

## РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СОТОВЫХ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2014 А.М. Першин

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

В статье рассматривается расчётное исследование статической устойчивости сотовых заполнителей, применяемых в обшивках авиационного двигателя. Применение сотовых конструкций имеет ряд преимуществ по сравнению с аналогичными цельными конструкциями. Для оценки устойчивости конструкции на первом этапе был проведён статический расчёт полногабаритной модели газогенератора и определены максимальные радиальные и осевые перемещения, а также растягивающие и сжимающие напряжения. На следующем этапе была построена модель ячейки периодичности трёхслойной сотовой панели. Использование такой модели при расчёте на устойчивость обусловлено исключением влияния граничных эффектов. Расчёт на потерю устойчивости проводился в нелинейной постановке, так как именно такой метод учитывает начальное отклонение формы и пластические свойства материала. В расчёте устойчивости была поведена оценка влияния материала сотового заполнителя (алюминиевый сплав и стеклопластик) а также варьировался шаг по времени и размеры конечного элемента. Проведён анализ полученных результатов. Исследование поведения сотовых конструкций требует дальнейшего анализа на конструктивно подобных элементах и полногабаритных конструкциях.

*Трёхслойная панель, сотовый заполнитель, ячейка периодичности, нелинейный анализ устойчивости.*

Применение высокопрочных сталей, титана и его сплавов, армированных пластиков и других композиционных материалов на основе сверхпрочных непрерывных волокон или нитевидных кристаллов в тонкостенных подкреплённых конструкциях, работающих в условиях изгиба и сжатия, часто бывает неэффективным. Это объясняется тем, что по условию прочности конструкции из этих материалов должны иметь очень малую толщину. Но при этом резко снижается момент инерции сечения пластины или оболочки, и конструкция, особенно при невысоких модулях упругости материала, имеет низкие критические напряжения потери устойчивости.

Этого недостатка лишены трёхслойные пластины и оболочки. Трёхслойная пластина, или оболочка, состоит из двух относительно тонких внешних слоёв (называемых несущими) из высокопрочных материалов, связанных

слоем заполнителя, толщина которого значительно больше толщины несущих слоёв (рис. 1).

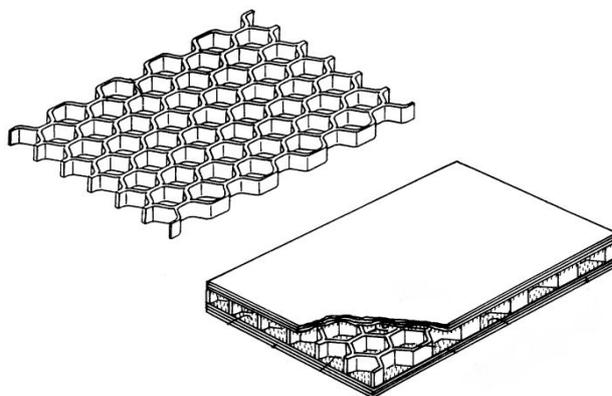


Рис. 1. Общий вид трёхслойной панели

Прочностные характеристики и плотность заполнителя, как правило, значительно ниже, чем несущих слоёв.

При использовании соответствующих материалов несущих слоёв и заполнителя трёхслойные пластины и оболочки могут обладать хорошими вибропоглощающими, звуко и теплоизолиру-

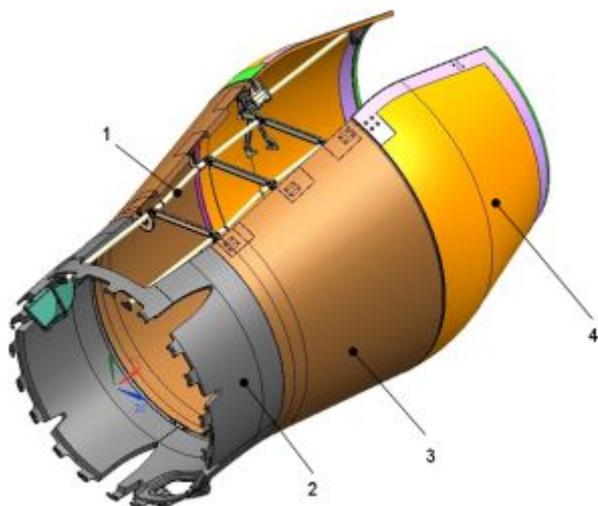


Рис. 2. Обшивка газогенератора: 1 – каркас, 2 – панели переднего ряда, 3 – распашные створки, 4 – сдвижные панели

онными характеристиками, иметь требуемые свето- и радиопрозрачность.

