

## Экспериментальное исследование полимерных композиционных материалов на огнестойкость и огнепроницаемость

**Г.А. ГЛЕБОВ,**  
д-р техн. наук,  
**Д.С. КИРИЧЕНКО,**  
**А.Ш. САБИТОВ,**  
аспирант  
(КНИТУ-КАИ, Казань)  
techscience.ru@gmail.com

*Проведены огневые испытания полимерных композиционных материалов в газовом потоке при температуре примерно 1100 °С. Выявлена существенная зависимость огнестойкости и огнепроницаемости исследованных композиционных материалов от локальных дефектов и изгибающей нагрузки.*

**Композиционный материал, абляция, тепловой поток**

В настоящее время в авиационном и ракетном двигателестроении все больше применяются композиционные материалы в качестве наружной обшивки воздушно-реактивных двигателей самолетов, вертолетов и др. К этим материалам предъявляются требования по огнестойкости и огнепроницаемости. В случае возгорания двигателя данные свойства композиционных материалов должны предотвратить распространение пламени на другие элементы летательного аппарата.

Широко распространенные композиты на основе эпоксидных и фенольных связующих имеют относительно низкую температуру эксплуатации (180–250 °С). Для работы при высоких температурах (до 1600 °С) используются углерод-углеродные и керамоматричные композиционные материалы [1]. Однако из-за высокой стоимости их применение в случае крупногабаритных конструкций нецелесообразно.

В качестве объекта исследования в данной работе использовались пластины, выполненные из полимерного композиционного материала. Пластины квадратной формы (200×200 мм) толщиной 3,4 мм были изготовлены из угольной ткани в формате 2D, пропитаны высокотемпературным фталонитрильным связующим PN-3M.

Пластины были подвергнуты воздействию турбулентной струи горячего газа с температурой примерно 1100 °С, набегающей нормально к поверхности пластины.

Горячий газ создавался с помощью специального горелочного устройства, работающего на пропан-воздушной смеси. Коэффициент избытка воздуха соответствовал  $\alpha_b \approx 2$ . Число Рейнольдса, вычисленное по скорости на срезе сопла горелочного устройства и диаметру сопла 60 мм, составило  $4,3 \cdot 10^3$ .

Благодаря конструкции горелочного устройства появилась возможность изменять температуру выхлопной струи за счет регулирования соотношения компонентов горючего (пропан-бутановой смеси) и окислителя (воздуха). Температура (примерно 1100 °С) настраивалась с помощью платинородий-платинородиевой термопары ТПР-0555 с мультиметром АРРА 62Т.

Исследуемые пластинки располагались на расстоянии 100 мм в пределах начального участка турбулентной струи (рис. 1).

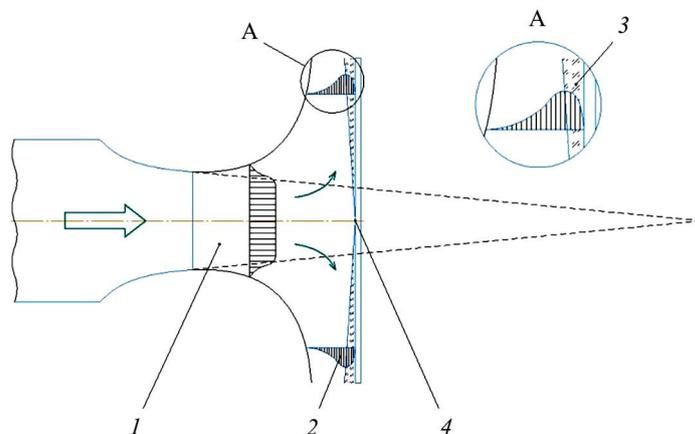


Рис. 1. Схема взаимодействия турбулентной струи с пластиной: 1 – начальный участок струи; 2 – веерная пристеночная струя; 3 – пристеночный пограничный слой; 4 – критическая точка

При взаимодействии струи с нормально расположенной преградой вдоль поверхности струи образуется пристеночная веерная струя. В пристеночном пограничном слое происходят интенсивные процессы конвективного теплообмена, сопровождающиеся процессом абляционного охлаждения в результате выпотевания связующего из композиционного материала. Как будет показано далее, температура пластины существенно ниже адиабатической в результате процесса абляции и интенсивного лучистого теплообмена с обеих поверхностей пластины.

Тепловая мощность горелки составляла примерно 12 кВт. Если предположить, что половина тепловой мощности уносится с веерной струей, то осредненный тепловой поток в поверхность пластины составит приблизительно 150 кВт/м<sup>2</sup>.

