

Расчетно-экспериментальный анализ двух типов структур из углепластика для крупногабаритных ракетно-космических конструкций

© А.А. Смердов¹, Л.П. Таирова¹, К.П. Баслык¹,
А.В. Артемьев², В.А. Нелюб¹, А.С. Бородулин¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² МАИ (Национальный технический университет), Москва, 125993, Россия

Проведено экспериментально-расчетное моделирование термосилового нагружения крупногабаритного обтекателя ракеты-носителя на фрагментах конструкции. Исследованы два типа структур, изготавливаемых с помощью различных технологических процессов: трехслойная структура с многослойными углепластиковыми обшивками и сотовым наполнителем и многостеночная структура из углепластика. Для обеих структур проведен расчетный анализ несущей способности крупногабаритных силовых оболочек обтекателей, а также температурных полей, возникающих в элементах конструкции при изменяющихся во времени термических нагрузках, для имитации циклограммы полета ракеты после старта. На специальном экспериментальном стенде проведено подтверждение несущей способности фрагментов трехслойной и многостеночной панелей при одновременном силовом и термическом нагружении по заданной программе. По результатам исследования сформулированы выводы о возможности применения каждого типа структур в ракетно-космической технике.

Ключевые слова: экспериментальное моделирование, расчетно-экспериментальный анализ, отсеки ракет, обтекатели ракет, многостеночная оболочка, трехслойная оболочка, углепластик, прочность, нагрев.

Крупногабаритные оболочки отсеков и обтекателей ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) сегодня изготавливают преимущественно из углепластиков. При этом используют несколько конструктивных схем, отличающихся как особенностями силового нагружения, так и технологиями изготовления.

Чаще всего в настоящее время применяют трехслойные оболочки с многослойными композитными обшивками и легким (сотовым) наполнителем. Так, на рис. 1 показаны трехслойные панели обтекателя, изготовленные в ОАО «ОНПП «Технология» для РН «Протон» разработки ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Такие конструкции обеспечивают высокую массовую эффективность для крупногабаритных относительно слабо нагруженных конструкций [1–3]. Преимущественно их изготавливают выкладкой слоев углепластика и сотоблоков на оправку с последующим автоклавным формованием. В результате получается структура высокого качества, однако процесс производства весьма сложен, требует уникального дорогого оборудования и характеризуется высокой энергоемкостью.



Рис. 1. Трехслойные углепластиковые панели обтекателя РН «Протон», изготовленные в ОАО «ОНПП «Технология»

Одной из возможных альтернатив трехслойным силовым оболочкам крупногабаритных ракетно-космических конструкций являются так называемые многостеночные структуры. Как и трехслойные, они содержат две многослойные несущие обшивки из углепластика, разнесенные на значительное расстояние для обеспечения требуемой в подобных конструкциях высокой изгибной жесткости. Однако пространство между обшивками заполнено не сотами, а набором тонких стенок из

многослойного углепластика, образующих призматические полости. Типичный вид многостеночной углепластиковой структуры приведен на рис. 2. Для изготовления таких структур можно применять технологии инфузии или инъекции, обеспечивающие высокую производительность труда при сравнительно небольших энергозатратах.

