

УДК 620.22-419.8(075.8)

Экспериментальное исследование фрагментов многостеночных композитных оболочек при термосиловом воздействии

Таирова Л. П.¹, Фан Ш. Т.^{1,*}

[*phantheson80@yahoo.com](mailto:phantheson80@yahoo.com)

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

Приведены результаты термосиловых испытаний многостеночных образцов, позволяющие определить характер деформирования и разрушения многостеночных конструкций, и также оценить их работоспособность в условиях нестационарного температурного и силового воздействий. Подтверждается, что характеристики упругости многостеночных образцов мало зависят от температуры в исследованном диапазоне от комнатной до 1950С, но характеристики прочности снижаются с увеличением температуры весьма значительно. По результатам испытаний сформулированы рекомендации о возможности применения многостеночных структур в конструкциях ракетно-космической техники. Кроме того, приведенные в статье результаты могут являться исходными данными для расчетного анализа многостеночных оболочек.

Ключевые слова: температура, нагружение на сжатие, эксперимент, работоспособность, многостеночные образцы

Введение

Реальные несущие конструкции ракет-носителей (РН), имеющие сложную неоднородную структуру, работают в условиях пространственно неравномерных, быстро меняющихся во времени тепловых потоков и нагрузок. Причем реальное моделирование теплового и напряженного состояния таких объектов – весьма сложная задача, особенно с учетом возможных разбросов теплофизических и прочностных характеристик материалов и меняющихся погодных условий во время эксплуатации. Поэтому испытания небольших образцов, имеющих ту же структуру, что и реальные конструкции, в условиях непосредственного воздействия температуры и осевой нагрузки в сочетаниях, близких к наиболее опасным вариантам эксплуатации, могут дать очень ценную информацию о характере деформации и разрушения слоев, и о работоспособности конструкций.

Задачей таких испытаний является имитация штатной эксплуатации реальной конструкции с целью установить, сохранит ли несущую способность образец, если общая сжимающая нагрузка, действующая на него, и температура на нагреваемой обшивке

образца изменяются в соответствии с заданными зависимостями. Пример такой зависимости, характерной для обтекателя РН “Протон” [6, 7], приведен на рис. 1.

При проектировании несущих конструкций РН, эксплуатирующихся в условиях нестационарного нагрева, необходимо знать зависимости от температуры деформативных и прочностных характеристик материала. Определение таких характеристик можно вести тоже на образцах, являющихся фрагментами реальной конструкции, но в условиях полного прогрева образца, размещенного в термокамере испытательной машины, при нагружении на сжатие. Эта задача дополняет первую, позволяет правильно интерпретировать результаты испытаний в условиях нестационарного нагрева и создает условия для совершенствования конструкций.

