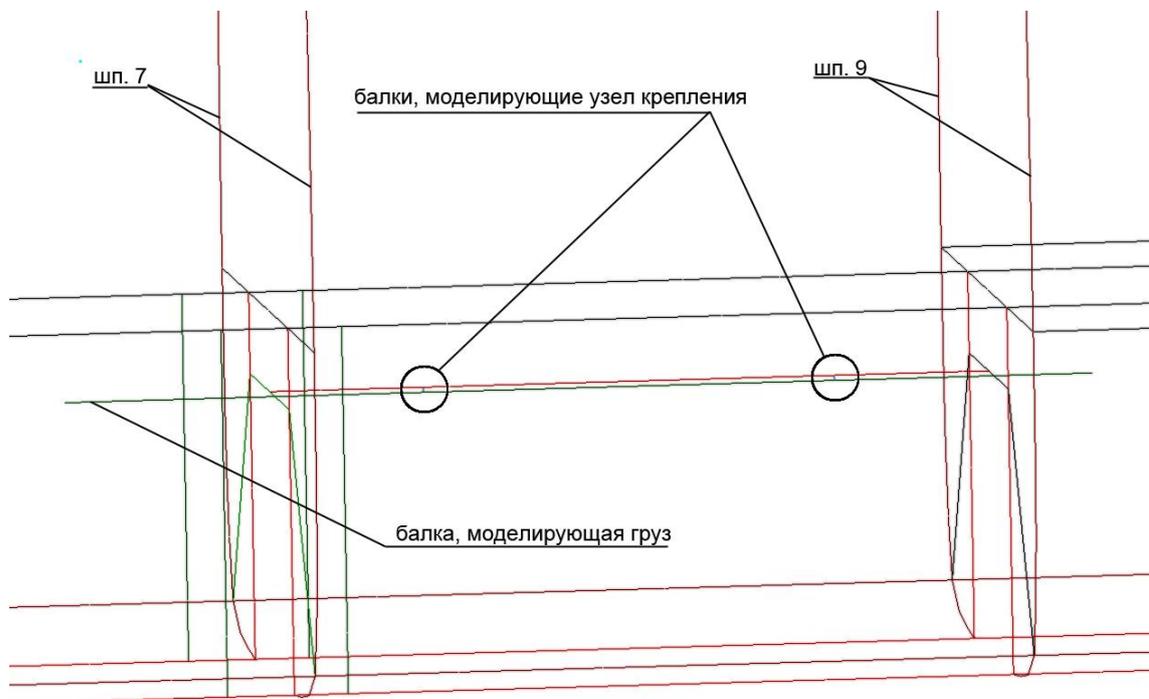


Рис. 7. Конечно-элементная модель груза в отсеке

6. Характеристики материалов

При решении задачи для материала конструкции силового каркаса вертолета вводилась упругопластическая модель деформирования с изотропным упрочнением. Для композиционного материала, из которого выполнена секция ангара, введена линейно-упругая модель деформирования. Характеристики материалов приведены в таблице 3.

Таблица 3.

Материал	Плотность, ρ , кг/м ³	Модуль упругости, E, МПа	Коэффициент Пуассона, ν	Временное сопротивление, σ_b , МПа	Предел текучести, σ_T , МПа	Касательный модуль, E _t , МПа
Д16Т	2780	0,72·10 ⁵	0,33	420	325	200
Композиционный материал	2000	700	0,3	-	-	-

7. Интегрирование уравнений динамики

В расчетном конечно-элементном комплексе LS-DYNA реализован явный метод интегрирования по времени – схема центральных разностей [1, 3].

Составим уравнение равновесия системы в момент времени t_n , воспользовавшись принципом Даламбера:

$$M \cdot a^n = P^n - F^n, (1)$$

В уравнении (1) M – матрица масс системы; P – вектор внешних массовых сил; F – вектор упругих сил.

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

$$a^n = M^{-1} (P^n - F^n), (2)$$

$$v^{n+1/2} = v^{n-1/2} + a^n \cdot \Delta t_n, (3)$$

$$u^{n+1} = u^n + v^{n+1/2} \cdot \Delta t_{n+1/2}, (4)$$

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

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

$$\Delta t_{n+1} = a \cdot \min\{\Delta t^1, \Delta t^2, \dots, \Delta t^N\}, (5)$$

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

8. Описание конечных элементов, применяемых в модели

8.1. Оболочечные элементы Хьюза-Лю

Формулировка оболочечных элементов Хьюза-Лю основана на теории Рейснера-Мидлина для пластин. В дальнейших выкладках греческие символы принимают значения 1, 2.