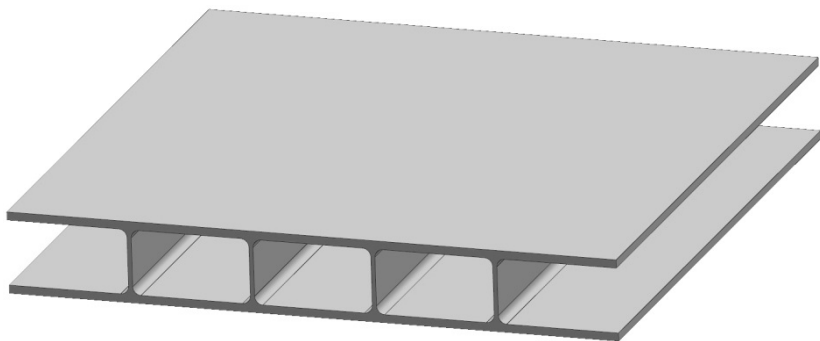


Рис. 2. Многостеночная углепластиковая структура

Вместе с тем опыт использования многостеночных структур в крупногабаритных ракетно-космических конструкциях практически отсутствует и необходимы доказательства того, что они способны отвечать высоким требованиям, предъявляемым к несущим оболочкам отсеков и обтекателей РН и РБ. Такие доказательства должны включать как результаты расчетного анализа, так и непосредственное экспериментальное подтверждение несущей способности структур в ходе испытаний образцов и фрагментов оболочечных конструкций.

Структуры обшивок и стенок в многостеночной панели или оболочке могут быть различными. Кроме того, дополнительные возможности повышения несущей способности такой конструкции связаны с размещением в зоне стыка обшивок и стенок однонаправленных углепластиковых элементов, обладающих высокой жесткостью и прочностью. Такие элементы могут быть отформованы заранее.

Многостеночная структура как объект оптимального проектирования обладает рядом существенных особенностей. Число варьируемых параметров такой структуры достаточно велико, поскольку к ним могут относиться не только структурные параметры обшивок и высота стенок (аналогично варьируемым параметрам трехслойных структур), но и структурные параметры самих стенок, а также, возможно, параметры углепластиковых вставок в зонах стыка обшивок и стенок. Это приводит к резкому усложнению задачи поиска оптимальной структуры, поскольку значительно возрастает размерность пространства поиска.

Кроме того, механизмы исчерпания несущей способности крупногабаритных многостеночных оболочек могут отличаться от соответствующих механизмов трехслойных оболочек. Так, при анализе общей устойчивости оболочки необходимо учесть, что в отличие от сотового

заполнителя заполнитель в виде стенок не может обеспечить сколь угодно заметный модуль сдвига многостеночной структуры в плоскости, перпендикулярной плоскости стенок. При этом средний модуль сдвига в плоскости стенок имеет достаточно большое значение. При анализе прочности необходимо учитывать возможность разрушения не только обшивок, но и стенок, и (особо) углепластиковых вставок. В силу высокой жесткости последних напряжения в них оказываются значительно больше средних по структуре, что может привести к их преждевременному разрушению.

Однако наибольшие отличия наблюдаются при анализе местной устойчивости трехслойной и многостеночной структур. Здесь имеют место качественно различные механизмы исчерпания несущей способности. Если местная потеря устойчивости трехслойной структуры означает потерю устойчивости каждой из тонких обшивок с деформированием находящегося между ними заполнителя [4], то аналогичный термин для многостеночной структуры имеет смысл потери устойчивости удлинённых пластинок, сжатых вдоль длинных сторон [5]. При этом в роли таких пластинок могут выступать как части обшивок, расположенные между стенками, так и сами стенки (в общем случае условия потери устойчивости этих объектов различны).

Некоторые результаты расчетного анализа двух рассматриваемых структур приведены на рис. 3. Расчеты проводили для крупногабаритной цилиндрической оболочки приборного отсека третьей ступени РН «Протон», имеющей радиус 2,05 м и длину 1,376 м. Нагрузка — осевое сжатие; материал обшивок — углепластик на основе ленты ЛУ-П и связующего ЭНФБ для трехслойных оболочек и инъекционного связующего типа Т-02 — для многостеночной оболочки (разработка МГУ им. М.В. Ломоносова «ИНУМиТ», отечественный аналог EP-2400 «PRISM»); сотовый заполнитель в трехслойной оболочке — алюминиевая фольга АМг-2Н 2,5/0,03.

Графики показывают зависимость несущей способности (предельная нагрузка $P_{\text{пред}}$ осевого сжатия) от структуры армирования обшивок. Параметры обеих структур выбраны такими, чтобы их масса была примерно одинаковой (поверхностная плотность около $4,5 \text{ кг/м}^3$); толщина заполнителя (высота стенок) 34 мм; толщина обшивок и стенок многостеночной конструкции 1 мм каждая; толщина обшивок трехслойной конструкции 0,72 мм.