Созданию и применению трёхслойных конструкций предшествовало большое число теоретических и экспериментальных исследований. В результате их выявлены следующие основные преимущества трёхслойных конструкций:

1. Малая масса по сравнению с традиционными типами подкреплённых пластин и оболочек при определённых размерах конструкции и типах материалов. Наибольший выигрыш в массе можно получить при использовании трёхслойных плоских пластин. Массовая эффективность трёхслойных конструкций тем выше, чем больше удельная жёсткость несущих слоев.

2. Экономичность по сравнению с традиционными конструкциями. Однако при использовании некоторых новых высокопрочных композиционных материалов стоимость трёхслойных панелей может быть высокой, несмотря на малую массу.

3. Хорошие теплоизолирующие свойства.

4. Повышенная звукоизолирующая способность.

5. Высокий коэффициент внутреннего поглощения энергии: декремент коле-

баний на один-два порядка выше, чем у подкреплённых конструкций. Долговечность трёхслойных панелей при воздействии переменных нагрузок выше, чем листового материала и сварных однослойных подкреплённых панелей. Предел выносливости повышается при уменьшении жёсткости заполнителя на сдвиг [2].

Панели с сотовым заполнителем применяются в перспективном двигателе для внешней обшивки.

Панель обшивки газогенератора (ГГ) представляет собой трёхслойную-акустическую сэндвич-панель с сотовым заполнителем. В конструкции панелей имеются вырезы под установку агрегатов, расположенных в пространстве под ними.

Обшивка газогенератора (рис.2) состоит из трёх рядов панелей - съёмные панели 2 первого ряда, второй ряд - распашивающиеся створки 3 и третий ряд - сдвижные панели 4.

Передний ряд состоит из четырёх панелей со стыками по стойкам вывода коммуникаций. Панели в передней части крепятся при помощи винтовых быстросъёмных замков к кронштейнам разделительного корпуса, в задней части панели имеют фланец для опоры распашных створок и скрепляются между собой кронштейнами.

Створки обшивки газогенератора для обслуживания двигателя открываются на 90 градусов, обеспечивая тем самым доступ для контроля узлов и деталей компрессора, камеры сгорания, турбины, а также для осмотра трубопроводных коммуникаций.

Задний ряд состоит из двух сдвижных панелей, которые крепятся через каретки к кронштейнам на каркасе двигателя винтовыми быстросъёмными замками и при необходимости осмотра турбины или монтажа двигателя могут быть сдвинуты или полностью сняты с двигателя.

На обшивку ГГ действуют два вида нагрузок: двигательные нагрузки, являющиеся результатом работы самого двигателя (газодинамическое давление и тем-

пература), и самолётные нагрузки, возникающие от перегрузок при эволюции летательного аппарата (инерционные силы). Условия эксплуатации панелей: рабочая среда – воздух, температура для переднего ряда панелей – от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+200^{\circ}\text{C}$ , для второго и третьего рядов панелей – от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+250^{\circ}\text{C}$ . Для расчёта принята максимальная температура по панелям  $250^{\circ}\text{C}$  [1].

Помимо этого, также учитывались перегрузки, действующие на обшивку ГТ в результате эволюций самолёта. Выбраны случаи при действии максимальных и минимальных эксплуатационных перегрузок, действующих в центре тяжести двигателя.

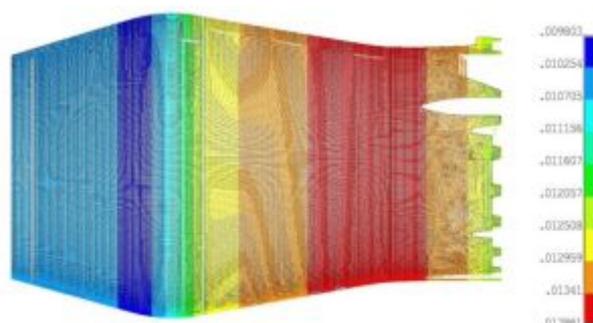


Рис. 3. Распределение внешнего давления на обшивку

В расчёте были приняты следующие граничные условия:

- с наружной стороны кронштейны переднего фланца передних панелей закреплены во всех направлениях, что соответствует креплению к разделительному корпусу;

- по местам болтовых соединений задана совместность перемещений узлов, и для учёта взаимодействия деталей задан контакт типа standard: по местам крепления к панелям кронштейнов переднего фланца, кронштейнов, скрепляющих панели переднего ряда, кронштейнов крепления к раме, кронштейнов замков створок;

- в каркасе крепления панелей газогенератора болтовые, шарнирные соединения и элементы скольжения смоделированы с помощью задания совместности

перемещений по соответствующим направлениям;

- по местам крепления тяг каркаса к переходному каналу и местам крепления к задней опоре (сзади) и разделительному корпусу (спереди) задан запрет перемещения по всем направлениям;

- по наружной обшивке панелей задано распределённое давление (рис. 3);

- по внутренней обшивке задано постоянное давление, равное  $0,0112 \text{ кгс/мм}^2$ .