Основные положения теории Рейснера-Мидлина:

1. Рассматривается область $\Omega = \left\{ (x, y, z) \in \mathbb{R}^3 \mid z \in \left[\frac{-t}{2}; \frac{t}{2} \right], (x, y) \in A \subset \mathbb{R}^2 \right\}$, где t – толщина оболочки; A – срединная поверхность.
2. $\sigma_{33} = 0$, (6).
3. $u_\alpha(x, y, z) = -z\theta_\alpha(x, y)$, (7).
4. $u_3(x, y, z) = w(x, y)$, (8).

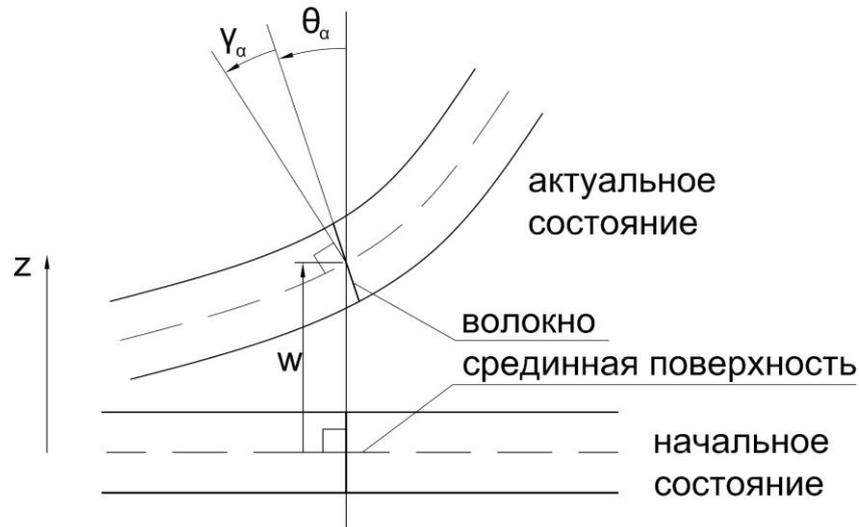


Рис. 8. Кинематика пластины.

На рис. 8 θ_α – угол поворота волокна; γ_α – деформация сдвига.

Физические соотношения (для изотропного материала):

$$\sigma_{\alpha\beta} = \lambda \delta_{\alpha\beta} \varepsilon_{\gamma\gamma} + 2\mu \varepsilon_{\alpha\beta}, \quad (9)$$

$$\sigma_{\alpha 3} = 2\mu \varepsilon_{\alpha 3}. \quad (10)$$

В соотношениях (9), (10) λ и μ – коэффициенты Ламэ, вычисляемые по формулам (11), (12).

$$\lambda = \frac{\nu E}{1 - \nu^2}, \quad (11).$$

$$\mu = \frac{E}{2(1 + \nu)}, \quad (12)$$

где E – модуль Юнга; ν – коэффициент Пуассона.

Геометрические соотношения:

$$\varepsilon_{\alpha\beta} = u_{(\alpha,\beta)} = -z\theta_{(\alpha,\beta)}, \quad (13)$$

$$\varepsilon_{\alpha 3} = u_{(\alpha,3)} = \frac{-\theta_\alpha + w_{,\alpha}}{2}, \quad (14)$$

8.2. Балочные элементы Хьюза-Лю.

Формулировка балочных элементов Хьюза-Лю основана на теории Рейснера-Мидлина для балок.

Основные положения теории Рейснера-Мидлина для балок:

1. Рассматривается область:

$$2. \quad \Omega = \bigcap_{e=1}^{n_{el}} \Omega^e$$

$$\Omega = \left\{ (x_1^e, x_2^e, x_3^e) \in \mathbb{R}^3 \mid x_3^e \in [0; h^e], (x_1^e, x_2^e) \in A^e \subset \mathbb{R}^2 \right\}$$

3. h_e – длина e -ого элемента; A_e – площадь сечения.