Расчетные методики изложены в работах [6, 7]. При расчете общей устойчивости используют кинематические гипотезы «ломаной линии», прочность рассчитывают по первому разрушению многослойного материала. Критические напряжения местной потери устойчивости для многостеночной конструкции определяют по формуле [6]

$$\sigma_{\text{кр}} = 2 \left(\sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} + \frac{D_{xy} + 2D_{ss}}{D_{xx}} \right) \frac{\pi^2 D_{xx}}{h^2 \delta},$$

где D_{xx} , D_{xy} , D_{yy} , D_{ss} — изгибные жесткости стенки; h , δ — высота и толщина стенки (структуры обшивок и стенок считают одинаковыми и симметричными относительно своей срединной поверхности; шаг расположения стенок равен их высоте).

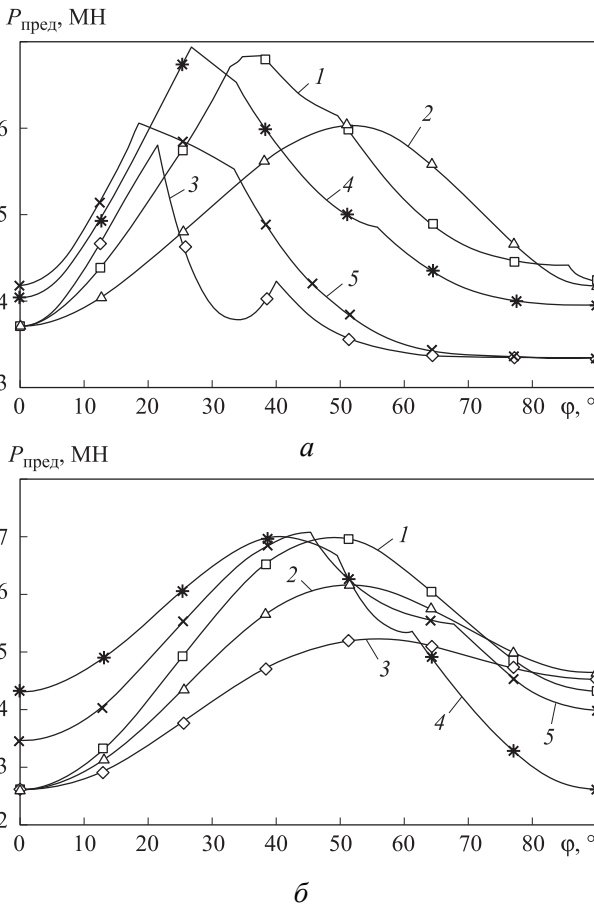


Рис. 3. Зависимость несущей способности оболочки от угла ориентации перекрестно армированных слоев:

а — трехслойная структура с обшивками: 1 — $[0_4/\pm\varphi_2]$; 2 — $[0_6/\pm\varphi_1]$; 3 — $[0_2/\pm\varphi_3]$; 4 — $[0_3/90^\circ_1/\pm\varphi_2]$; 5 — $[0_2/90^\circ_2/\pm\varphi_2]$; *б* — многослойная структура с обшивками: 1 — $[0_3/\pm\varphi_4]$; 2 — $[0_5/\pm\varphi_3]$; 3 — $[0_7/\pm\varphi_2]$; 4 — $[0_5/90^\circ_2/\pm\varphi_2]$; 5 — $[0_3/90^\circ_2/\pm\varphi_3]$

Для проведения расчетов использовали программу TRELА-2, разработанную в институте композитных технологий. Для расчета многослойных оболочек программу специально модернизировали.

Анализ представленных графиков показывает, что как для трехслойной, так и для многослойной оболочек несущая способность может изменяться в широких пределах в зависимости от структуры армирования обшивок. При этом на первый план могут выходить различные механизмы исчерпания несущей способности конструкций (переходом с одного механизма на другой объясняются изломы на представленных кривых).