Для измерения температуры передней стенки (со стороны горелочного устройства) и задней стенки пластинки использовался пирометр Sight P20LT с диапазоном измерения 0...1300 °С. Настройка и градуировка пирометра осуществлялась с помощью контактной хромель-алюмелевой термопары.

Приведем некоторые результаты испытаний исследуемых пластин.

Одной из первых была испытана пластинка композиционного материала с дефектом в центральной части.

На рис. 2 приведено изменение температуры задней стенки в окрестности критической точки. Температура передней стенки в этой области – 850 °С. Струя обдувала пластинку в течение 900 с. Далее следовал режим остывания.

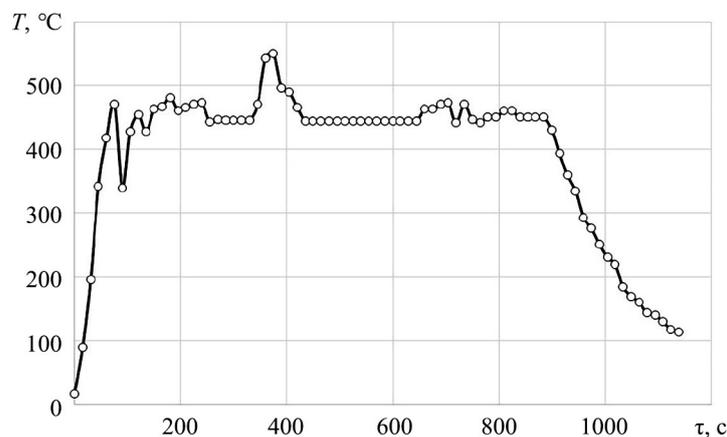


Рис. 2. Изменение температуры задней стенки в центральной области

Как показали эксперименты, прямого горения выпотевающего связующего на передней и задней стенках не наблюдалось. Локальный очаг пламени возник на некоторое время на 90-й секунде в месте дефекта пластины размером 7×12 мм. Горение в данном очаге пламени длилось 20 с, после чего дефект самопроизвольно заправился связующим. При этом вследствие интенсивного выпотевания связующего температура стенки упала и затем восстановилась примерно до 450 °С (см. рис. 2).

На 330-й секунде произошло увеличение температуры от 446 до 551 °С. На 435-й секунде температура восстановилась до прежнего значения (примерно 445 °С). Согласно результату анализа срезов исследуемого материала это произошло в результате образования пустоты в виде пузыря в центральной части пластины, что видно на срезе пластины, полученной с помощью ювелирной высокооборотной тонкой фрезы (рис. 3). В этой части структура материала хрупкая и мягкая, хорошо режется ножом. Это указывает на то, что углеродные волокна значительно выгорели при взаимодействии с воздухом. По всей видимости, связующего в области пузыря практически не осталось. У края пластины, где нагрев был менее значительный, пластину можно только пилить, что невозможно было сделать ножом.

До и после опыта проводилось взвешивание пластины на электронных весах. До опыта ее вес составлял 207 г, после опыта – 186,6 г. Масса пластины уменьшилась приблизительно на 10 %, что связано с выходом связующего в центральной части пластины вследствие абляции.

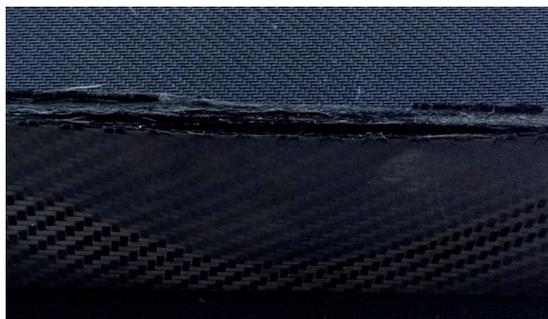


Рис. 3. Срез образца пластины в средней части после испытания

При осмотре задней стенки пластины установлено, что поверхностный слой связующего испарился, что оголило угольную ткань. В еще большей степени произошел унос связующего в передней части стенки со стороны горелки.

По измеренным температурам на передней ( $T_n \approx 850 \text{ }^\circ\text{C}$ ) и задней ( $T_3 \approx 450 \text{ }^\circ\text{C}$ ) стенках пластины был определен тепловой поток через пластинку, кВт/м<sup>2</sup>:

$$q = \frac{\lambda}{\delta}(T_n - T_3) = 70,6,$$

где  $\delta = 0,0034 \text{ м}$  – толщина стенки композиционного материала;  $\lambda = 0,6 \text{ Вт/м}^2\cdot\text{C}$  – коэффициент теплопроводности композиционного материала (взят из работ [1, 2]).