4. $\sigma_{\alpha\beta} = 0$.

$$5. \quad u_1(x_1, x_2, x_3) = w_1(x_3) - x_2\theta_3(x_3)$$

$$u_2(x_1, x_2, x_3) = w_2(x_3) + x_1\theta_3(x_3)$$

$$u_3(x_1, x_2, x_3) = w_3(x_3) - x_1\theta_2(x_3) + x_2\theta_3(x_3)$$

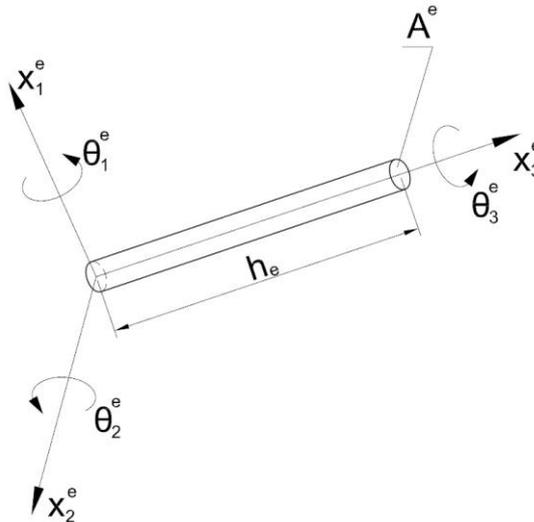


Рис. 9. Кинематика балки

Соотношения линейной теории упругости:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{ij,j} + f_i &= 0 \\ \sigma_{ij} &= c_{ijkl} \varepsilon_{kl} \\ \varepsilon_{ij} &= u_{(i,j)} \end{aligned} \right\} \text{в } \Omega. \quad (15)$$

Физические соотношения (для изотропного материала):

$$\sigma_{33} = E \varepsilon_{33}, \quad (16)$$

$$\sigma_{\alpha 3} = 2\mu \varepsilon_{\alpha 3}. \quad (17)$$

Геометрические соотношения:

$$\varepsilon_{\alpha\beta} = u_{(\alpha,\beta)} = 0, \quad (18)$$

$$\varepsilon_{13} = \frac{w_1' - x_2 \theta_3' - \theta_2}{2}, \quad (19)$$

$$\varepsilon_{23} = \frac{w_2' + x_1 \theta_3' + \theta_1}{2}, \quad (20)$$

$$\varepsilon_{33} = w_3' - x_1 \theta_2' + x_2 \theta_1', \quad (21)$$

9. Описание модели контакта

В расчетном конечно-элементном комплексе LS-DYNA для описания контакта используется метод штрафа [1]. Основная идея метода заключается в размещении виртуальных пружин между узлом конечно-элементной модели одного объекта и поверхностью другого объекта в том случае, если происходит взаимопроникновение (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 простейших операций векторной алгебры определяется элемент главной поверхности, ближайший к рассматриваемому зависимому узлу (рис. 10). На рис. 10 обозначены: x, y, z – оси глобальной системы координат; $1 \dots 4$ – 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:

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \xi}(\xi_c, \eta_c) \cdot [\mathbf{t} - \mathbf{r}(\xi_c, \eta_c)] = 0, \quad (22)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \eta}(\xi_c, \eta_c) \cdot [\mathbf{t} - \mathbf{r}(\xi_c, \eta_c)] = 0. \quad (23)$$

Эти уравнения (22, 23) решаются численно.