Особенность экспериментального моделирования заключается в том, что необходимо подтвердить несущую способность конструкции при действии на нее не только силовых, но и термических нагрузок, причем изменяющихся во времени, имитируя циклограмму полета ракеты после старта [8].

Таким образом, для корректного моделирования необходимы не только прочностные, но и тепловые расчеты. Такие расчеты были проведены с использованием специально доработанной программы, реализующей метод конечных элементов для решения нестационарной задачи теплопроводности путем интегрирования матричного уравнения

$$C \frac{\partial T}{\partial \tau} + \Lambda T + Q = 0,$$

где C — глобальная матрица теплоемкости; T — глобальный вектор узловых температур; τ — время; Λ — глобальная матрица теплопроводности; Q — глобальный вектор приведенных узловых потоков, исходящих из узлов тела.

На начальном этапе интегрирования применяли условно устойчивую явную разностную схему, описываемую уравнением вида [9]

$$T_k = T_{k-1} + C_{k-1}^{-1}(Q_{k-1} - \Lambda_{k-1} T_{k-1})\Delta\tau_1, \quad (1)$$

что эквивалентно решению на каждом шаге интегрирования системы линейных алгебраических уравнений

$$C_{k-1} T_k = C_{k-1} T_{k-1} + (Q_{k-1} - \Lambda_{k-1} T_{k-1})\Delta\tau_1 \quad (2)$$

относительно вектора T_k с заданными граничными условиями первого рода. Индекс k в формулах (1) и (2) соответствует значениям компонент матриц и векторов в момент времени t_k . Шаг интегрирования по времени $\Delta\tau_1 = t_k - t_{k-1}$ вычисляли из условия устойчивости разностной схемы (1) в соответствии с работой [10]. Для ускорения процесса интегрирования после выполнения нескольких итераций в соответствии с формулой (2) осуществляли переход к безусловно устойчивой разностной схеме вида

$$T_k = \left(\frac{3}{2\Delta\tau_2} C_{k-1} + \Lambda_{k-1} \right)^{-1} \left[\frac{3}{2\Delta\tau_2} C_{k-1} T_{k-2} - \Lambda_{k-1} (T_{k-1} - T_{k-2}) + 3Q_{k-1} \right],$$

для которой шаг интегрирования $\Delta\tau_2$ увеличивали по сравнению с $\Delta\tau_1$ в n_1 раз. Число n_1 может быть выбрано из условия общего минимального числа итераций при последовательном применении двух- и трехслойной схем интегрирования.

При построении применяемого здесь треугольного трехузлового теплопроводящего конечного элемента для случая анизотропных ма-

териалов использовали условие стационарности функционала в виде [10]

$$\begin{aligned} \Theta = \frac{1}{2} \iint_S \left(k_{xx} \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 + k_{yy} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)^2 + 2k_{xy} \frac{\partial T}{\partial x} \frac{\partial T}{\partial y} + 2c_m \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} T \right) dS + \\ + \int_{\Gamma_3} \frac{1}{2} \alpha (T - T_\infty)^2 d\Gamma + \mathbf{T}^T \mathbf{t}_Q, \end{aligned}$$

где S — площадь поверхности каждого элемента; k_{xx} , k_{xy} , k_{yy} — компоненты тензора теплопроводности; T — температура; c_m — удельная теплоемкость; ρ — плотность; α — коэффициент теплоотдачи; Γ_3 — граница конечного элемента, на которой задан конвективный теплообмен; T_∞ — температура окружающей среды; \mathbf{T} — вектор узловых температур; \mathbf{t}_Q — вектор узловых потоков, втекающих в узлы конечных элементов;

Расчетные схемы и результаты решения нестационарной задачи теплопроводности для образцов трехслойной и многослойной панелей представлены на рис. 4. Графики изменения температуры во времени сняты в различных точках конструкции. Точка l для обоих образцов находится на нагреваемой поверхности; изменение ее температуры соответствует характеру и температуре нагрева по поверхности. Анализ кривых показывает, что в многослойной панели происходит существенно большее снижение температуры конструкции, чем в трехслойной.

