

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИМПУЛЬСНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА И КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА

Рябов А.А.^{1*}, Романов В.И.^{1}, Маслов Е.Е.^{1***},
Стрелец Д.Ю.^{2****}, Корнев А.В.^{2*****}, Иванов А.И.^{2*****}**

¹ *Саровский Инженерный Центр, Технопарк «Саров»,
ул. Парковая, 3, Сатис, Нижегородская обл., 607328, Россия*

² *Филиал ОАО «Компани Сухой» «ОКБ Сухого»,
ул. Поликарпова, 23А, а/я 483, Москва, 125284, Россия*

* *e-mail: alex.ryabov@saec.ru*

** *e-mail: romanov@saec.ru*

*** *e-mail: emaslov@saec.ru*

**** *e-mail: dstrel@okb.sukhoi.org*

***** *e-mail: okb@okb.sukhoi.org*

Дается сравнительный анализ упругого динамического деформирования алюминиевой пластины и композитной трехслойной плоской панели под действием заданной импульсной поверхностной нагрузки. Численное решение задачи проводится на основе явной схемы интегрирования уравнений движения во времени и конечно-элементной дискретизации по пространству, реализованных в программном комплексе LS-DYNA. Задача решается в лагранжевой постановке. Для композитного материала используются уравнения состояния ортотропного тела Chang и Chang с возможным хрупким разрушением. Достоверность численных результатов подтверждается близостью расчетных и экспериментальных данных.

Ключевые слова: композитные материалы, динамическое деформирование, метод конечных элементов.

Введение

Необходимость повышения весовой эффективности летательных аппаратов стимулирует постоянное развитие их конструктивно-силовых схем с применением новых, в том числе композитных, материалов. В процессе эксплуатации отдельные элементы авиационных конструкций могут подвергаться воздействию импульсных динамических нагрузок в возможных аварийных ситуациях (разрывы протекторов шасси, трубопроводов под давлением и пр.). В связи с этим актуальной является проблема сравнительного анализа напряженно-деформированных состояний традиционных металлических тонкостенных и композитных элементов в условиях динамического нагружения.

Проблема статической прочности анизотропных, композитных пластин и оболочек привлекает внимание ученых уже на протяжении многих лет [1–5]. Численное моделирование композитных оболочек при динамическом нагружении рассмат-

ривается Н.А. Абросимовым, В.Г. Баженовым [6–8]. В этих работах расчетные методики разрабатываются на основе кинематической модели деформирования для оболочек типа Тимошенко с перекрестной укладкой однонаправленного композитного материала. Методики ориентированы на расчеты малых деформаций при больших прогибах и углах поворота оболочек и реализуются в рамках упрощенного варианта геометрически нелинейной теории оболочек. Физические соотношения в композитных элементах конструкций устанавливаются на основе теории эффективных модулей для всего пакета в целом.

В данной работе для моделирования композитной панели используется теория слоистых оболочек, допускающая неоднородное распределение сдвиговой деформации по толщине, обусловленное различной жесткостью отдельных слоев. Пространственная дискретизация строится на основе метода конечных элементов (КЭ) с использованием

4-узловых оболочечных КЭ в формулировке Belytschko—Tsay [9].

1. Постановка задачи

Рассматриваются две прямоугольные в плане плоские панели под действием заданной распределенной динамической нагрузки $p(x, y, t)$. Первая панель постоянной толщины $h = 4$ мм с размерами в плане $a \times b = 1000 \times 300$ мм закреплена по контуру на каркас из стальных швеллеров. Панель из алюминиевого сплава с характеристиками: $E = 70$ ГПа, $\nu = 0,3$, плотность $\rho = 2,7$ г/см³. Вторая плоская панель с размерами в плане: $A \times B = 1100 \times 550$ мм также крепится по контуру к стальному каркасу. Панель представляет собой трехслойную конструкцию, несущие многослойные обшивки которой выполнены из композитного материала толщиной $h_i = 1,3$ мм, толщина полки $h = 4,3$ мм. Внутренняя и внешняя обшивки соединены между собой алюминиевым сотовым наполнителем высотой $H = 20$ мм.

Схема поперечного сечения трехслойной композитной панели приведена на рис. 1. Эксперимен-

тальные исследования механических свойств на образцах, вырезанных из несущих слоев близкой по свойствам цилиндрической композитной трехслойной панели, показывают, что материал деформируется упруго вплоть до разрушения $\delta = 4\%$. При этом среднее по серии экспериментов интегральное значение модуля упругости многослойной композитной обшивки составляет $E = 5,2$ ГПа, что более чем на порядок ниже модуля упругости алюминиевого сплава и примерно в 20 раз меньше модуля упругости монослоя композитного материала.

Динамическая нагрузка во времени смещается по внешней поверхности панели и задается совокупностью импульсов давления, характерная форма которых показана на рис. 2. На рис. 3 приведены экспериментальная и полученная расчетным путем временная зависимость давления для заданной точки пластины. Близость расчетных и экспериментальных кривых изменения давления $p = p(x, y, t)$ для ряда характерных точек подтверждает достоверность компьютерного моделирования газодинамической нагрузки, реализованной в испытаниях.