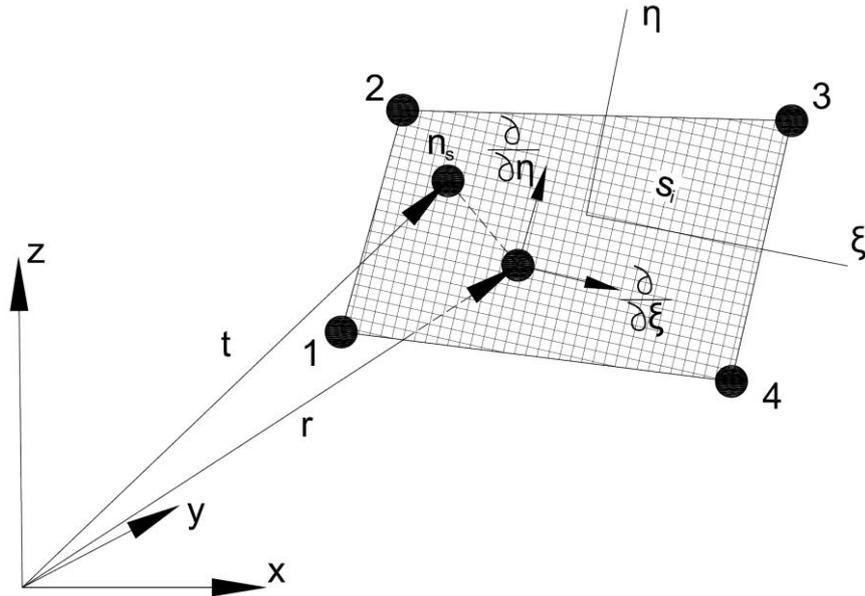


Рис. 10. Геометрия элемента

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

$$\mathbf{f}_s = -l \cdot k_i \cdot \mathbf{n}_i, \quad (24)$$

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

$$k_i = \frac{f_{si} \cdot K_i \cdot A_i^2}{V_i}, \quad (25)$$

в зависимости от объемного модуля упругости K_i , объема V_i и площади внешней грани A_i элемента s_i . В формуле f_{si} – масштабный коэффициент, по умолчанию $f_{si} = 0,10$.

10. Результаты численного моделирования

10.1. Расчетный случай № 1. $v_0 = 5$ м/с.

На рис. 11 приведен график продольного ускорений полезного груза в грузовом отсеке вертолета в процессе столкновения для угла подхода к препятствию $\alpha = 0^\circ$.

Как видно, на графике присутствуют высокочастотные осцилляции. Это связано с наличием большого числа балочных и стержневых элементов в модели и пренебрежением

влиянием обшивки. Это приводит к увеличению жесткости системы и соответственно относительному уменьшению демпфирования высокочастотных составляющих [7]. В дальнейшем при выводе результатов для пульсаций с частотой выше 330 Гц применялось осреднение.

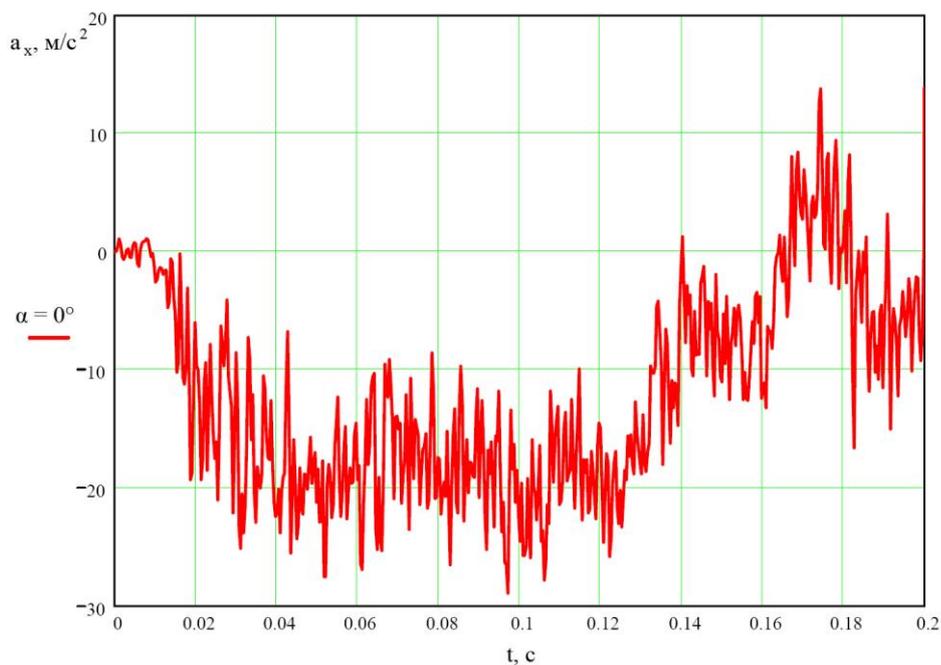


Рис. 11. График продольного ускорения груза

На рис. 12 приведены графики продольного ускорений полезного груза в грузовом отсеке вертолета в процессе столкновения для разных углов подхода к препятствию.