Материал обшивок – углепластик БМИ-3/3692, полученный автоклавным формованием препрега на основе углеродной ткани (фирмы «PorcerInd.»), пропитанной бисмалеимидным связующим БМИ-3.

Свойства углепластика характеризуются девятью независимыми упругими постоянными:  $E_x$ ,  $E_y$ ,  $E_z$ ,  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$ ,  $G_{xz}$ ,  $\nu_{xy}$ ,  $\nu_{xz}$ ,  $\nu_{yz}$ , где  $x$ ,  $y$ ,  $z$  – оси системы координат слоя,  $x$  – направление основы,  $y$  – направление утка, ось  $z$  перпендикулярна плоскости слоя.

Сотовый наполнитель изготовлен из стеклопластика ВПС-33.

Каркас крепления панелей изготовлен из титанового сплава ОТ4, поперечные балки и кронштейны – из ВТ5Л.

Для каждой панели была смоделирована соответствующая схема армирования. При расчёте панелей сотовый наполнитель моделировался не в явном виде, а с помощью объёмного тела с эффективными характеристиками. При расчёте учитывалось одновременное действие давления (рис. 4), температуры ( $250^{\circ}\text{C}$ ) и инерционных нагрузок.

Максимальные радиальные перемещения для панелей составляют  $11,95 \text{ мм}$  и наблюдаются в месте стыка задних панелей. Максимальные вертикальные перемещения для каркаса –  $4,91 \text{ мм}$  в зоне задней поперечной балки. Максимальные осевые перемещения для панелей составляют  $5,62 \text{ мм}$  и наблюдаются на створках, для каркаса –  $4,64 \text{ мм}$  в зоне установки кронштейнов крепления створок.

Максимальные растягивающие напряжения в панелях в направлении утка составляют  $46,15 \text{ кгс/мм}^2$ , в направлении основы –  $44,05 \text{ кгс/мм}^2$ , максимальные сжимающие напряжения составляют в направлении утка –  $28,65 \text{ кгс/мм}^2$ , в направлении основы –  $57,52 \text{ кгс/мм}^2$ .

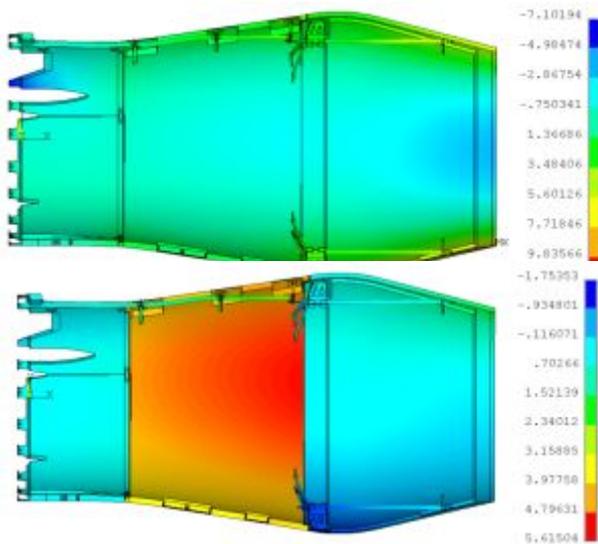


Рис. 4. Радиальные и осевые перемещения панелей, мм

Наиболее нагруженными элементами каркаса являются поперечные балки, максимальные напряжения составляют  $69 \text{ кгс/мм}^2$ .

По результатам расчёта напряжённо-деформированного состояния обшивок ГГ была выбрана зона с максимальными перемещениями. Для этой зоны был проведён анализ на потерю устойчивости. Существуют типовые схемы потери устойчивости (рис. 5).