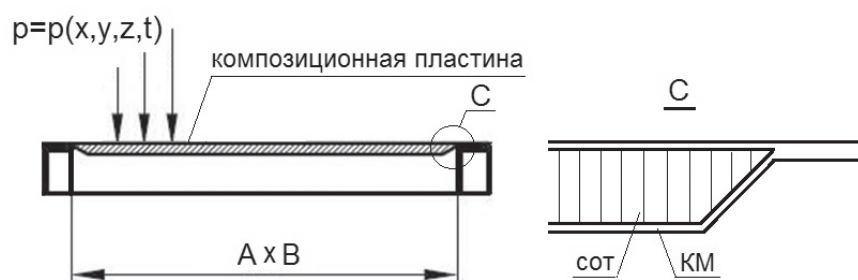


Рис. 1. Трехслойная композиционная пластина

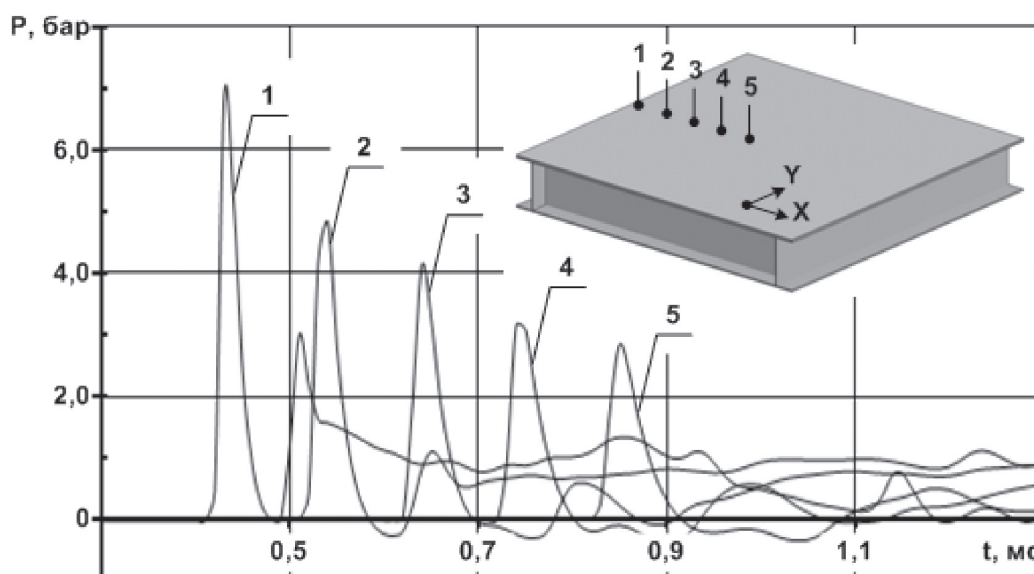


Рис. 2. Импульсы давления на поверхности пластины

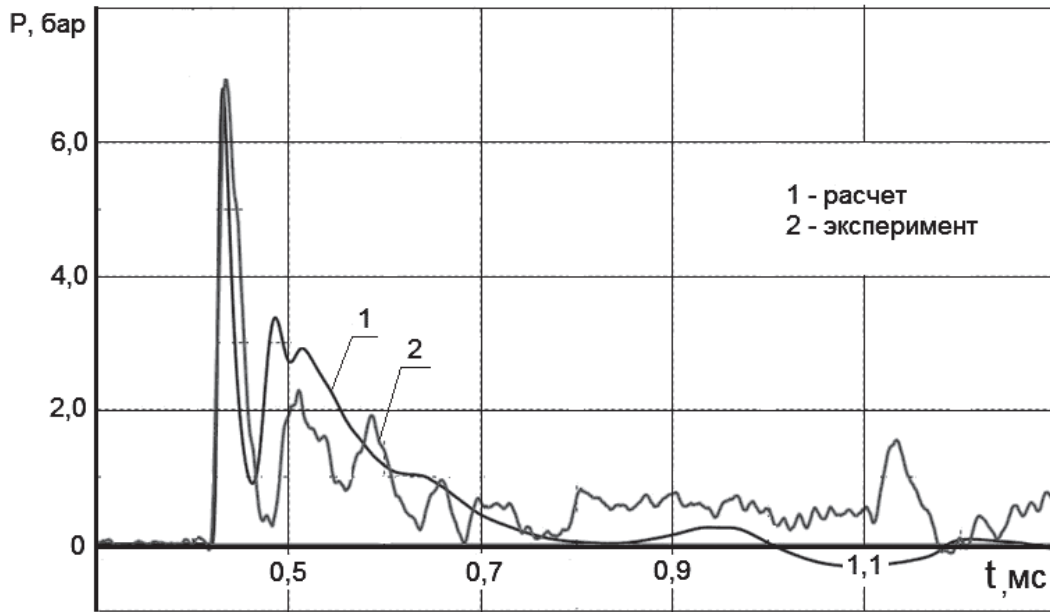


Рис. 3. Экспериментальная и расчетная временная зависимость давления

2. Определяющие соотношения

Система уравнений движения изотропной пластины и композитной панели получена на основе закона сохранения энергии, записанного в форме вариационного принципа Даламбера—Лагранжа [10]:

$$\begin{aligned} & \iiint_V (\sigma_{ij} \delta \epsilon_{ij} + \rho \ddot{u} \delta u) dV = \\ & = \iiint_V \bar{F} \delta u dV + \iint_S \bar{p} \delta u ds \quad (i, j = \overline{1,3}). \end{aligned} \quad (1)$$

Кинематические соотношения для тонкостенных пластин в предположении малости деформаций с учетом гипотезы Кирхгоффа можно представить в форме [11]

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \epsilon_{11}^c + x_3 \chi_{11}; \quad \epsilon_{11}^c = \frac{\partial u_1}{\partial x_1}; \quad \chi_{11} = -\frac{\partial^2 u_3}{\partial x_1^2} \quad (1 \Leftrightarrow 2); \\ \epsilon_{12} &= \epsilon_{12}^c + 2x_3 \chi_{12}; \quad \epsilon_{12}^c = \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \frac{\partial u_3}{\partial x_2}; \\ \chi_{12} &= -\frac{\partial^2 U_3}{\partial x_1 \partial x_2}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $X(x_1, x_2, x_3)$ — система координат; $u_i(x_1, x_2, t)$ — перемещения точек срединной поверхности пластины в направлениях x_i ($i = \overline{1,3}$); t — время.