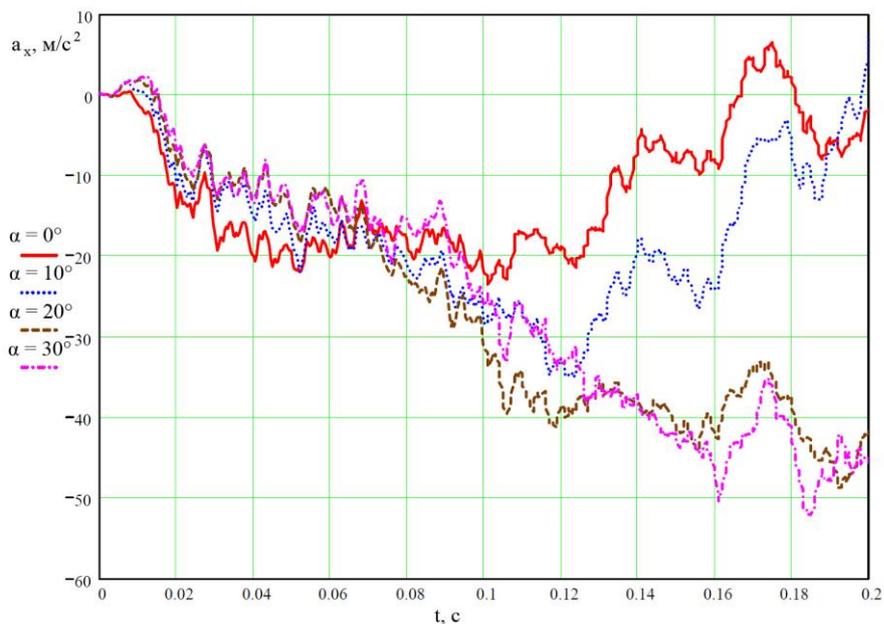


Рис. 12. График продольного ускорения груза

На рис. 13 приведены графики результирующего ускорений полезного груза в грузовом отсеке вертолета в процессе столкновения для различных углов подхода к препятствию.

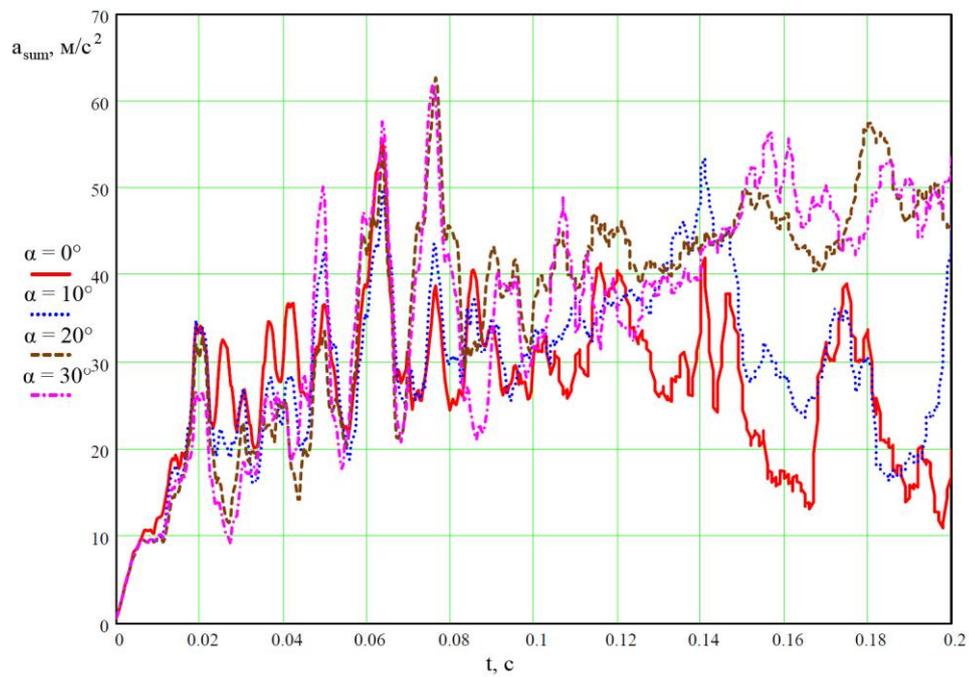


Рис. 13. Результирующее ускорение.

10.2. Расчетный случай № 2. $v_0 = 10 \text{ м/с}$.

На рис. 14, 15 приведены графики изменения продольного и результирующего ускорений полезного груза в грузовом отсеке вертолета в процессе столкновения для разных углов подхода к препятствию.