Для экспериментального моделирования и подтверждения несущей способности были изготовлены специальные образцы, представляющие собой фрагменты трехслойной и многослойной панелей.

Технология изготовления трехслойных панелей сегодня хорошо отработана, а для усовершенствования технологии изготовления многослойной панели было проведено дополнительное исследование. Оптимизацию параметров технологического процесса изготовления панелей методом совместной вакуумной пропитки и формования (инфузией) проводились для достижения максимально реализуемых термоупругих характеристик композиционного материала. При отработке параметров техпроцесса и конструкции технологической оснастки минимизировали геометрические отклонения (коробление) при изготовлении панелей, что обеспечивало максимальный уровень размерной стабильности (снижение остаточных напряжений после термообработки) и снижения вероятности появления брака при вакуумной пропитке пакета армирующего материала. При этом отработывали режимы температуры и давления при пропитке, а также требования к технологической оснастке.

Стадии изготовления многослойной панели приведены на рис. 5, фотографии изготовленных трехслойного образца и многослойной панели — на рис. 6.

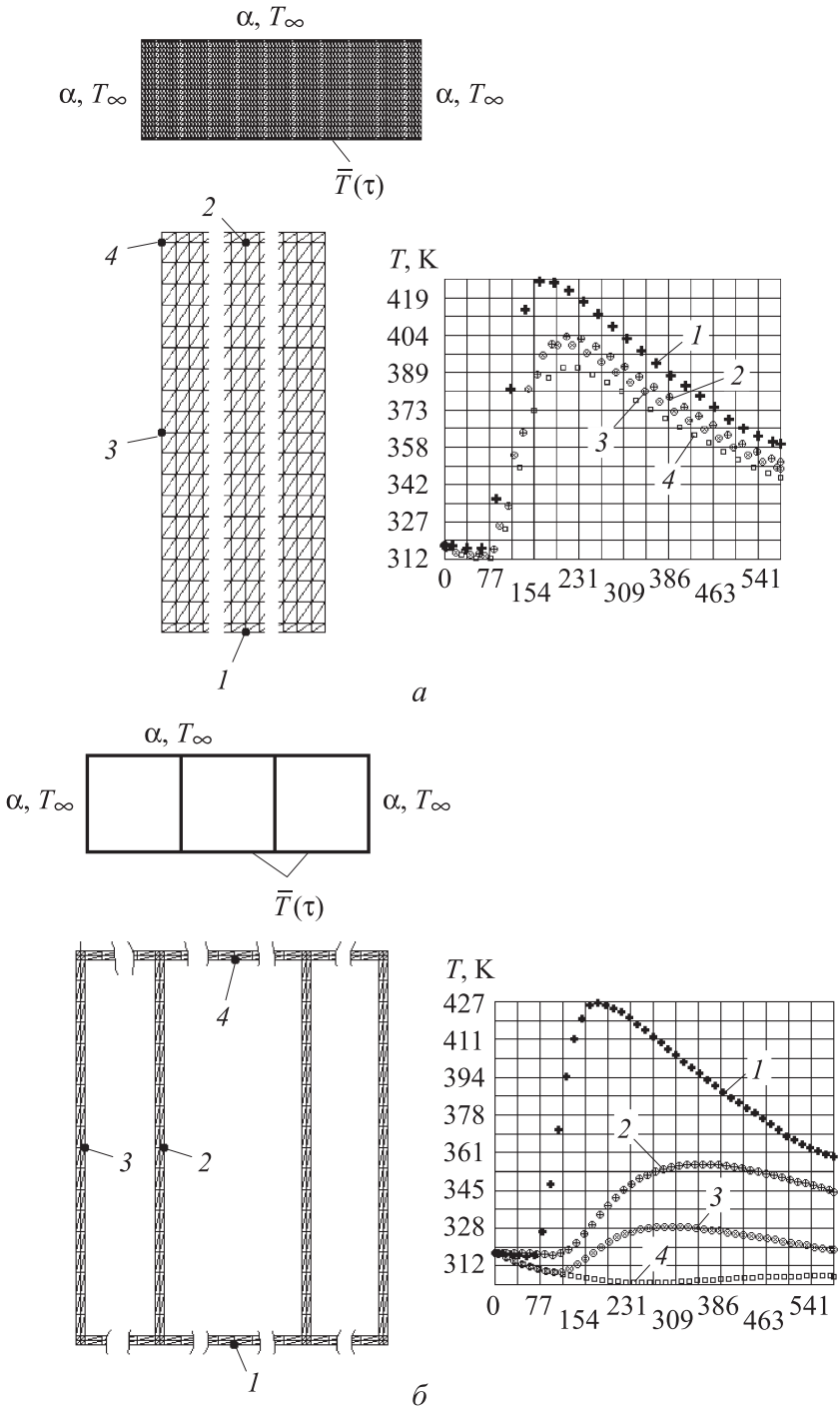
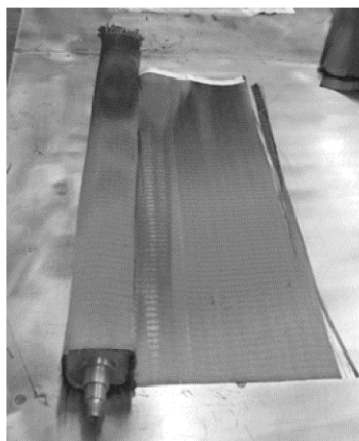