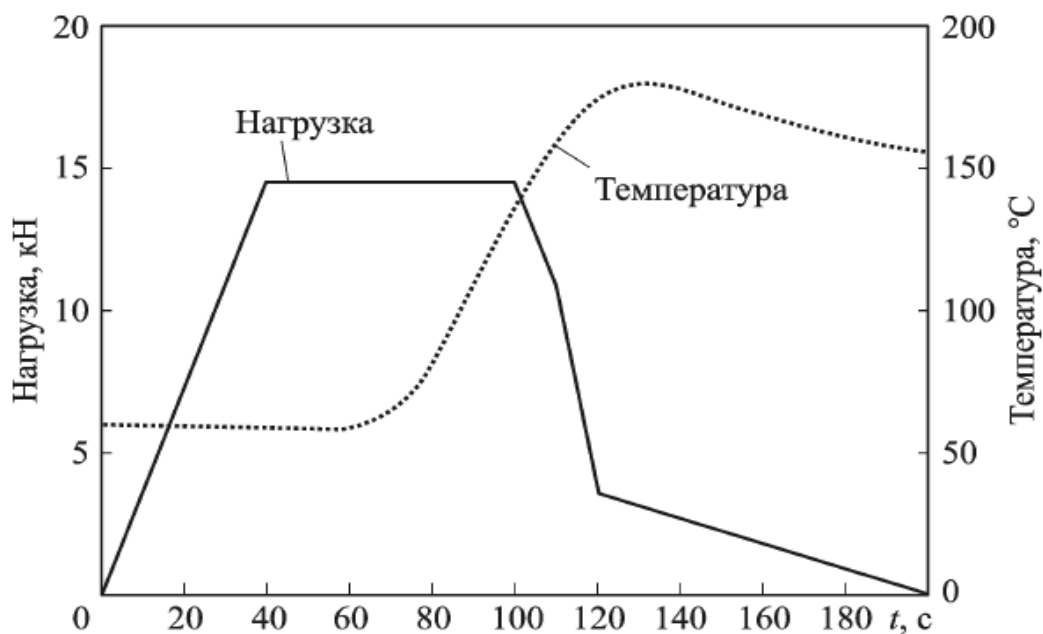


Рис. 1. Цикл нагружения исследуемого объекта при испытании

Исследуемым объектом являются многостеночные композитные оболочки, представляющие собой сравнительно новый перспективный вид несущих конструкций ракетно-космической техники [2] (рис. 2). Такие конструкции, изготовленные методами инфузии и инъекции из углепластиков [9], могут иметь преимущества по сравнению с традиционными конструкциями, такими, как стрингерно-шпангоутные, сетчатые, трехслойные с легким заполнителем. Они обладают высокой несущей способностью при малом весе, а также низкой теплопроводностью в направлении, перпендикулярном обшивкам [12]. Таким образом, их применение в отсеках и обтекателях ракет, корпусах космических аппаратов открывает дополнительные возможности совершенствования этих конструкций [4]. С точки зрения технологии изготовления они могут быть отнесены к интегральным панельным конструкциям [3], однако по особенностям своей несущей способности стоят ближе к трехслойным несущим оболочкам [1, 4].

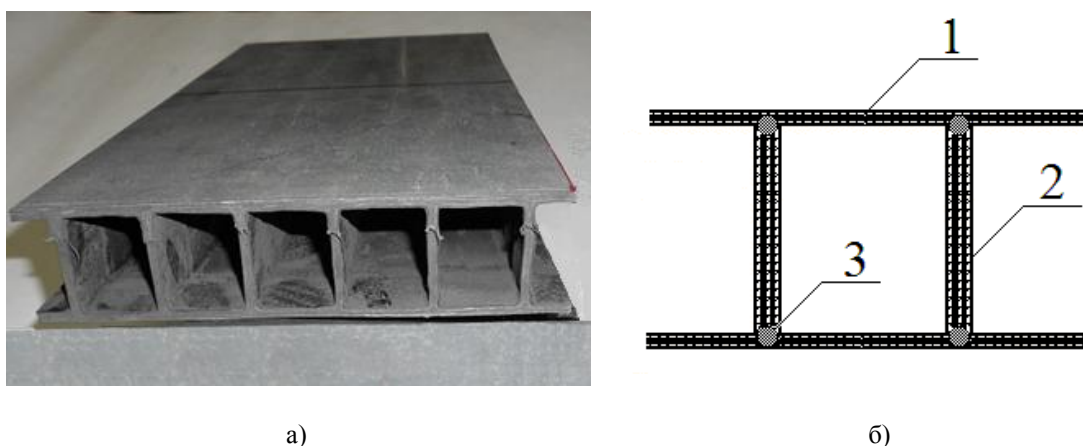


Рис. 2. Композитная многостеночная панель (а), ее основные элементы (б): 1 – обшивка; 2 – стенка; 3 – вставка

Технические особенности проведения испытаний

Для экспериментального моделирования и подтверждения работоспособности многостеночной конструкции при нестационарном нагреве и для исследований в условиях полного прогрева были изготовлены специальные образцы, представляющие собой фрагменты многостеночных панелей. Эти образцы изготовлены методом инфузии из углепластика на основе волокон ЛУП-0,1 и связующего SK02TM200-3 “EPOLAM [9]. Длина образца обычно принимается равной 170...180 мм, ширина 130...145 мм при нестационарном нагреве и 65...70 мм при исследовании в условиях полного прогрева, толщины и структурные параметры обшивок и стенок аналогичны штатной конструкции. На рис. 3 показан вид образца для испытаний при нестационарном нагреве. Этот образец является представительным элементом реальной конструкции (фрагментом, отражающим все основные особенности реальной конструкции). Образец для определения среднего модуля упругости и прочности при различных температурах, установленный на опорные площадки испытательной машины, показан на рисунках 4а (испытание при комнатной температуре) и 4б (при повышенной температуре внутри термокамеры).

При испытаниях по определению характеристик материала при разных температурах обнаружилось, что свободные вертикальные кромки образца теряют устойчивость, приводя к преждевременному разрушению образца (рис. 4а). После этого дальнейшие испытания проводились с использованием подкрепляющих кромки приспособлений, заземляющих с небольшим усилием кромки между двумя фторопластовыми пластинами (рис. 4б, 4в).

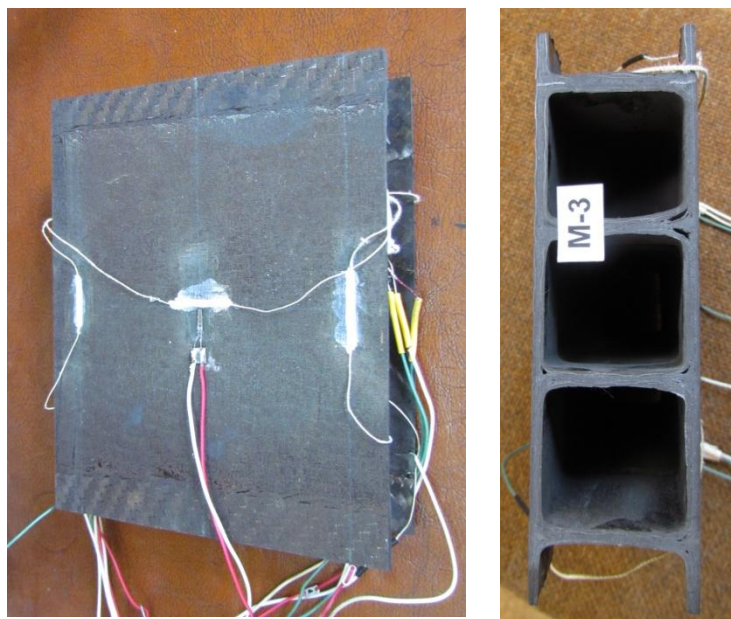


Рис. 3. Типичный вид многослойного образца для имитации пуска РН
(вид со стороны нагреваемой обшивки – под белым герметиком расположены термопары - и с торца)