Уравнение состояния для изотропной алюминиевой пластины записывается в форме закона Гука.

Для композитного материала, имеющего послойную структуру укладки волокон и монослоев, используется модель ортотропного материала Chang-Chang [12], которая для плоского напряженного состояния, характерного для несущих слоев панели, записывается в форме

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \frac{1}{E_1} (\sigma_{11} - \nu_1 \sigma_{22}); \\ \epsilon_{22} &= \frac{1}{E_2} (\sigma_{22} - \nu_2 \sigma_{11}); \\ 2\epsilon_{12} &= \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь E_1, E_2, ν_1, ν_2 — модули упругости и коэффициенты Пуассона вдоль и поперек волокон соответственно; G_{12} — модуль сдвига монослоя; α — параметр нелинейности сдвиговых напряжений определяется экспериментально из зависимости напряжений от деформаций при сдвиге.

Введением погонных сил N_{ij} и моментов M_{ij} уравнение (1) для многослойных панелей приводится к виду [6]

$$\begin{aligned} & \iint_S \sum_k (N_{ij} \delta \epsilon_{ij} + M_{ij} \delta \chi_{ij} + \rho_k \ddot{u} \delta u) dS = \\ & = \iint_S \bar{F} \delta u dS + \iint_S \bar{p} \delta u dS \end{aligned} \quad (4)$$

и дополняется граничными условиями на контуре пластины Γ_i^0 ($i = \overline{1,4}$):

$$N_{11} = N_{11}^0; N_{12} = N_{12}^0; M_{11} = M_{11}^0; M_{12} = M(1 \Leftrightarrow 2). \quad (5)$$

Дополняя соотношения (2)–(4) необходимым числом начальных условий

$$\begin{aligned} u_i(x_1, x_2, 0) = 0; \quad \varphi_i(x_1, x_2, 0) = \frac{\partial u_i(x_1, x_2, 0)}{\partial x_i} = 0; \\ \dot{u}_i(x_1, x_2, 0) = \dot{u}_i^0(x_1, x_2); \\ \dot{\varphi}_j(x_1, x_2, 0) = \dot{\varphi}_j^0(x_1, x_2) \quad (i = \overline{1,3}, j = 1,2) \end{aligned} \quad (6)$$

№ опыта	Алюминиевая пластина		Композитная панель		
	Снаружи	Внутри	Снаружи (полка)	Снаружи (сот)	Внутри (сот)
1	-0,056/+0,021	-0,027/+0,035	-0,17/+0,22	-0,08/+0,12	-0,12/+0,11
2	-0,200/+0,080	-0,110/+0,120	-0,19/+0,27	-0,16/+0,10	-0,20/+0,09
3	-0,180/+0,100	-0,120/+0,170	-0,15/+0,38	-0,21/+0,12	-0,22/+0,13
4	-0,170/+0,110	-0,120/+0,190	-0,21/+0,28	-0,17/+0,18	-0,17/+0,12
5	-0,150/+0,080	-0,120/+0,170	-0,25/+0,23	-0,16/+0,16	-0,20/+0,15

получим полную систему уравнений для анализа процессов деформации изотропных и композитных пластин при импульсных нагрузках.

Для численного решения системы используются метод конечных элементов (МКЭ) и явная схема интегрирования во времени, реализованные в LS-DYNA [13]. Пространственная дискретизация переменных осуществляется на основе 8-узловых КЭ типа Solid и 4-узловых КЭ типа Shell. В начальный момент времени элементы конструкции покоятся с нулевыми значениями скоростей и перемещений. При численном решении задачи путем перебора различных вариантов подбираются граничные условия на контуре пластины, позволяющие наиболее точно отразить реальное болтовое крепление панелей к каркасу и наиболее близко согласовать численные и экспериментальные данные по деформациям панелей.

При моделировании многослойной композитной обшивки на основе Shell-элементов строго по чертежу задается нулевое направление укладки. Участки панели, имеющие разное число слоев, выделяются в различные расчетные области, в каждой из которых задаются материалы слоев, их толщины и углы укладки относительно нулевого направления. Соты моделируются изотропным материалом, параметры которого усредняются по направлениям.

3. Результаты исследований и их анализ

3.1. Экспериментальные данные

В экспериментах для измерения деформаций на наружной и внутренней поверхностях пластины и панели устанавливаются тензодатчики (ТД) с базами измерения в 3 и 6 мм. Максимальные значения деформаций алюминиевой и композитной панелей, зафиксированные в сериях из пяти опытов, приведены в таблице (в процентах).

Анализ экспериментальных данных показывает, что в алюминиевой пластине максимальные сжимающие деформации зафиксированы на наружной поверхности (со стороны действия нагрузки) и не превышают $\epsilon = -0,20\%$, а максимальные растягивающие деформации реализуются на внутренней поверхности: $\epsilon = +0,19\%$. Пластина деформируется упруго.

В композитной панели максимальная сжимающая деформация $\epsilon = -0,25\%$ зафиксирована в опыте пятым датчиком, установленным снаружи в зоне заделки на полке. Этот же датчик фиксирует и максимальную растягивающую деформацию наружной поверхности полки $\epsilon = +0,38\%$ в опыте №3. Максимальный уровень сжимающей деформации на сотовой части панели $\epsilon = -0,22\%$ получен в опыте №3 на внутренней поверхности, а максимум растягивающей деформации в опыте №4 на наружной поверхности $\epsilon = +0,18\%$. Композитная панель также деформируется упруго.