Рис. 4. Расчетные схемы и результаты расчетов температурных полей во фрагментах трехслойной (а) и многослойной (б) панелей



а



б



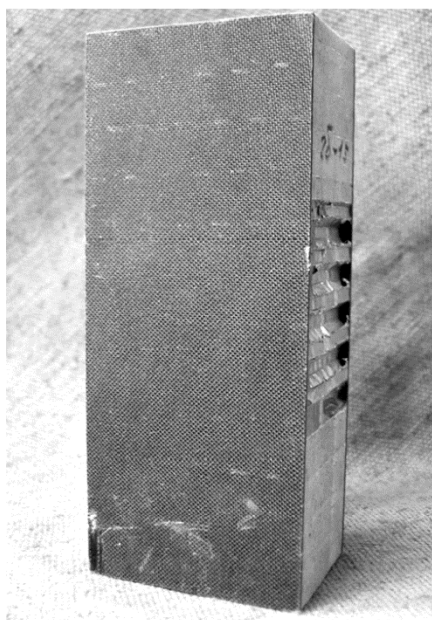
в



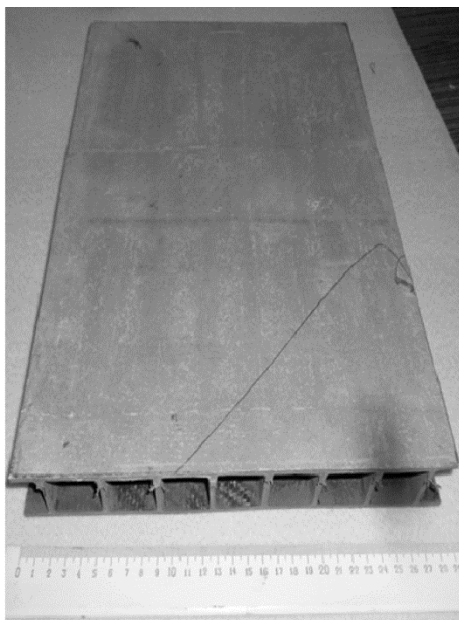
г

Рис. 5. Стадии изготовления многостеночной панели с использованием разрабатываемой оснастки:

а, б — формирование оболочки стенок панели; *в* — сборка блока оправок; *г* — извлечение оправок из готовой панели



а



б

Рис. 6. Фотографии трехслойного образца (а) и многослойной панели (б)

Испытания образцов проводили на специальном созданном в МГТУ им. Н.Э. Баумана стенде для отработки термосилового воздействия, имитирующего полет РН в атмосфере с односторонним нагревом. Силовую нагрузку задавали с использованием испытательной машины Instron-8800; для нагрева образца применяли нагревательное устройство с инфракрасными лампами накаливания и отражающими экранами; контроль температурного и напряженно-деформированного состояния образцов осуществляли с помощью термопар, тензометров и тензодатчиков. Методика испытаний, используемое оборудование и приспособления подробно описаны в работе [11].