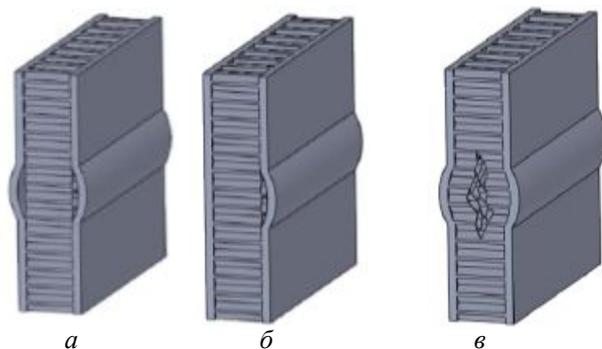


Рис. 5. Типовые повреждения панелей: а-б – местная потеря устойчивости в – разрушение сотового заполнителя

Потерю устойчивости на полногабаритной модели оценить не могли, так как сотовый наполнитель моделировался через эффективные характеристики и представлял собой сплошной объём.

Расчёт на потерю устойчивости полногабаритной модели ГГ методом конечных элементов (КЭМ) в твёрдотельной постановке достаточно трудоёмок, что связано с рядом причин. Первая – это сложная геометрическая модель, вторая заключается в самом твёрдотельном методе. При моделировании твёрдотельным методом у ряда элементов один размер будет меньше двух других, что негативно влияет на полученные результаты. А особенностью оболочечной конструкции является меньшая зависимость результатов от разницы в размерах элементов.

В первом приближении реальная конструкция панели обшивки была заменена на ячейку периодичности (рис. 7). С помощью базового функционала инженерного пакета ANSYS были заданы соответствующие граничные условия.

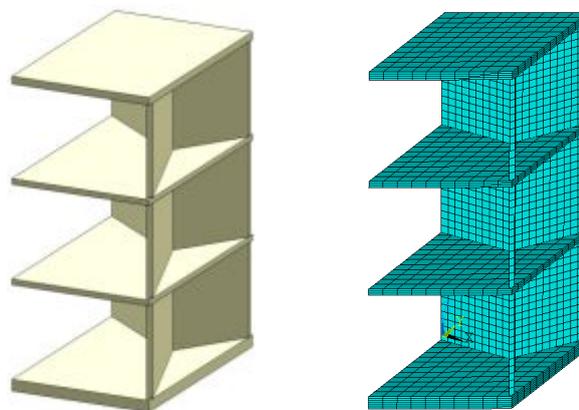


Рис. 7. Геометрическая и КЭМ ячейки периодичности

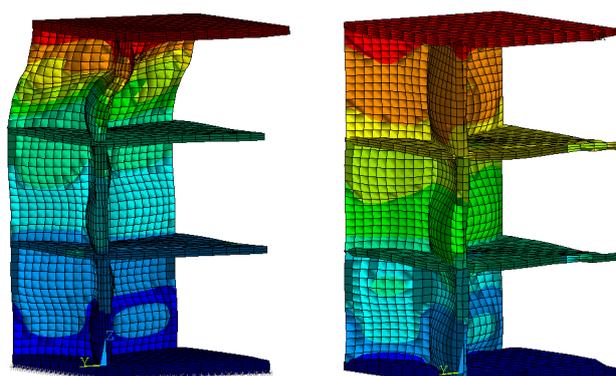
В программном комплексе ANSYS для решения задач устойчивости существует два метода определения критических нагрузок, при воздействии которых конструкция становится нестабильной: линейный и нелинейный.

Линейный анализ устойчивости, основанный на вычислении собственных значений, предсказывает значение критических нагрузок для идеальных линейных моделей. Однако наличие погрешностей формы и нелинейностей препятствует для

большинства реальных конструкций осуществлению теоретической потери устойчивости.

Нелинейный анализ устойчивости обеспечивает более точное решение и поэтому может быть рекомендован при проектировании и исследовании элементов конструкции. Использование нелинейного расчёта устойчивости позволяет включать в модель такие особенности, как начальное отклонение формы, пластические свойства материала и т.д.

Основной подход при нелинейном анализе устойчивости состоит в выполнении статического нелинейного анализа с последовательно возрастающей нагрузкой. При этом фиксируется критическая нагрузка, при которой конструкция теряет устойчивость.



ВПС - 33 АМГ - 2  
Рис. 8. Суммарные перемещения

В ходе расчёта на потерю устойчивости был проведён анализ поведения конструкции от материала сотового заполнителя. В реальных конструкциях обшивок композитный сотовый заполнитель заменяют на аналогичный по геометрическим параметрам наполнитель из алюминиевого сплава АМГ-2. Помимо влияния материала сотового заполнителя варьировались шаг по времени и размеры КЭ.

Варьирование шага применялось для того, чтобы не пропустить момент потери

устойчивости. Размер КЭ применялся только для сотового заполнителя. В данной постановке клеевое соединение в явном виде не моделировалось.

