

2. Павлов, В.Ф. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям / В.Ф. Павлов, В.А. Кирпичёв, В.С. Вакулюк. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

3. Павлов, В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали / В.Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.

4. Павлов, В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение II. Полые детали / В.Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №12. – С. 37-40.

5. Денискина, Е.А. Статистический анализ данных / Е.А. Денискина, П.Э. Коломиец. – Самара: Издательство СГАУ, 2005. – 64 с.

УДК 539.3

*С.А. Анисимов, В.П. Сазанов, В.Ф. Павлов, А.С. Бахарев,
С.В. Евтушенко*

УЧЁТ НАЧАЛЬНЫХ НЕСОВЕРШЕНСТВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ УСТОЙЧИВОСТИ ВАФЕЛЬНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК В НЕЛИНЕЙНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Введение. Вафельные цилиндрические оболочки, изготовленные из алюминиевых сплавов, являются ключевыми конструктивными элементами в ракетно-космической технике, широко применяясь в качестве отсеков ракет-носителей и разгонных блоков. В условиях эксплуатации данные оболочки подвергаются значительным осевым сжимающим нагрузкам, что выдвигает на первый план задачу обеспечения их устойчивости. Оптимизация конструкции, включая подбор толщины обшивки и геометрических параметров рёбер жёсткости, позволяет достичь требуемой несущей способности при соблюдении жёстких массогабаритных ограничений [1]. Ключевым этапом такого проектирования является расчёт критического значения осевой сжимающей нагрузки, соответствующего моменту потери устойчивости оболочки.

Критическая нагрузка существенно зависит от технологических отклонений (начальных несовершенств) формы цилиндрической поверхности, возникающих на этапах гибки, сварки нагартованных плит и механической обработки вафельного фона. Для учёта этих несовершенств в инженерной практике применяются различные методики, обладающие разной степенью точности и обоснованности. Эмпирико-статистический метод (ЭСМ) [1], основанный на обобщении устаревших экспериментальных данных, использует коэффициент, снижающий критическую нагрузку более чем в два раза, что зачастую приводит к неоправданному переутяжелению конструкции. В рамках линейной бифуркационной постановки, реализуемой методом конечных элементов (МКЭ) или моделью конструктивно-ортотропной оболочки (МКОО) [2, 3], критическая нагрузка определяется с помощью понижающего коэффициента k , значение которого выбирается на основе эмпирических данных. Значительный разброс экспериментальных данных по коэффициенту k вынуждает проектировщиков ориентироваться на его нижнюю границу, что не отражает возможностей современных производственных технологий.

Целью настоящего исследования является решение задачи устойчивости при осевом сжатии вафельной цилиндрической оболочки с учётом начальных несовершенств методом конечных элементов в геометрически нелинейной постановке. Для описания несовершенств используется аппроксимирующая функция, параметры которой идентифицированы по результатам метрологических измерений реального образца. Ключевыми задачами являются: верификация разработанной конечно-элементной модели на основе натурного эксперимента, сравнительный анализ с результатами, полученными методами МКОО и ЭСМ, и оценка адекватности применяемых упрощённых методик.

Методология. В качестве объекта исследования рассмотрена вафельная цилиндрическая оболочка, изготовленная в соответствии с современными технологическими стандартами. Номинальные геометрические характеристики оболочки: радиус $R = 1219$ мм, длина $L = 1981$ мм, толщина оболочки $h = 2,54$ мм, толщина рёбер $a = 2,54$ мм, высота рёбер $b = 7,62$ мм, расстояние между рёбрами $l = 101,6$ мм. Материал оболочки – алюминиевый сплав с модулем Юнга $E = 75,8$ ГПа и коэффициентом Пуассона $\mu = 0,33$. Экспериментальное значение критической нагрузки для данной оболочки, полученное в ходе испытаний на осевое сжатие, составило $Q_{кр} = 3065$ кН [4].