На рис. 7 представлены реализованные в эксперименте типичные зависимости температуры и силовой нагрузки, имитирующие участок выведения РН «Протон» [8]. Фотография образца на стенде во время испытаний показана на рис. 8.

По результатам испытаний зафиксировано, что все образцы выдержали программы испытаний без разрушения. Таким образом, подтверждена несущая способность обоих типов композитных структур.

Поскольку испытанные трехслойные структуры соответствуют техническим решениям, применяемым сегодня в несущих оболочках обтекателя РН «Протон» [11], следует констатировать, что конструктивная схема многослойной оболочки подтвердила свою принципиальную пригодность для использования в крупногабаритных ракетно-космических конструкциях обтекателей и отсеков РН и РБ.

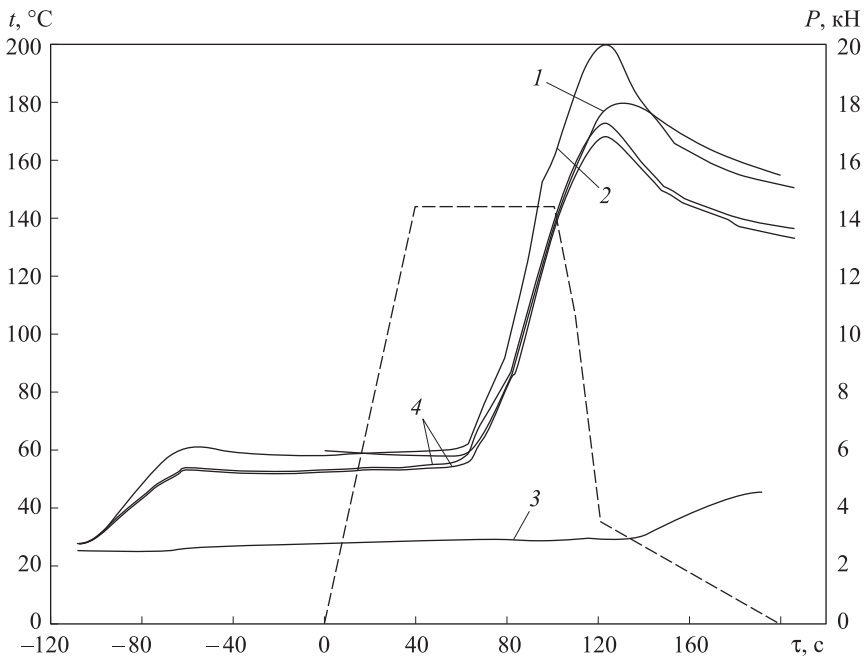


Рис. 7. Типичные зависимости температуры (сплошные линии) и силовой нагрузки (штриховая линия) от времени, реализованные в эксперименте по имитации термосилового воздействия:

1 — заданная температура; 2, 3 — по показаниям термопары в центре нагреваемой и ненагреваемой обшивки соответственно; 4 — по показаниям термопар вблизи кромок нагреваемой обшивки