На рис. 8 показаны суммарные перемещения ячейки периодичности для ВПС-33 и АМГ-2. В момент потери устойчивости максимальное перемещение для ВПС-33 составило 4,46 мм, а для АМГ-2 - 4.53 мм. Потеря устойчивости для ВПС-33 произошла в сотовом наполнителе, а для АМГ-2 - в углеродных прослойках. Это связано с жёсткостью АМГ-2 по сравнению с ВПС-33. На рис. 9 представлен график зависимости перемещения от шага по времени. Из графиков видно, что потеря устойчивости произошла одновременно для всех трёх направлений.

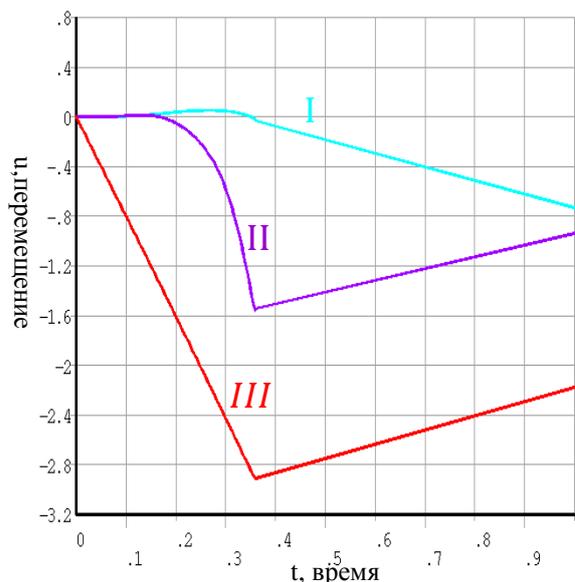


Рис. 9. График перемещения от времени для ВПС -33 (I – перемещения по оси x, II – перемещения вдоль оси y, III – перемещения вдоль оси z)

Исследование поведения сотовых конструкций требует дальнейшего анализа на конструктивно подобных элементах и полногабаритных конструкциях.

### Библиографический список

1. Двигатель ПД-14. Расчёт НДС обшивки газогенератора. Технический отчёт № 54895. ОАО «Авиадвигатель», 2013.
2. Military Standardization Handbook, Composite Materials Handbook. V. 3. Polymer Matrix Composites, Guidelines for

Characterization of Structural Materials, Department of Defense Handbook, USA, MIL-HDBK-17-1F, June 2002. 266 p.

### **Информация об авторе**

**Першин Андрей Михайлович**, инженер, ОАО "Авиадвигатель", г. Пермь. E-mail: [pershin@avid.ru](mailto:pershin@avid.ru). Область научных интересов: прочность композиционных материалов.

## **NUMERICAL RESEARCH OF THE STATIC STABILITY OF HONEYCOMB COMPOSITE MATERIALS**

© 2014 A.M. Pershin

Open Joint Stock Company "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

The article presents a numerical research of static stability of honeycomb-filled sandwich panels used in jet engine casing. The application of honeycomb-filled panels in aircraft manufacture has a number of advantages over one-piece constructions. For the assessment of the stability of the whole structure the static-state analysis of a full-scale model was performed at the initial stage of the research and the radial and axial displacements as well as tensile and compressive stresses were evaluated. A model of the periodic cell of a honeycomb sandwich panel was developed at the next stage. The use of such a model in the stability analysis is justified by the absence of boundary effects. To account for the initial shape deformation and the plastic material behavior a non-linear boundary-value problem was incorporated in the analysis. The influence of the honeycomb material (aluminum alloy and fiberglass), the time step, and the finite element size on the stability parameter was evaluated. The analysis of the results obtained was carried out, graphs were constructed. Further research of the honeycomb sandwich panel behavior demands more in-depth analysis of structurally similar elements and full-scale structures.

*Sandwich panel, honey comb core, periodic cell, non-linear stability analysis.*

### **References**

1. Engine PE-14. Calculation of the stress-strain state of the gas generator casing. Technical report № 54895. Open Joint Stock Company "Aviadvigatel", 2013. (In Russ.)
2. Military Standardization Handbook, Composite Materials Handbook. Volume 3, Polymer Matrix Composites, Guidelines for Characterization of Structural Materials, Department of Defense Handbook, USA, MIL-HDBK-17-1F, June 2002. 266 p.

### **About the author**

**Pershin Andrey Mikhailovich**, engineer, Open Joint Stock Company "Aviadvigatel", Perm. E-mail: [pershin@avid.ru](mailto:pershin@avid.ru). Area of Research: strength of composite materials.