Оболочка была составлена из трёх цилиндрических сегментов, соединённых друг с другом в продольном направлении посредством сварки трением с перемешиванием. После изготовления были проведены замеры для оценки реальных отклонений её геометрических характеристик от номинальных значений. Измеренные отклонения формы были аппроксимированы функцией вида, предложенной в [5]:

$$F(z, \theta) = -A \cdot \sin\left(\frac{z}{L}\right) \cdot \left[\frac{2}{3} \cos(3\theta) + \frac{4}{15} \cos(6\theta) + \frac{1}{15} \cos(9\theta)\right],$$

где z – осевая координата точки внешней поверхности оболочки, θ – её угловая координата, A – амплитуда несовершенства, L – длина оболочки.

С использованием специально разработанной программы узловые координаты изначально построенной конечно-элементной модели с номинальными размерами корректировались в соответствии с функцией $F(z, \theta)$ для учёта начальных несовершенств (рис. 1). На основе полученной модели был проведён нелинейный анализ устойчивости в постановке, учитывающей большой прогиб и геометрическую нелинейность.

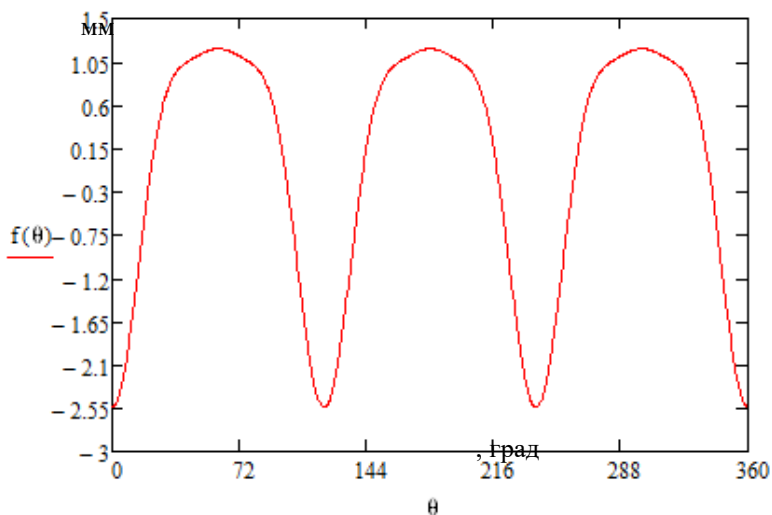


Рис. 1. Распределение начального несовершенства формы, заданного функцией $F(z, \theta)$, в центральном сечении оболочки

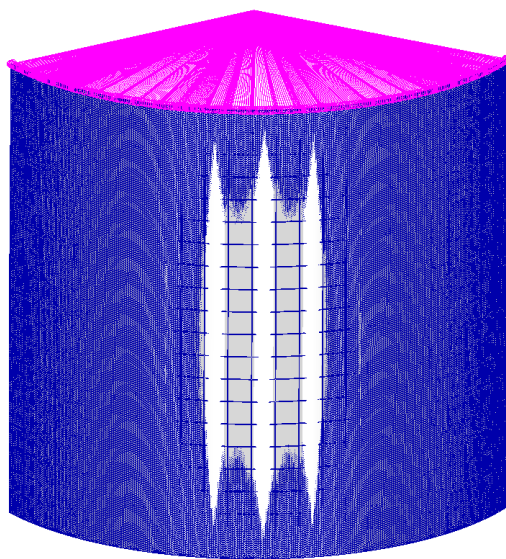


Рис. 2. Конечно-элементная модель сегмента оболочки
с учётом начальных несовершенств

Результаты и обсуждение. В результате проведённого геометрически нелинейного расчёта получена величина критической нагрузки $Q_{кр} = 2976,3$ кН. Анализ эквивалентных напряжений показал, что потеря устойчивости происходит в упругой стадии деформирования. Сравнение результатов расчёта различными методами с экспериментальными данными [4] представлено в табл. 1. Полученная в расчёте форма потери устойчивости сегмента оболочки показана на рис. 3.