На рис. 4 приведена типичная экспериментальная зависимость изменения деформации во времени на внутренней поверхности алюминиевой пластины. Результаты испытаний показывают, что при воздействии короткого импульса давления амплитудой до $p \sim 6 \div 7$ бар, длительностью $\Delta t \sim 300 \div 400$ мкс в пластине возбуждаются упругие колебания с частотой порядка $f \sim 120 \div 130$ Гц, затухающие в течение примерно 180–200 мс. Частота этих колебаний близка к низшей собственной частоте алюминиевой пластины [14] $f_1 = 122,7$ Гц. Этот вывод

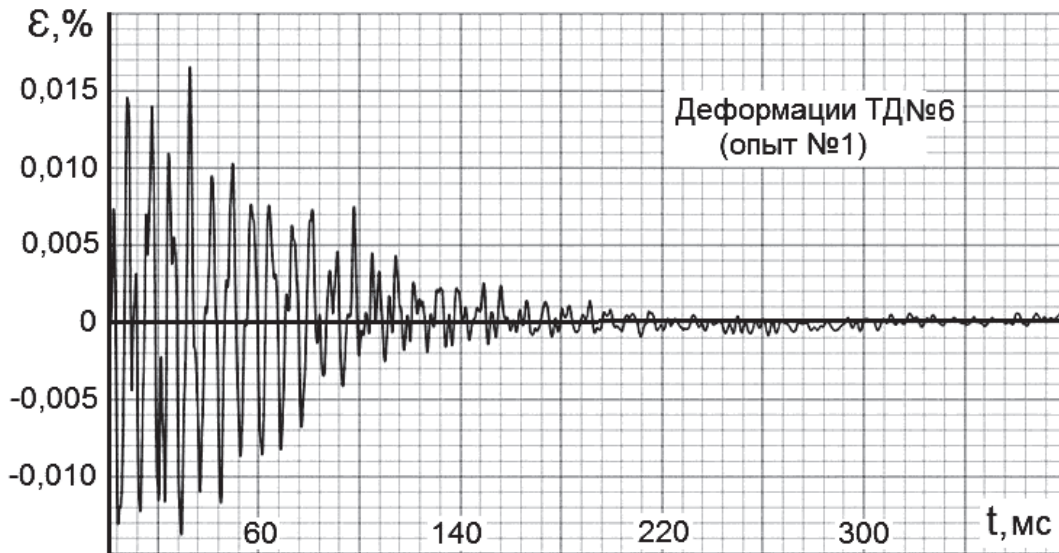


Рис. 4. Деформация внутренней поверхности алюминиевой пластины

подтверждается разложением в спектр сигналов датчиков деформаций на основе быстрого преобразования Фурье, которое показывает, что в исходных сигналах доминирует частота $f = 122$ Гц.

Характерная экспериментальная зависимость изменения деформаций на внешней поверхности композитной панели показана на рис. 5. Испытания свидетельствуют, что при действии импульсного давления в трехслойной панели также возбуждаются упругие колебания, затухающие примерно в течение 40–50 мс, что в четыре раза быстрее, чем в алюминии. Таким образом, композитный материал демонстрирует большую вязкость (большее конструктивное демпфирование), чем алюминиевый сплав.

На рис. 6 показаны спектры сигналов датчиков деформаций, установленных на наружной и внут-

ренней поверхностях композитной панели. Длина временных интервалов для определения спектров сигналов составляет 200 мс. Анализ спектральных кривых для трех опытов показывает, что в колебаниях деформаций на кромке и на сотах присутствуют несколько выраженных собственных частот колебаний, возбуждаемых импульсной нагрузкой: $f_1 = 20$ Гц; $f_2 = 40$ Гц; $f_3 = 135$ Гц; $f_4 = 225$ Гц. При воздействии импульса давления композитная трехслойная панель совершает более сложные колебания, чем алюминиевая пластина. На наружной поверхности полки панели в течение первых 25–30 мс колебаний после воздействия нагрузки реализуются максимальные деформации до $\epsilon \sim 0,2 \div 0,3\%$ с частотой $f \sim 130 \div 140$ Гц. На эти колебания накладываются низкочастотные колебания с частотой примерно $f = 20$ Гц. Здесь необходимо