Осмотр поверхности пластин из композиционного материала под микроскопом выявил микротрещины при изгибе, поэтому было проведено исследование одной из пластин при наложении на нее изгибающего момента (рис. 4). Величина изгибающего момента, Н·м:

$$M = mgl = 21,6,$$

где  $m$  – груз (5 кг);  $l = 0,44 \text{ м}$  – длина плеча, приложенного груза;  $g = 9,8 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения. Условия испытания и параметры струи во всех экспериментах задавались одинаковыми.

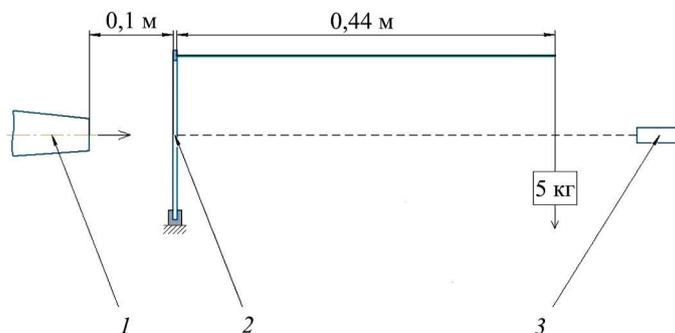


Рис. 4. Приложенный изгибающий момент:

1 – горелка; 2 – пластина полимерного композиционного материала; 3 – пирометр

Эксперимент длился всего 120 с, так как в результате возгорания связующего с обеих сторон пластинки и действия нагрузки пластина к этому времени сильно прогнулась.

На рис. 5 представлено изменение температуры задней стенки по времени. Отмечены характерные точки возгорания передней (точка А – на 35-й секунде при 411 °С) и задней (точка В – на 45-й секунде при 372 °С) стенок пластин.

Продемонстрируем результаты испытаний передней стенки пластинки (рис. 6, а). Поперечный спил по средней части иллюстрирует рис. 6, б.

Наблюдается существенное выгорание связующего с некоторым разрушением угольной ткани.

После опыта вес пластинки (207 г) уменьшился на 8,5 г, или на 4,1 %, что объясняется выгоранием и уносом связующего. В результате процесса горения на задней стенке пластины образовался

довольно большой слой сажи, а под ним в месте перегиба – продолговатый пузырь. По краям толщина пластинки не изменилась. В области растекания струи на диаметре примерно 80 мм произошло набухание пластинки. Наибольшее увеличение толщины пластины (до 8,2 мм) произошло в ее центральной части.