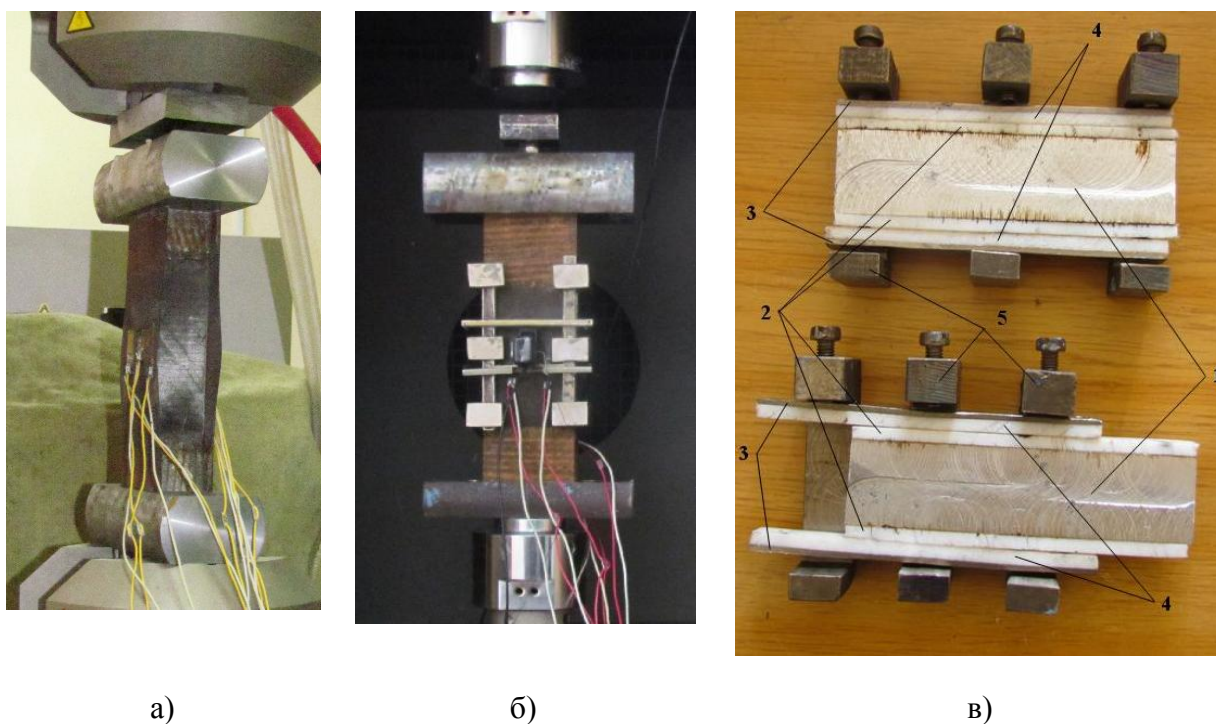


Рис. 4. Вид образца при определении характеристик материала при различной температуре
а) – без подкрепляющего кромки образца приспособления при комнатной температуре;
б) – с подкрепляющим кромки приспособлением при повышенной температуре; в) – детали приспособления:
1 – вкладыш; 2, 4 – прокладки из фторопласта; 3 – стальные пластины; 5 – струбины

Экспериментальная реализация показанных на рис. 1 режимов может быть выполнена с помощью нагревательного устройства, описанного в [7], и стандартной

испытательной машины. Схема нагревательного устройства приведена на рисунке 5. Испытания в условиях полного прогрева при различных температурах проводятся на такой же испытательной машине внутри термокамеры [7].