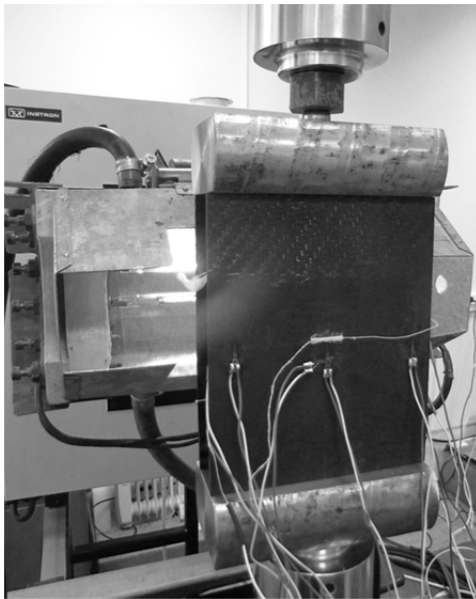


Рис. 8. Образец на стенде во время испытаний

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по проекту 14.513.11.0011.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. *Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1984, 264 с.
- [2] Выморков Н.В., Хмельницкий А.К., Мартынова Л.А., Оленин И.Г., Бахтин А.Г., Телегин С.В. Пути улучшения весовых характеристик крупногабаритных обечаек головных обтекателей ракет-носителей. *Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов: Тез. докл. XVII науч.-техн. конф.* Обнинск, 2004, т. 2, с. 73–75.
- [3] Григолюк Э.И., Чулков П.П. *Устойчивость и колебания трехслойных оболочек*. Москва, Машиностроение, 1973, 172 с.
- [4] Смердов А.А. Местная устойчивость и оптимизация трехслойных цилиндрических оболочек с армированными обшивками и легким наполнителем при осевом сжатии. *Расчет тонкостенных оболочечных конструкций*. Москва, Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1987, с. 13–23.
- [5] Алфутов Н.А. *Основы расчета на устойчивость упругих систем*. Москва, Машиностроение, 1991, 336 с.
- [6] Смердов А.А. *Разработка методов проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники*. – Дис. ... д-ра техн. наук. Москва, 2008, 410 с.
- [7] Зиновьев П.А., Смердов А.А. *Оптимальное проектирование композитных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006, 103 с.
- [8] Бахтин А.Г., Смердов А.А., Таирова Л.П., Абрамова Е.А. Проведение виртуальных теплопрочностных испытаний при помощи конечно-элементного анализа. Бахвалов Ю.О., ред. *Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006–2008 гг.* Москва, Машиностроение, 2010, с. 96–103.
- [9] Зарубин В.С., Селиванов В.В. *Вариационные и численные методы механики сплошной среды*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1993, 360 с.
- [10] Самарский А.А., Вабищевич П.Н. *Вычислительная теплопередача*. Москва, Едиториал УРСС, 2003, 784 с.
- [11] Смердов А.А., Таирова Л.П., Бахтин А.Г., Полиновский В.П. Экспериментальное исследование температурных и силовых воздействий на несущие конструкции ракет-носителей в условиях, соответствующих штатной эксплуатации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, вып. 8. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/452.html>

Статья поступила в редакцию 06.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Смердов А.А., Таирова Л.П., Баслык К.П., Артемьев А.В., Нелюб В.А., Бородулин А.С. Расчетно-экспериментальный анализ двух типов структур из углепластика для крупногабаритных ракетно-космических конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 7.
URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/859.html>

Смердов Андрей Анатольевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1981 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 101 научной работы в области оптимального проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники.
e-mail: asmerdov@mail.ru

Таирова Людмила Павловна окончила МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Канд. техн. наук, старший научный сотрудник НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана, доцент кафедр «Космические аппараты и ракеты-носители» и «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 80 работ в области экспериментальных исследований и проектирования композитных материалов и конструкций. e-mail: com-or@yandex.ru

Баслык Константин Петрович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1994 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 15 опубликованных научных трудов в области механики и численных методов расчета конструкций из композиционных материалов.
e-mail: kbaslyk@gmail.com

Артемьев Андрей Вячеславович окончил МАИ в 1981 г. Автор 20 научных работ в области производства конструкций из композиционных материалов.
e-mail: andart61@gmail.com

Нелюб Владимир Александрович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2006 г. Директор Инжинирингового центра «Новые материалы, композиты и нанотехнологии». e-mail: mail@emtc.ru

Бородулин Алексей Сергеевич окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2007 г. Заместитель директора Инжинирингового центра «Новые материалы, композиты и нанотехнологии». e-mail: asb@emtc.ru