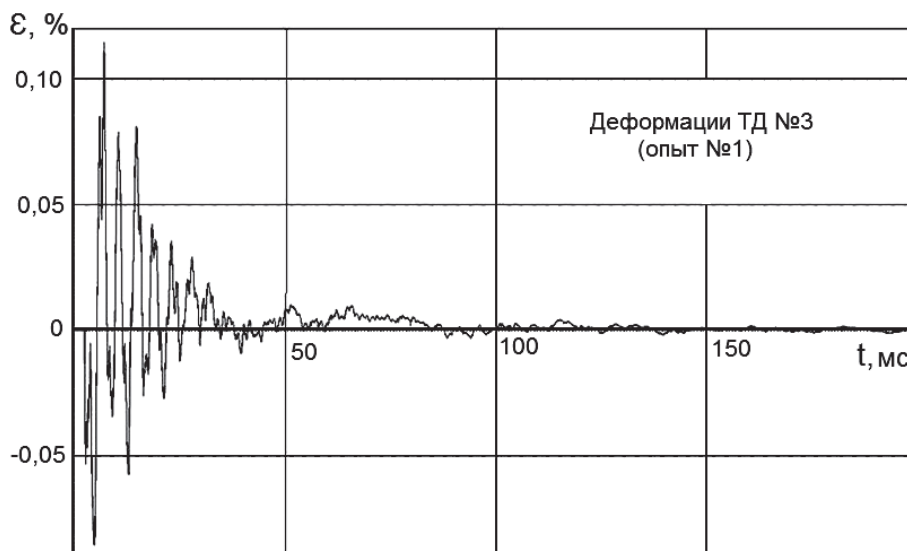


Рис. 5. Деформация внешней поверхности композитной панели

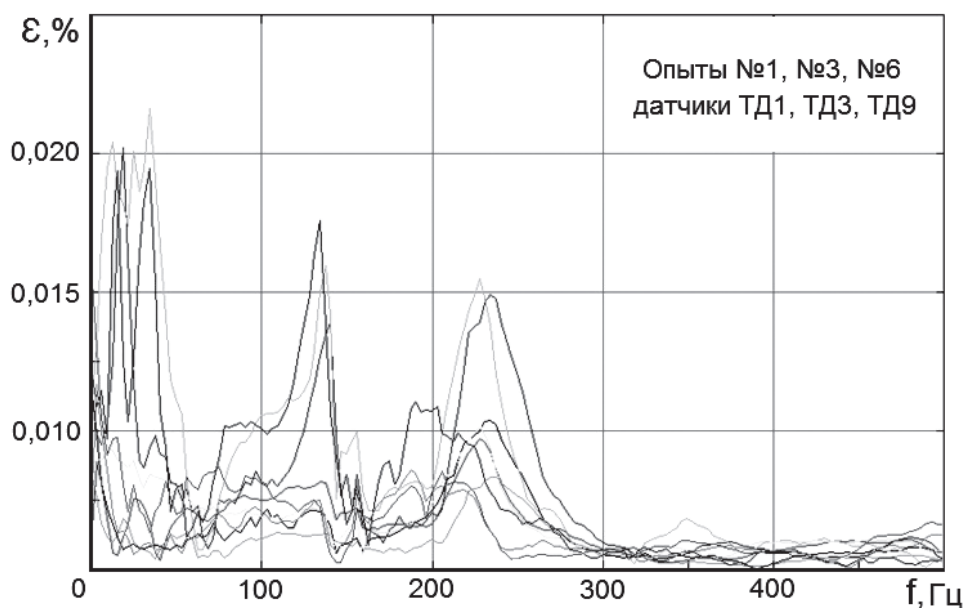


Рис. 6. Спектр сигналов датчиков деформаций композитной панели

отметить, что основная частота колебаний панели, возбуждаемая воздействием импульсного давления, близка к собственной частоте панели $f = 135$ Гц. Эксперименты фиксируют также, что упругие колебания на полке панели затухают медленнее, чем на трехслойном соте.

3.2 Численные результаты

Для численного решения задачи динамического деформирования алюминиевой панели разработана конечно-элементная модель на основе КЭ типа Solid с характерным разрешением по пространству: $5 \times 5 \times 1,3$ мм. Для несущих слоев композитной панели применяются 4-узловые элементы типа Shell с характерным размером 5×5 мм. Количество то-

чек интегрирования по толщине соответствует количеству композитных слоев, образующих несущий композитный слой. Для пространственной дискретизации сотов трехслойной панели используются КЭ типа Solid с характерным размером $5 \times 5 \times 1,5$ мм.

На рис. 7 и 8 приведены временные зависимости деформаций поверхностей алюминиевой панели на начальной стадии до 10 мс, а на рис. 9 и 10 — временные зависимости деформаций композитной панели в точках установки тензодатчиков №3 и №6. Учитывая размер базы тензодатчиков, соизмеримый с характерным размером КЭ, расчетные деформации вычисляют, исходя из значений узловых перемещений. Из рисунков видно, что расчетные и