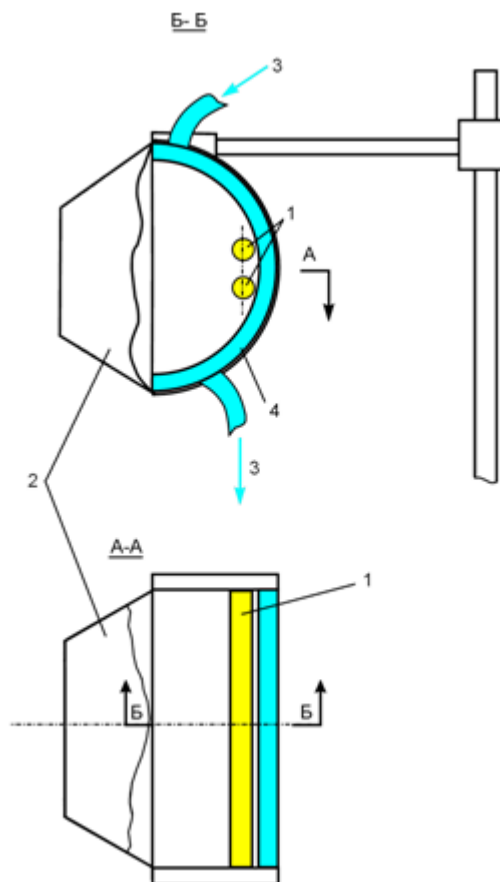


Рис. 5. Схема нагревательного устройства:

1 – инфракрасные лампы типа КИ 220-1000, 2 – экраны-отражатели, 3 – вода

При испытаниях на сжатие образцов следует обеспечить подкрепление нагружаемых торцов, чтобы не произошло смятия в зонах этих торцов [10]. Для многостеночных образцов такое подкрепление осуществляется по принятой при изготовлении реальных конструкций технологии: укладыванием стеклоткани с двух сторон каждой из обшивок и каждого ребра вблизи торцов (на рис. 3 и 4б видны полоски ткани вблизи торцов). Длина зон подкрепления обычно составляет 30...40 мм.

Для обеспечения удовлетворительной однородности деформаций в рабочем сечении отклонения от плоскости и параллельности торцов должны быть не более 0,1 мм [8]. Кроме того, для увеличения степени однородности поля деформаций в рабочей части образца для нагружения нужно использовать центрирующую платформу с шариком (рис. 4б), небольшие смещения которой позволяют добиться удовлетворительной однородности поля деформаций по результатам предварительных нагружений без нагрева до небольшой нагрузки (~20% разрушающей нагрузки) [5]. Контроль однородности поля деформаций образца обычно ведется при предварительных нагружениях с помощью продольных

тензодатчиков и съемного деформометра испытательной машины при комнатной температуре. При одностороннем нагреве обычно приклеивается 2-3 датчика на ненагреваемой обшивке и один на нагреваемой обшивке. При полном прогреве тензодатчики приклеивались вблизи каждой кромки образца в центральном поперечном сечении, а деформометр устанавливался в центре одной из обшивок. При повышенной температуре продольные деформации измерялись только с помощью деформометра машины.

Поперечные ребра, расположенные между обшивками, обеспечивают большую жесткость на изгиб образца, чем сотовый наполнитель, поэтому при сжатии такого образца не требуется специального приспособления, обеспечивающего параллельность смещения торцов, даже при одностороннем нагреве.

Итак, проведены два вида испытаний: исследования характера деформирования и разрушения многостеночных образцов в условиях одноосного сжатия при полном прогреве до заданной температуры и подтверждение работоспособности многостеночных образцов в условиях воздействия одностороннего нагрева и сжимающей нагрузки, имитирующих старт и полет ракеты-носителя.

Основные результаты испытаний

При полном прогреве образцы испытывались при температурах 100°C, 140°C, 170°C и 195°C. Сначала проводились нагружения при комнатной температуре для оценки работоспособности измерителей деформаций и для проверки однородности поля деформаций в рабочем сечении образца, затем – нагружения после полного прогрева при заданной температуре.

На рисунке 6 представлены типичные зависимости «средние напряжения – продольные деформации» по зарегистрированным деформометром данным при последнем перед нагревом нагружении и при повышенной температуре.

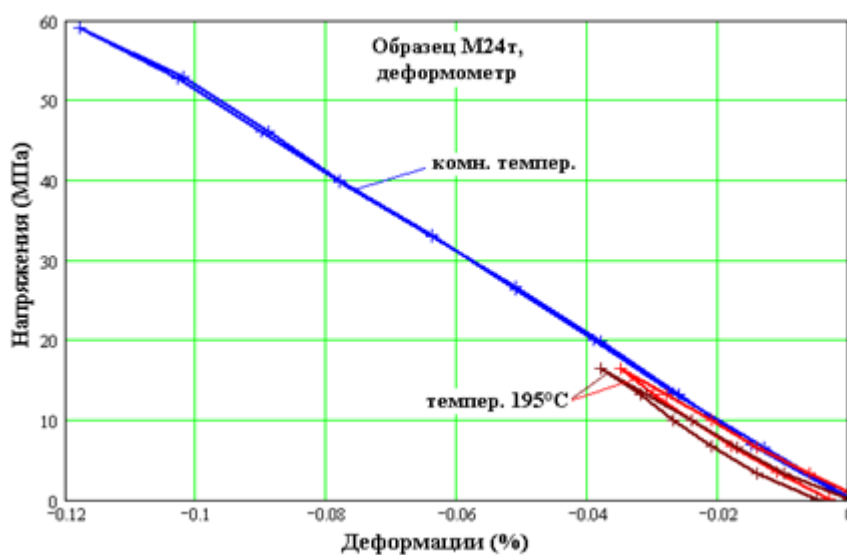


Рис. 6. Типичные диаграммы деформирования во время нагружений при комнатной и повышенной температуре: значки – экспериментальные значения деформаций, линия – средние значения)