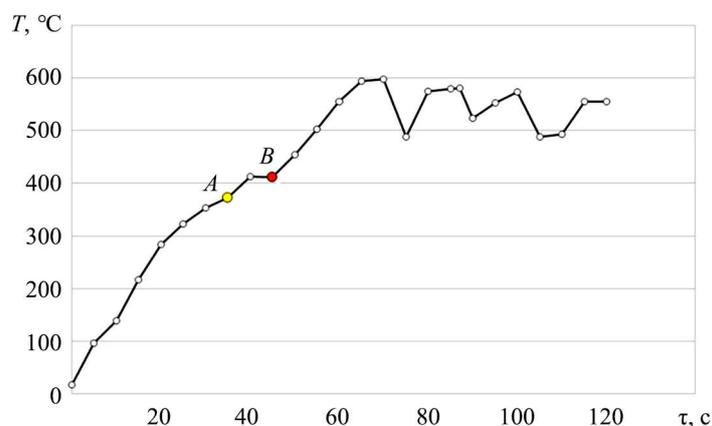


Рис. 5. График изменения температуры задней стенки от времени

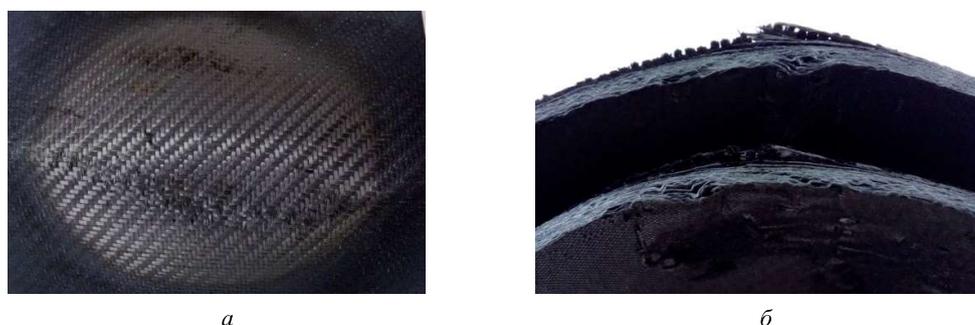


Рис. 6. Фотографии пластинки композиционного материала после испытания

Таким образом, в испытаниях с нагрузкой, по сравнению с испытанием без нагрузки, значительно увеличился вынос связующего в результате образования горения в виде пламени как на передней, так и на задней стенке. В момент возгорания задней стенки пластинка резко прогнулась и продолжала прогибаться под действием приложенной силы.

Для того чтобы исключить влияние деформации исследуемого композиционного материала и исключить попадание горячих продуктов сгорания на заднюю часть пластинки, была изготовлена армирующая пластина из нержавеющей стали с квадратным окном, чуть меньшим, чем исследуемая пластина. Пластина композиционного материала по периферии была привинчена к стальной пластине с помощью саморезов. Для исключения утечки тепла от пластины композиционного материала в стальной лист между пластинами в области крепления была проложена теплоизоляция из асбестового волокна.

На задней части пластины для измерения распределения температуры во времени были нанесены девять точек. По этим точкам с помощью пирометра сканировались значения температур.

Опыт проводился в течение 10 мин при двух температурах горячей струи:  $T \sim 1100\text{ }^{\circ}\text{C}$  – до 350-й секунды,  $T \sim 1300\text{ }^{\circ}\text{C}$  – с 350-й до 600-й секунды.

Результаты измерения температуры по задней поверхности пластины приведены на рис. 7. По сравнению с центральной точкой 5 температура по периферии в точках 2, 4, 6, 8 меньше приблизительно на  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ , а в угловых точках 1, 3, 7, 9 она меньше на  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Пластина без дефектов и без изгибающей нагрузки выдержала испытания на огнестойкость и огне-непроницаемость в течение 10–15 мин.

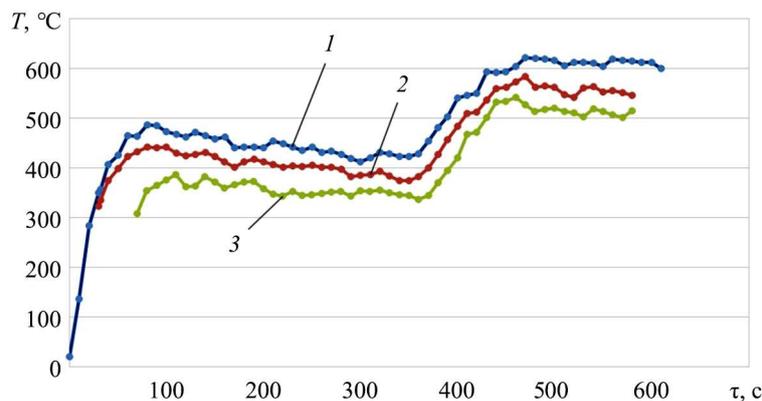


Рис. 7. График распределения температур по поверхности задней стенки:  
1 – точка 5; 2 – точки 2, 4, 6, 8; 3 – точки 1, 3, 7, 9

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

При изготовлении наружной обшивки двигателей летательных аппаратов и других агрегатов из композиционных материалов поверхность композиционного материала не должна иметь дефектов. В противном случае при аварийном возгорании двигателя возможно возгорание самой обшивки с нарушением ее прочности и перебросом пламени на другие элементы летательного аппарата.

При изготовлении конструкций из композиционных материалов в качестве наружных элементов двигателей конструкция не должна иметь остаточных напряжений в виде изгибающих моментов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Технология производства ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе / Под ред. В.А. Со-рокина, Д.А. Ягодникова. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 328 с.
2. Шмидт Д.Л. Абляционные материалы в космической технике // Вопросы ракетной техники. 1970. № 6. С. 9–36.

Поступила в редакцию 5.04.24  
После доработки 17.04.24  
Принята к публикации 17.04.24

## Experimental Study of Polymer Composite Materials for Fire Resistance and Fire Proofness

G.A. GLEBOV, D.S. KIRICHENKO, AND A.SH. SABITOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

*Firing tests of polymer composites were carried out in a gas stream at a temperature of about 1100 °C. A significant dependence of the fire resistance and fire proofness of the composite materials under study on local defects and bending loads was revealed.*

**Composite material, ablation, heat flow**