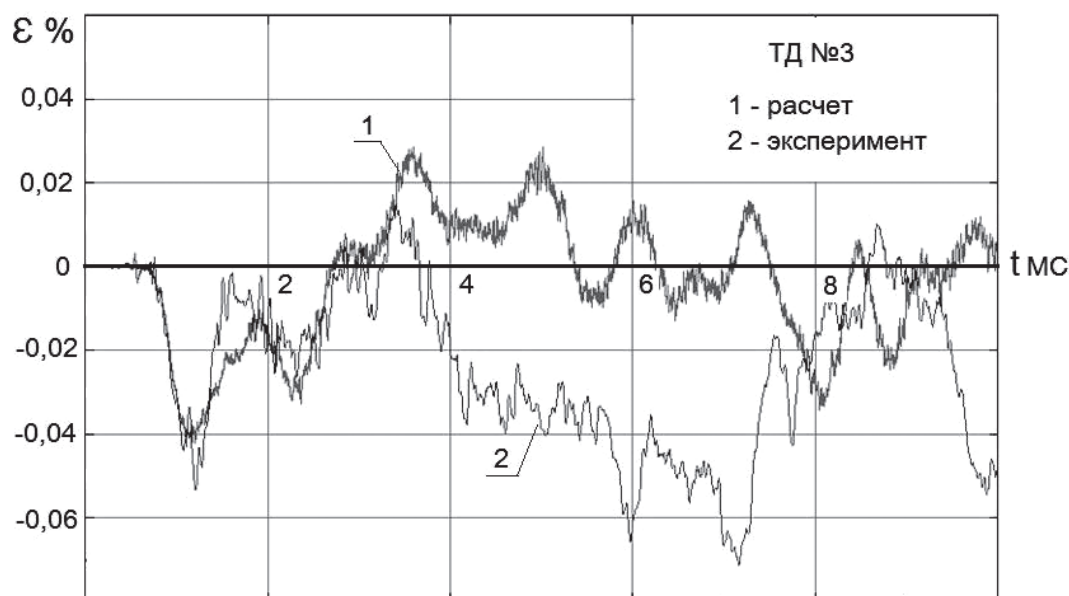


Рис. 7. Деформации на внешней поверхности алюминиевой пластины

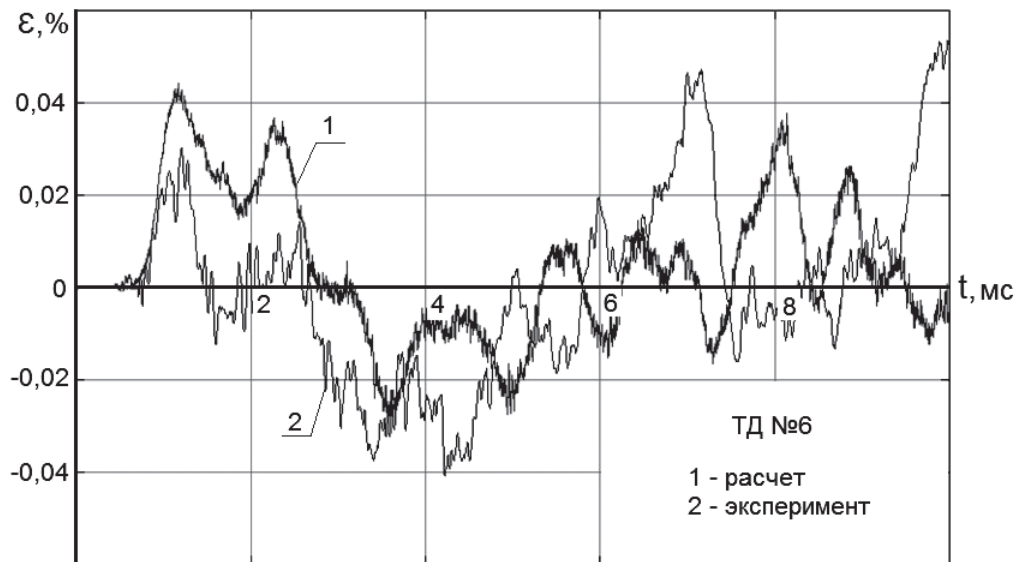


Рис. 8. Деформации на внутренней поверхности алюминиевой пластины

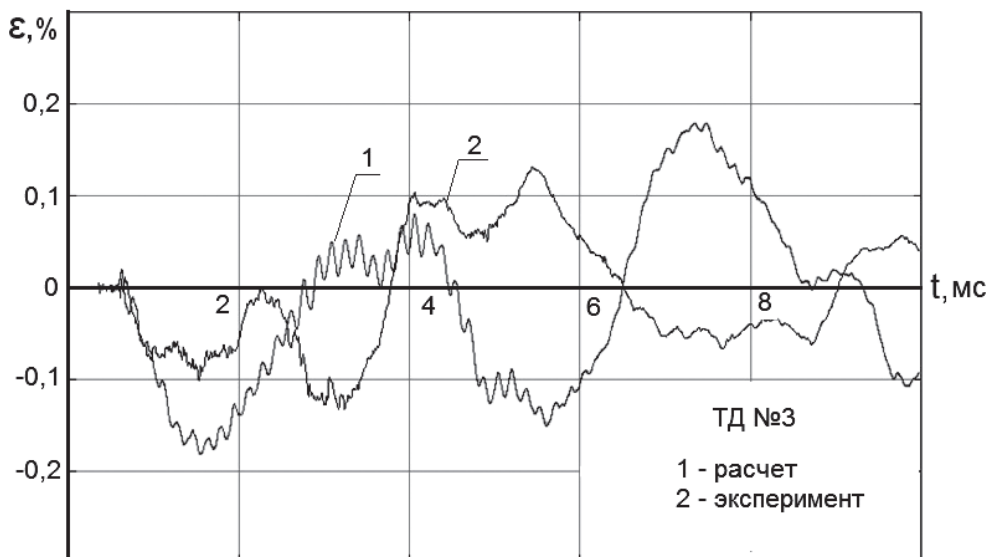


Рис. 9. Деформации композитной пластины в точке 3

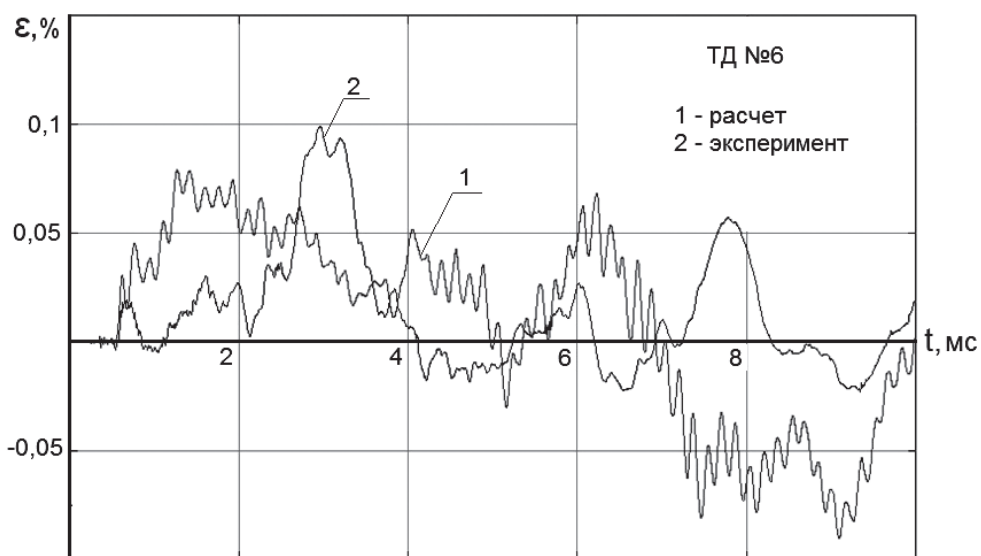


Рис. 10. Деформации композитной пластины в точке 6

экспериментальные деформации алюминиевой панели в целом удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными до 3–4 мс. На внешней поверхности разница максимальных амплитуд в первой полуволне деформации сжатия составляет ~10%, на внутренней поверхности — ~20%. Дальнейшего сближения расчетных и экспериментальных данных, по-видимому, можно добиться путем уточнения граничных условий на контуре, приближая их к дискретному болтовому соединению панели и каркаса, применяемому в опытах.