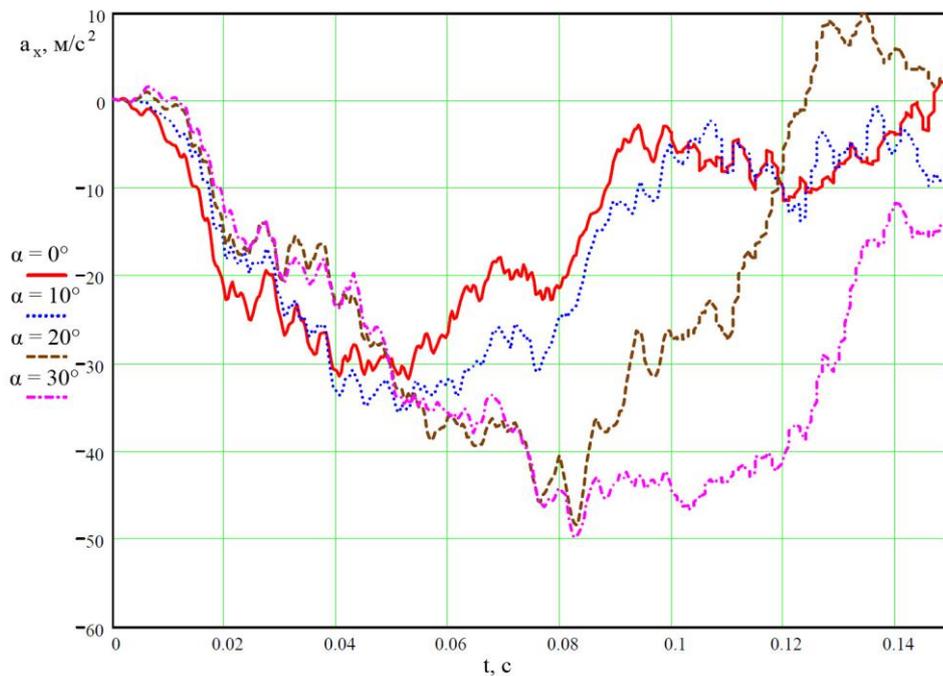


Рис. 14. График продольного ускорения груза

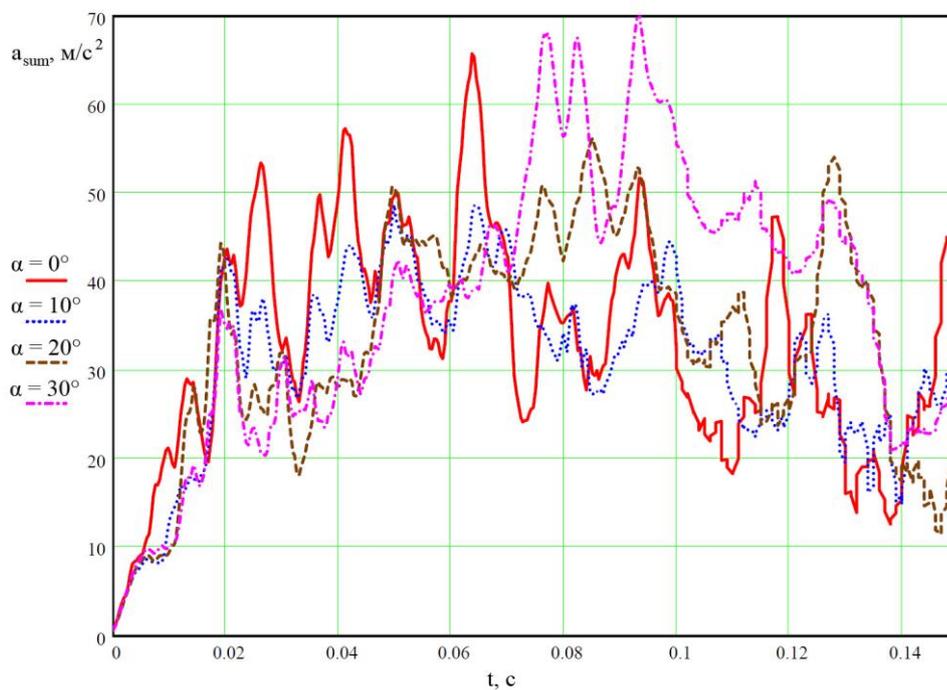


Рис. 15. Результирующее ускорение.