Табл. 1. Сравнение критических нагрузок, полученных различными методами

Метод	Критическая нагрузка $Q_{кр}$, кН	Отклонение от эксперимента, %
Эксперимент [4]	3065	—
МКЭ (нелинейная постановка)	2976,3	-2,9
МКОО ($k = 1$)	2927	-4,5
ЭСМ [1]	1900,8	-38

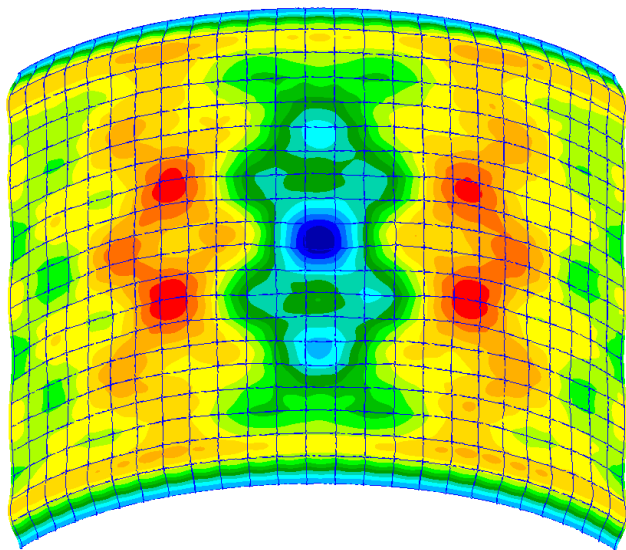


Рис. 3. Рассчитанная форма потери устойчивости сегмента оболочки

Как видно из табл. 1, нелинейный анализ методом конечных элементов с прямым учётом измеренных начальных несовершенств показывает наилучшее соответствие экспериментальным данным, с отклонением менее 3%. Это свидетельствует о высокой адекватности разработанной модели и корректности выбранной аппроксимирующей функции для задания начальных отклонений.

Эмпирико-статистический метод приводит к чрезмерно заниженному, нереалистичному результату (отклонение -38%), что подтверждает его устарелость и неспособность отразить качество современных производственных процессов.

Заключение. Проведённое исследование демонстрирует эффективность применения нелинейного МКЭ-подхода с прямым учётом начальных несовершенств, заданных аппроксимирующей функцией, для точного прогнозирования критических нагрузок вафельных цилиндрических оболочек. Данный метод позволяет избежать излишнего консерватизма, присущего эмпирическим методам.

Отдельно следует отметить анализ результата, полученного методом МКОО. Расхождение в -4,5% между МКОО (где $k = 1$) и эксперимен-

том является незначительным, несмотря на то, что модель конструктивно-ортотропной оболочки, во-первых, не учитывает начальные несовершенства, а во-вторых, основана на гипотезах, идеализирующих работу подкреплённой оболочки. Данное расхождение является существенно меньшим, чем у ЭСМ. Полученные результаты свидетельствуют о том, что для оболочек, изготовленных по современной технологии, значение коэффициента k может быть принято близким к 0,95, а не к 0,3-0,5, как это часто предполагается. Это открывает значительные возможности для оптимизации и снижения массы перспективных конструкций ракетно-космической техники без ущерба для их надёжности.

Список использованных источников

1. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1976. – 408 с.
2. Анисимов С.А. Численный анализ устойчивости при осевом сжатии вафельных цилиндрических оболочек из алюминиевых сплавов // Труды МАИ. – 2024. – № 134.
3. Анисимов С.А., Сухомлинов Л.Г., Токарев А.Е. Прогноз критических нагрузок сжимаемых в осевом направлении вафельных цилиндрических оболочек в сопоставлении с экспериментальными данными // Космонавтика и ракетостроение. – 2024. – № 1(134). – С. 58-67.
4. Hilburger M.W., Waters W.A.J., Haynie W.T. Buckling Test Results from the 8-Foot-Diameter Orthogrid-Stiffened Cylinder Test Article TA01 [Test Dates: 19-21 November 2008] // NASA/TP-2015-218785. – 2015.
5. Hilburger M.W., Lovejoy A.E., Thornburgh R.P., Rankin C. Design and analysis of subscale and full-scale buckling-critical cylinders for launch vehicle technology development // AIAA Paper 2012-1865. – 2012.

УДК 629.735

В.М. Бузин, П.А. Селищев, А.С. Злобин, С.А. Колычев

РАСЧЁТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРА ФРАГМЕНТА ПРИ РАЗРУШЕНИИ ЛОПАТКИ МОНОКОЛЕСА

Введение. Используемые в авиационной промышленности подходы к решению задач локализации повреждений вследствие разрушения ло-