В расчетах композитной панели близости численных и экспериментальных данных удается добиться, понижая жесткости монослоев в 20 раз, что обусловлено экспериментальными данными, полученными на образцах из многослойного композита. В этом случае сравнение показывает, что расчетные деформации качественно отражают характер деформаций композитной панели: на внешней стороне реализуется сжатие, а на внутренней — растяжение. Однако количественно временные зависимости расчетных деформаций хуже согласуются с экспериментальными данными, чем для алюминиевой панели. Расчетные амплитудные значения деформаций сжатия в первой полуволне колебаний в т.3 выше экспериментальных значений почти вдвое. Максимальные значения расчетных и экспериментальных деформаций растяжения в т.6 в интервале времени до 2,5 мс превышают экспериментальные значения почти в 2,5 раза. Также имеет место некоторое рассогласование расчетных и экспериментальных деформаций по распределению во времени. Анализ причин рассогласования результатов показывает, что расчетное воздействие импульсного давления на панель из решения газодинамической задачи описывается до момента времени 1,7 мс, что несколько отличается по длительности нагрузки в экспериментах и может обуславливать рассогласование расчетных и экспериментальных деформаций после 3–4 мс. Расхождения в расчетных и экспериментальных данных, возможно, указывают также на необходимость более точного моделирования сотового слоя.

Выводы

По итогам численных и экспериментальных исследований динамического деформирования алюминиевой плоской панели постоянной толщины и трехслойной композитной панели необходимо отметить следующее.

1. В результате воздействия подвижного импульса давления $p = 6 \div 7$ бар, $\Delta t \sim 300 \div 400$ мкс в алюминиевой пластине и в сотовой части компо-

зитной трехслойной панели возникают затухающие упругие колебания с максимальными замеренными деформациями от $\epsilon \sim -0,2\%$ до $\epsilon \sim +0,2\%$. В полке трехслойной композитной панели в опытах максимальные деформации достигают $\epsilon \sim +0,38\%$.

2. Упругие колебания в алюминиевой пластине возбуждаются на ее собственной низшей частоте $f_1 = 122,7$ Гц и затухают в течение примерно 180–200 мс. Упругие колебания композитной панели являются более сложными (выделяются несколько частот) и затухают за 40–50 мс. Композитный материал обладает существенно большим конструкционным демпфированием, чем алюминиевый сплав.

3. Численные расчеты упругих колебаний алюминиевой пластины на основе известных упругих констант материала дают расчетные деформации, близкие к экспериментальным данным, как по максимальным уровням, так и по характеру изменения во времени. Разница не превышает 10–20%. Дальнейшее сближение результатов возможно при уточнении граничных условий, более точно отражающих болтовое крепление панели к стальному каркасу.

4. Моделирование упругих колебаний композитной трехслойной панели на основе ортотропной модели Chang-Chang позволяет получить качественное и относительное количественное согласие результатов расчетов и экспериментов при снижении модулей упругости монослоев многослойной композитной обшивки панели примерно в 20 раз, в соответствии с экспериментальными данными, полученными на образцах. Для дальнейшего уточнения численных результатов необходимо также совершенствование деформационной модели сотового слоя.

Библиографический список

1. *Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А.* Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1977. — 144 с.
2. *Ванин Г.А., Семенюк Н.П., Емельянов Р.Ф.* Устойчивость оболочек из армированных материалов. — Киев: Наукова думка, 1978. — 212 с.
3. *Болотин В.В., Новичков Ю.Н.* Механика многослойных конструкций. — М.: Машиностроение, 1980. — 375 с.
4. *Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г.* Расчет многослойных пластин и оболочек. — М.: Машиностроение, 1984. — 264 с.
5. *Дудченко А.А.* Прочность и проектирование элементов авиационных конструкций из композиционного материала. — М.: Изд-во МАИ, 2007. — 200 с.

6. *Абросимов Н.А., Баженов В.Г.* Нелинейные задачи динамики композитных конструкций. — Н. Новгород: Изд-во ННГУ, 2002.
7. *Абросимов Н.А.* Численное моделирование нелинейного деформирования и потери устойчивости композитных пластинчато-оболочечных конструкций при импульсных воздействиях // Механика композитных материалов. 1999. Т. 35. №6. С. 757-776.
8. *Абросимов Н.А., Баженов В.Г., Елесин А.В.* Моделирование нелинейного деформирования и потери устойчивости гладких и подкрепленных цилиндрических оболочек при импульсном нагружении // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2000. №2. С. 181-189.
9. *Belytschko T., Lin I. J., Tsay C.-S.* Explicit Algorithm for the Nonlinear Dynamics of Shells.- Computer Methods of Applied Mechanics and Engineering, 42, 1983. P.225-251.
10. *Васицку К.* Вариационные методы в теории упругости и пластичности. — М.: Мир, 1987.
11. *Седов Л.И.* Механика сплошной среды. — М.: Наука, 1970.
12. *Hallquist John O.* LS-DYNA Theory Manual, Livermore Software Technology Corporation, Livermore, CA, USA, March 2006.- 608 p.
13. Программный комплекс трехмерного моделирования процессов нестационарного нелинейного деформирования LS-DYNA. Версия 971. Revision 7600.398. Livermore Software Technology Corporation, Livermore, Ca, USA, 2009. URL: www.lstc.com
14. *Ананьев И.В.* Справочник по расчету собственных колебаний упругих систем. — М.: ОГИЗ «Гостехиздат», 1946.