10.3. Расчетный случай № 3. Оценка влияния жесткости конструкции ангара.

Для оценки влияния жесткости конструкции ангара на уровень ударных ускорений груза был проведен повторный анализ модели. Модуль упругости для материала ангара в этом случае принимался равным $E=1400 \text{ МПа}$.

Расчет проводился для начальных скоростей $v_0=5$ м/с и $v_0=10$ м/с и угла встречи $\alpha=20^\circ$. Результаты расчета приведены на рис. 16, 17.

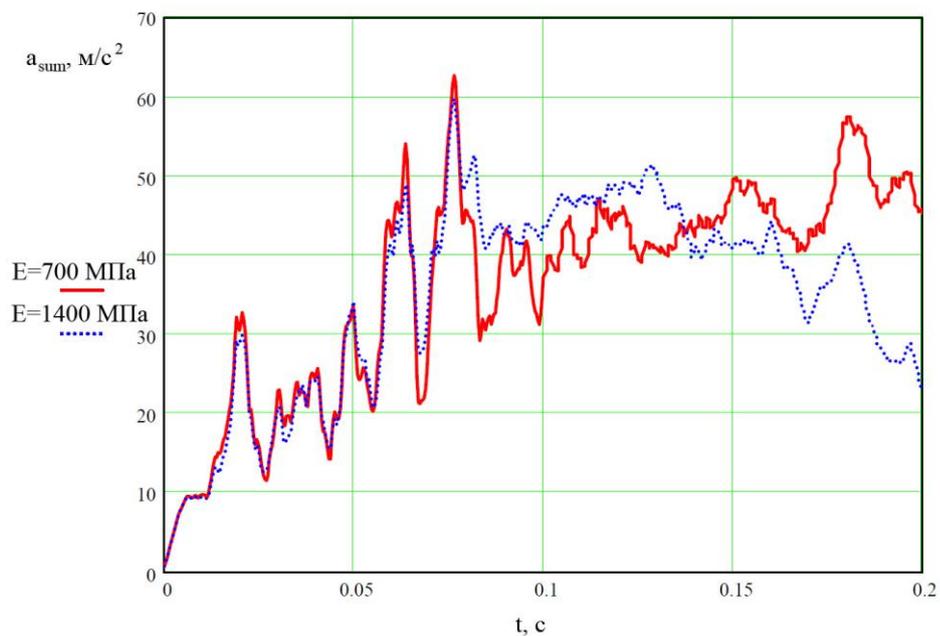


Рис. 16. Результирующее ускорение при начальной скорости $v_0 = 5$ м/с.

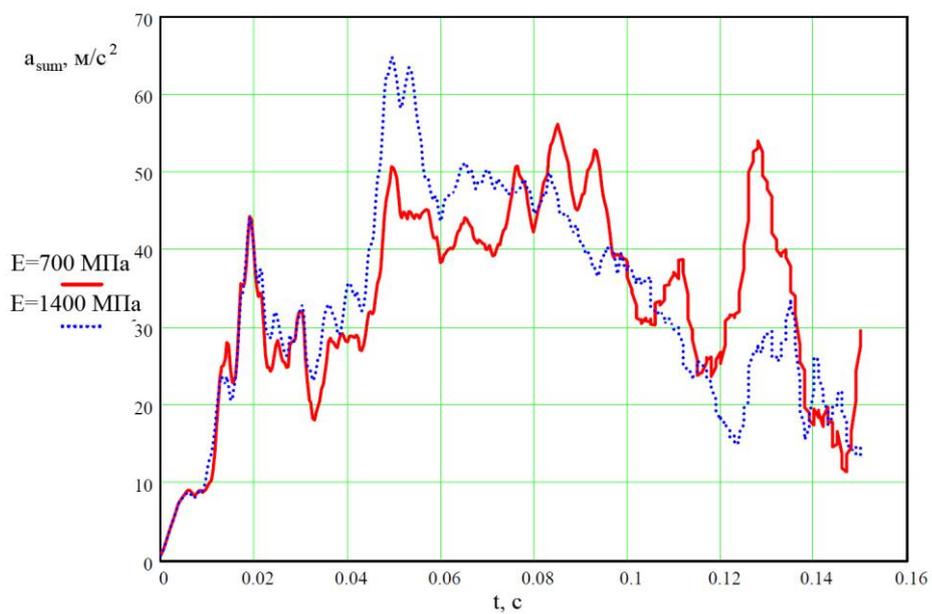


Рис. 17. Результирующее ускорение при начальной скорости $v_0 = 10$ м/с.