На рис. 7а приведены зависимости относительного модуля упругости (отношения значений модуля упругости при повышенной температуре к модулю упругости при комнатной температуре) от температуры. Значения модулей упругости для каждого образца приняты равными измеренным по показаниям деформометра как при комнатной, так и при повышенной температуре. Эти данные подтверждают отсутствие влияния температуры на модуль упругости на начальном участке деформирования. Здесь следует заметить, что напряжения конца начального участка деформирования, по которому определялся модуль упругости при повышенной температуре, сильно зависят от температуры из-за резкого уменьшения прочности образцов с температурой.

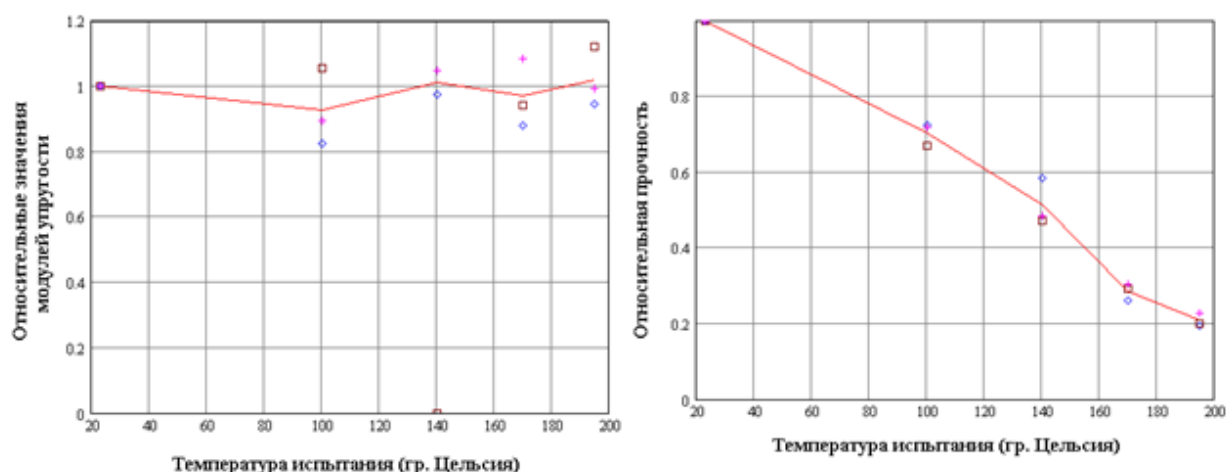


Рис. 7. Зависимости относительных значений модуля упругости (а) и прочности (б) от температуры: точки – экспериментальные значения, линии – средние значения

На рис. 7б показана зависимость относительной прочности (отношение значений прочности при повышенной температуре к прочности при комнатной температуре) от температуры испытания. Видно, что прочность при повышении температуры сильно уменьшается. Снижение прочности на сжатие вдоль волокон углепластиков при увеличении температуры происходит из-за снижения критической нагрузки для отдельных волокон, находящихся в связующем, как в поддерживающей волокно среде. С температурой уменьшается жесткость связующего, поэтому уменьшается и нагрузка, при которой начинается потеря устойчивости отдельных волокон, приводящая к разрушению материала.

Чтобы оценить характер изменения жесткости образцов при нагружении до напряжений разрушения при повышенной температуре, построены зависимости перемещения активного захвата испытательной машины от величины нагрузки. На рисунке 8 приведены эти зависимости для одной из температур. Перемещение активного захвата машины близко по величине к изменению длины образца при нагружении, т.е. примерно пропорционально средней по длине образца деформации, нагрузка

пропорциональна средним напряжениям. Таким образом, зависимости рисунка 8 отражают зависимость средних деформаций от средних напряжений, т.е. среднюю жесткость образца. Здесь хорошо видно, что эта жесткость почти не меняется вплоть до разрушения. Отсюда следует, что наиболее вероятной причиной исчерпания несущей способности образцов является достижение предела прочности материала, а не потеря устойчивости отдельных элементов, которой соответствует ступенчатое уменьшение жесткости.