COMPARATIVE ANALYSIS OF IMPULSE DEFORMATION OF AIRCRAFT STRUCTURE ELEMENTS MADE OF ALUMINUM ALLOY AND COMPOSITE MATERIAL

Ryabov A.A.^{1*}, Romanov V.I.^{1}, Maslov E.E.^{1***},
Strelets D.Yu.^{2****}, Kornev A.V.^{2*****}, Ivanov A.I.^{2*****}**

¹ *Sarov Engineering Center, Science and technology park "Sarov",
3, Parkovaya str., Satis, Nizhny Novgorod region, 607328, Russia*

² *JSC "Sukhoi Company",
23B, Polikarpov str., p/b 604, Moscow, 125284, Russia*

* *e-mail: alex.ryabov@saec.ru*

** *e-mail: romanov@saec.ru*

*** *e-mail: emaslov@saec.ru*

**** *e-mail: dstrel@okb.sukhoi.org*

***** *e-mail: okb@okb.sukhoi.org*

Abstract

The necessity to increase weight effectiveness of new aviation structures encourages permanent structures modification and development implementing new materials, including composites. Some elements of these airplane structures can be subjected to impulsive loading. Thus, the investigations of dynamic deformation of shells and plates made of composite materials loaded by the impulse pressure are important. As long as the great majority of structures was made in the past of aluminum alloys, it is rather interesting to compare their deformations with those of new structures made of composite materials under the same loading to identify the differences and advantages.

The goal of the presented article is numerical and experimental investigations of two plates made of aluminum and composite materials, loaded by equal impulse pressure with maximum amplitude of 6-7 Bar

order and 0.3-0.4 ms duration. The composite structure is made of three layers: two outer plates of fiber-reinforced polymer, linked by honeycomb stuff.

We realized numerical simulation is performed on the basis of explicit integration schemes of the equations of motion in time domain and finite element sampling in space in LS-DYNA application software package. Eight-node of Solid type and four-node finite elements of Shell type are used for sampling. The problem is solved in the Lagrangian formulation. We used Chang-Chang orthotropic model with possible brittle fracture for composite material. The accuracy of numerical solution is confirmed by the precision of calculation data and experimental results.

Comparative analysis shows that numerical and experimental curves of deformations in several selected points are close to each other. Aluminum and composite plates of different sizes are deformed by the same

dynamic load up to maximum levels of deformations less than 0.2%. Numerical and experimental results show that after impulse loading removal the plates keep on their oscillatory motion with the lowest fundamental frequencies. In the experiments the period of oscillation damping is about 180-200 ms for aluminum plate and about 40-50 ms for composite plate. The three-layer composite plate demonstrates four times higher damping effect compared to aluminum plate. From the above said we can conclude that numerical calculations of dynamic deformation of composite plate based on Chang-Chang orthotropic model allow obtaining acceptable results. Further improvement of modeling quality can be achieved by more detailed description of honeycomb stuff.

Keywords: composite materials, dynamic deformation, finite elements method.

References

1. Obraztsov I.F., Vasil'ev V.V., Bunakov V.A. *Optimal'noe armirovanie obolochek vrashcheniya iz kompozitsionnykh materialov* (Optimum reinforcing of rotational shells made of composite materials), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 144 p.
2. Vanin G.A., Semenyuk N.P., Emel'yanov R.F. *Ustoichivost' obolochek iz armirovannykh materialov* (Stability of shells made of reinforced materials), Kiev, Naukova dumka, 1978, 212 p.
3. Bolotin V.V., Novichkov Yu.N. *Mekhanika mnogosloinykh konstruksii* (Mechanics of multilayered structures), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 375 p.
4. Alfutov N.A., Zinov'ev P.A., Popov B.G. *Raschet mnogosloinykh plastin i obolochek* (Calculation of multilayered plates and shells), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 264 p.
5. Dudchenko A.A. *Prochnost' i proektirovanie elementov aviatsionnykh konstruksii iz kompozitsionnogo materiala* (Durability and design of elements of aviation structures made of composite material), Moscow, MAI, 2007, 200 p.
6. Abrosimov N.A., Bazhenov V.G. *Nelineinye zadachi dinamiki kompozitnykh konstruksii* (Nonlinear problems of dynamics of composite designs), N. Novgorod, NNGU, 2002, 391 p.
7. Abrosimov N.A. *Mekhanika kompozitnykh materialov*, 1999, vol. 35, no. 6, pp. 757-776.
8. Abrosimov N.A., Bazhenov V.G., Elesin A.V. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*, 2000, no. 2, pp. 181-189.
9. Belytschko T., Lin I.J., Tsay C.-S. *Explicit Algorithm for the Nonlinear Dynamics of Shells. - Computer Methods of Applied Mechanics and Engineering*, 42, 1983, pp. 225-251.
10. Vasil'dzu K. *Variatsionnye metody v teorii uprugosti i plastichnosti* (Variation methods in the theory of elasticity and plasticity), Moscow, Mir, 1987, 542 p.
11. Sedov L.I. *Mekhanika splushnoi sredy* (Continuum mechanics), Moscow, Nauka, 1970, vol. 1 - 492 p., vol. 2 - 568 p.
12. Hallquist John O. *LS-DYNA Theory Manual*, Livermore Software Technology Corporation, CA, USA, March 2006, 608 p.
13. *Programmnyi kompleks trekhmernogo modelirovaniya protsessov nestatsionarnogo nelineinogo deformirovaniya LS-DYNA. Versiya 971*. Revision 7600.398. Livermore Software Technology Corporation, Ca, USA, www.lstc.com, 2009.
14. Anan'ev I.V. *Spravochnik po raschetu sobstvennykh kolebaniy uprugikh system* (Reference book on calculation of natural oscillations of elastic systems), Moscow, Gostekhizdat, 1946, 224 p.