11. Анализ полученных результатов

Для всех расчетных случаев вычисления проводились до момента времени $t_{\text{кон.}}=0,15\dots 0,2$ с после столкновения. Пиковые значения ударного ускорения полезного груза наблюдаются в этот промежуток времени, а затем происходит снижение уровня ударного ускорения. Численные значения результирующего ускорения груза приведены в таблице 4. Максимальные значения результирующего ускорения составляют $a_{\text{sum.max}} = 62,7 \text{ м/с}^2$ для случая движения с начальной скоростью $v_0 = 5 \text{ м/с}$ и $a_{\text{sum.max}} = 70,4 \text{ м/с}^2$ для случая $v_0 = 10 \text{ м/с}$.

Таблица 4.

	$v_0=5 \text{ м/с}$				$v_0=10 \text{ м/с}$			
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=10^\circ$	$\alpha=20^\circ$	$\alpha=30^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=10^\circ$	$\alpha=20^\circ$	$\alpha=30^\circ$
t, с	0,064	0,141	0,077	0,076	0,064	0,05	0,085	0,093
$a_{\text{sum}}, \text{ м/с}^2$	55,6	53,5	62,7	61,9	65,8	48,7	56,2	70,4

Влияние жесткости конструкции ангара на уровень ударных ускорений груза при начальной скорости $v_0=5 \text{ м/с}$ относительно невелико. Максимальные значения ударного ускорения груза различаются не более чем на 5% и близки по времени возникновения (рис. 16).

При начальной скорости $v_0=10 \text{ м/с}$ влияние жесткости конструкции оказывается более существенным. Максимальные значения ударного ускорения груза различаются на 15% и наблюдаются в различные моменты времени (рис. 17). При этом для более жесткой модели конструкции ангара максимальное значение результирующего ускорения составляет $a_{\text{sum.max}} = 64.9 \text{ м/с}^2$ и наблюдается в момент времени $t=0,05 \text{ с}$.

12. Выводы

1. Разработана КЭМ динамики конструкции вертолета при аварийном соударении с палубной надстройкой на этапах взлета и посадки, которая позволяет описывать движение конструкции вертолета с учетом нелинейных свойств материала конструкции.

2. Определены характеристики движения вертолета с полезным грузом при столкновении с конструкцией палубного ангара на различных скоростях и с различными углами встречи с препятствием.

3. Получены зависимости ударного ускорения груза от времени и произведена оценка влияния жесткости конструкций палубного ангара на уровни ударного ускорения.

4. Результаты расчета дают представление о поведении реальной конструкции вертолета в условиях аварии. Полученные результаты могут быть использованы при оценке безопасности экипажа, а также состояния груза и бортового оборудования при подобных авариях.

Список литературы

1. Hallquist, J.O. LS-DYNA Theoretical Manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2006, 498 p.
2. LS-DYNA keyword user's manual, University of California, Lawrence Livermore National Laboratory, 2009, 2435 p.
3. Hughes T. J. R. Linear static and dynamic finite element analysis, New Jersey, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, 1987, 825 p.
4. Качанов Л. М. Основы теории пластичности – М.: Наука, 1969.
5. Образцов И. Ф., Савельев Л. М., Хазанов Х. С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов: Учебное пособие для студентов авиац. спец. вузов. – М.: Высш. шк., 1985. – 392 с.
6. Формалев В. Ф., Ревизников Д. Л. Численные методы. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
7. Fasanella, E.L.; Jackson, K.E. Crashworthy Evaluation of a 1/5-Scale Model Composite Fuselage Concept, 55-th American Helicopter Society Annual Forum and Technology Display, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
8. Boitnott, R.L.; Fasanella, E.L.; Jackson, K.E.; Kellas, S., Full-Scale Crash Test of the Sikorsky Advanced Composite Airframe Program Helicopter, Proceedings of the American Helicopter Society Forum 56, Virginia Beach, VA, May 2-4, 2000.

Сведения об авторах

Вербицкий Антон Борисович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Тел.: 8-499-158-4630; e-mail: k906@mai.ru.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;