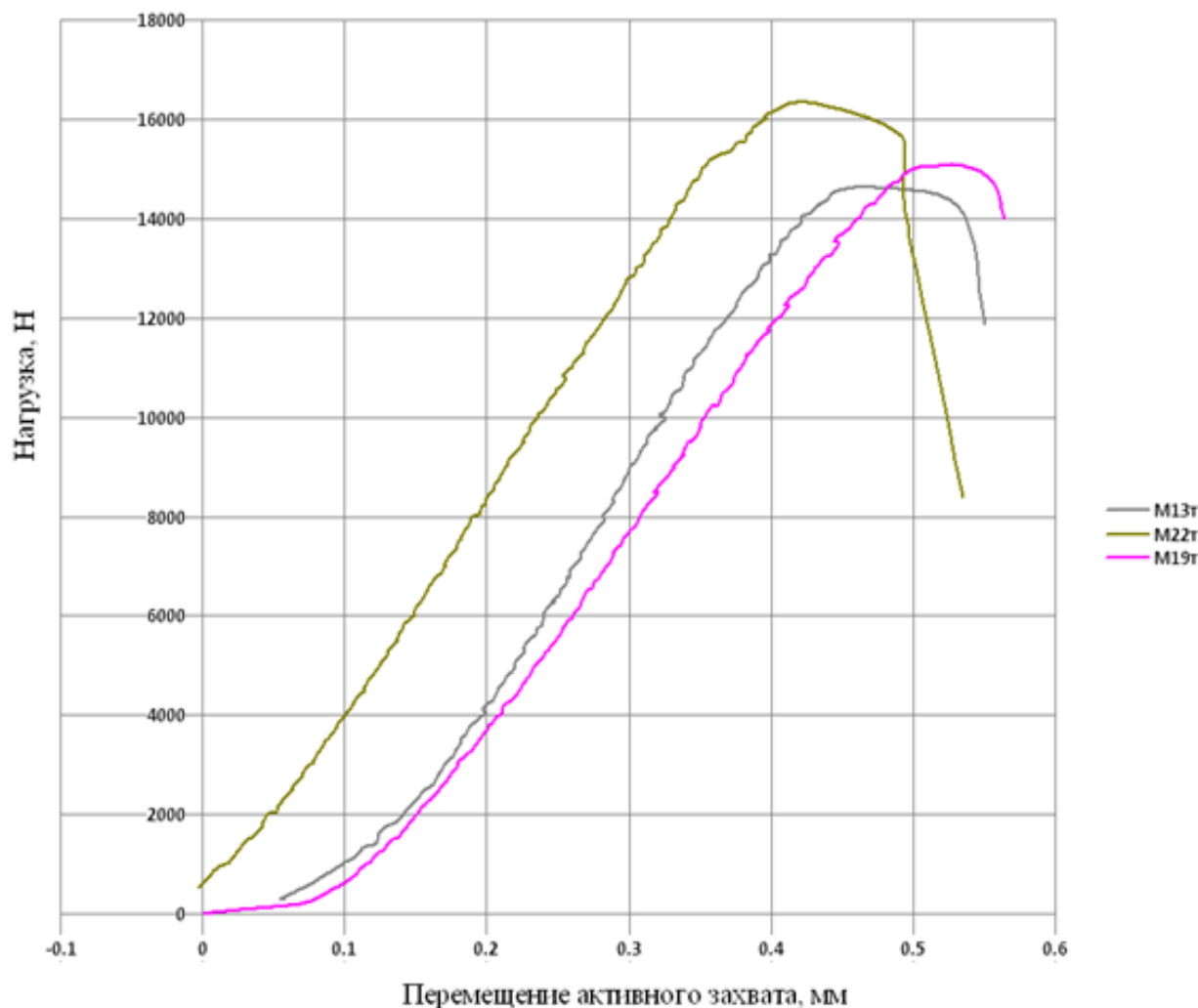


Рис. 8. Зависимость перемещений активного захвата от нагрузки для образцов, испытанных до разрушения при температуре 170°C

Сравнение вида зон разрушения при различной температуре позволяет сделать вывод: чем выше температура, тем меньше расслоений вблизи зоны разрушения. Это значит, что с увеличением температуры материал становится менее хрупким.

Испытания по оценке работоспособности материала в условиях, близких к условиям реальной эксплуатации, проведены на трех образцах. На рис. 9 приведены

экспериментальные и заданные зависимости температур и нагрузки от времени для одного из испытаний. Здесь видно, что температура в центре нагреваемой обшивки почти на всем интервале нагружения превышала заданную, а температура на краях нагреваемой обшивки была близка к заданной. Образец выдержал это испытание без визуально наблюдаемых изменений. Для дополнительной проверки запаса прочности материала образца было проведено еще одно испытание, для которого температура в центре нагреваемой обшивки еще больше превышала заданную на всем интервале нагружения и даже температура на краях нагреваемой обшивки была выше заданной в интервале наибольших нагрузок. Образец тоже выдержал это испытание без визуально наблюдаемых изменений. Аналогичная картина наблюдалась и для других испытанных образцов. Таким образом, доказано, что материал исследованной структуры может быть использован для изготовления несущих конструкций РН типа «Протон».

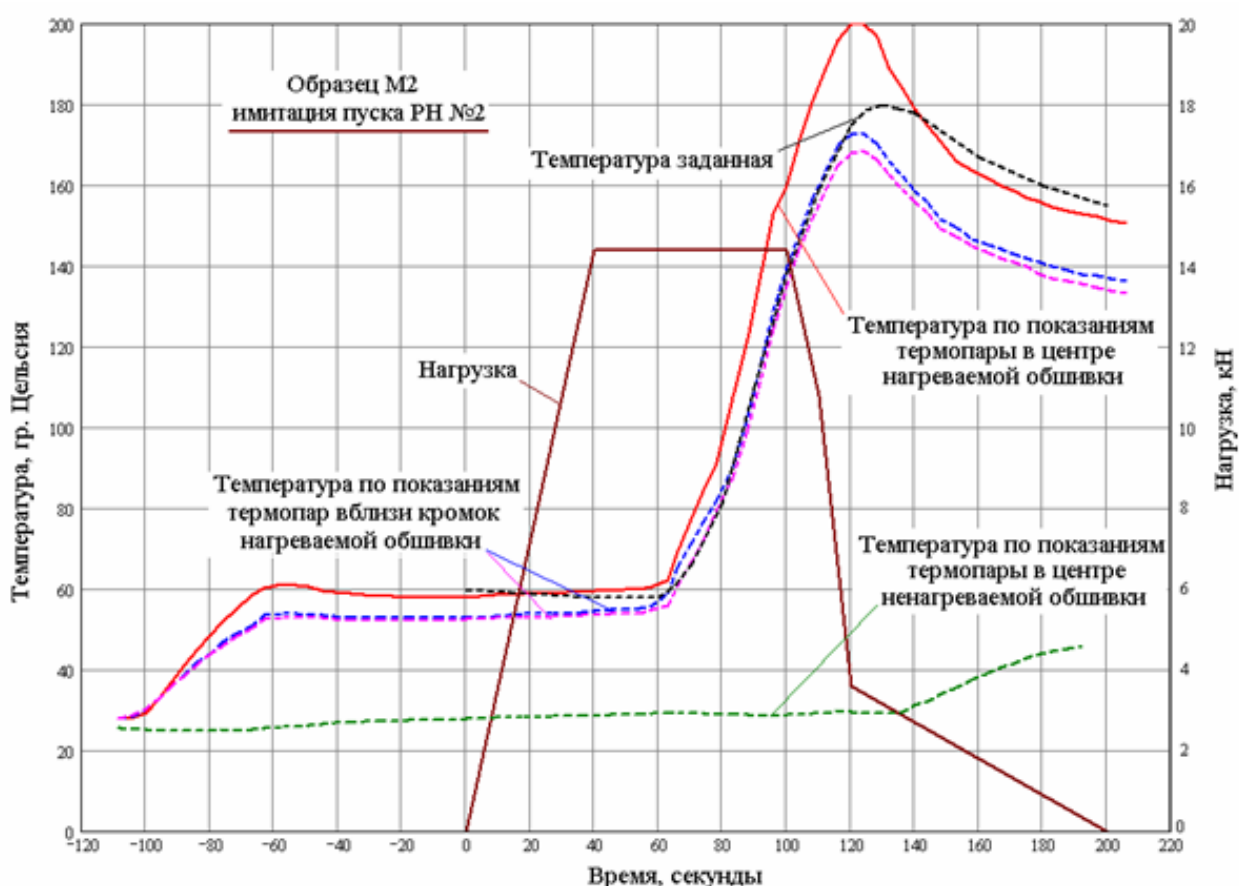


Рис. 9. Результаты имитации пуска РН для одного из испытаний

Заключение

Приведенные результаты экспериментальных исследований позволяют сформулировать следующие выводы.

1. Проведены испытания модельных образцов. Установлено, что характеристики упругости многостеночных образцов мало зависят от температуры в исследованном

диапазоне от комнатной до 195°C, но характеристики прочности снижаются с увеличением температуры весьма значительно, что характерно для углепластиковых конструкций при нагружении на сжатие.

2. По результатам испытаний зафиксировано, что все образцы выдержали имитацию пуска РН без разрушения. Таким образом, подтверждена несущая способность многостеночной структуры и принципиальная пригодность ее для использования в крупногабаритных ракетно-космических конструкциях обтекателей и отсеков ракет-носителей и разгонных блоков.
3. Экспериментальные данные упругих и прочностных характеристик образцов могут являться исходными данными для расчетного анализа многостеночных оболочек.

Список литературы

1. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.
2. Зорин В.А. Опыт применения композиционных материалов в изделиях авиационной и ракетно-космической техники (Обзор) // Конструкции из композиционных материалов. 2011. № 4. С. 44-59.
3. Образцов И.Ф., Сироткин О.С., Литвинов В.Б. Интегральные конструкции из композиционных материалов и перспективы их применения // Конструкции из композиционных материалов. 2000. № 2. С. 78-84.
4. Смердов А.А. Разработка методов проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники: дис. ... докт. техн. наук. М., 2008. 410 с.
5. Смердов А.А., Думанский А.М., Таирова Л.П. Комплексные экспериментальные исследования деформативных и прочностных свойств композитов для отсеков и обтекателей ракет // Инженерный журнал: наука и инновации. 2012. № 8. Режим доступа: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/453.html> (дата обращения 01.07.2015).
6. Смердов А.А., Таирова Л.П., Бахтин А.Г., Абрамова Е.А. Проведение виртуальных теплопрочностных испытаний при помощи конечно-элементного анализа // Научно-технические разработки КБ "Салют" / под ред. Ю.О. Бахвалова. М.: Машиностроение, 2010. С. 96-103.
7. 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. № 8. Режим доступа: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/452.html> (дата обращения 01.07.2015).

8. Смердов А.А., Фан Т.Ш. Расчетный анализ и оптимизация многостеночных композитных несущих оболочек // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2014. № 11. С. 90-98.
9. 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. № 7. Режим доступа:
<http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/859.html> (дата обращения 01.07.2015).
10. Тарнопольский Ю.М., Кинцис Т.Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. М.: Химия, 1981. 272 с.

Experimental Study of Multi-Walled Composite Shell Fragments under Thermal Force Effects

L.P. Tairova¹, Son The Phan^{1,*}

[*phantheson80@yahoo.com](mailto:phantheson80@yahoo.com)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: temperature, compressive loading, experiment, working capacity, multi-walled samples

Multi-walled composite shells are a relatively new prospective type of load carrying structures for rocket and space engineering. These CFRP structures are produced by injection and infusion methods and have several advantages in comparison with common structures such as stringer-frame, grid and sandwich structures with a light core. In particular, those have more structural parameters, which enable one to control mechanical properties of the structure, and this is important in designing the load carrying structures of different purpose.

Presently, there are few national and foreign publications on experimental investigations of mechanical properties of multi-walled shells. That is why the objective of the paper is to conduct the experimental study of deformation and failure processes of a multi-walled panel both under steady-state heating and under unsteady-state one.

The paper presents the results of two tests: (1) the study of deformation and failure modes under compression and complete heating up to a specified temperature and (2) validation of working capability of multi-walled samples under single-side heating and compression simulating a start and flight version of the “Proton” launch vehicle.

Experimental results have shown that average elastic properties of multi-walled samples slightly depend on temperature for the studied range (from room temperature up to 195°C) while strength properties considerably decrease with increasing temperature, and this is typical for CFRP structures under compression. However, under unsteady-state short-term heating the structure has a strength that exceeds the minimal necessary strength of load carrying structures of the “Proton” launch vehicle (the samples satisfy simulated start conditions of the “Proton” launch vehicle). This is because of a low heat conductivity of the multi-walled core: an unheated sheet holds a low temperature and high load carrying capacity.

Obtained results can be used in design analysis of multi-walled shells.

References

1. Alfutov N.A., Zinov'ev P.A., Popov B.G. *Raschet mnogoslownykh plastin i obolochek iz kompozitsionnykh materialov* [Calculation of laminated plates and shells made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984. 264 p. (in Russian).

2. Zorin V.A. Experience of composite application in articles of aviation, rocket and cosmic technics (review). *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov = Constructions from composite materials*, 2011, no. 4, pp. 44-59. (in Russian).
3. Obraztsov I.F., Sirotkin O.S., Litvinov V.B. Integral constructions from composite materials and prospects of their application. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov = Constructions from composite materials*, 2000, no. 2, pp. 78-84. (in Russian).
4. Smerdov A.A. *Razrabotka metodov proektirovaniya kompozitnykh materialov i konstruktsii raketno-kosmicheskoi tekhniki. Dokt. dis.* [Development of methods for design of composite materials and structures rocket and space technology. Dr. dis.]. Moscow, 2008. 410 p. (in Russian).
5. Smerdov A.A., Dumanskiy A.M., Tairova L.P. Complex Experimental Investigations in the Deformation and Strength Properties of Composites for Compartments and Fairings of Carrier Rockets. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii = Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 8. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/453.html> , accessed 01.07.2015. (in Russian).
6. Smerdov A.A., Tairova L.P., Bakhtin A.G., Abramova E.A. Carrying out virtual heat-strength tests using the finite element analysis. *Nauchno-tekhnicheskie razrabotki KB "Salyut"* [Scientific and engineering developments of the Salyut Design Department]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2010, pp. 96-103. (in Russian).
7. Smerdov A.A., Tairova L.P., Bahtin A.G., Polinovskiy V.P. Experimental Study of Temperature and Force Actions on Load-Carrying Structures of Carrier Rockets under Conditions Corresponding to Normal Operation. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii = Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 8. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/452.html> , accessed 01.07.2015. (in Russian).
8. Smerdov A.A., Fan Tkhe Shon. Design analysis and optimization of composite multiwalled load-bearing shells. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie = Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2014, no. 11, pp. 90-98. (in Russian).
9. Smerdov A.A., Tairova L.P., Baslyk K.P., Artemiev A.V., Nelyub V.A., Borodulin A.S. Experiment-calculated analysis of two types of CFRP structures for large size rocket-space structures. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii = Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 8. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/859.html> , accessed 01.07.2015. (in Russian).
10. Tarnopol'skii Yu.M., Kintsis T.Ya. *Metody staticheskikh ispytaniy armirovannykh plastikov* [Static Test Methods of Reinforced Plastics]. Moscow, Khimiya Publ., 1981. 272 p. (in Russian).