

в печи с момента открытия заслонки, во время переноса заготовки от нагревательного оборудования к ковочным вальцам, помещения заготовки в специальные клещи и контакта заготовки с поверхностью вальцовочных штампов в процессе деформации. Названные причины существенно влияют на появление мелких трещин на поверхности вальцованных заготовок. Температура заготовок после вальцовки в третьем переходе (иногда после второго) находится на нижнем пределе границы температурного интервала ковочных температур.

Отсутствие оборудования для нагрева заготовок из титановых сплавов, обеспечивающего герметичность рабочего пространства и надежность его изоляции от поступления наружного воздуха, а также механизации загрузки и выгрузки заготовок затрудняет его эксплуатацию.

7. Освоение технологии объемной штамповки титановых сплавов, включая описанные выше эксперименты, указывают на необходимость создания нагревательного оборудования специальной конструкции с механизированной дверью, обеспечивающей выдачу нагретых заготовок, препятствуя вхождению холодного воздуха в камеру печи при открытии заслонки. Это позволило бы, не меняя темпа выдачи нагретых заготовок, максимально сохранить температуру заготовок и печи вблизи верхней границы интервала ковочных температур и, таким образом использовать их узкий интервал в 110–150°C для осуществления четырех–пяти (и более) переходной вальцовки и изготовления качественных штампованных поковок.

8. Проведенные исследования показали, что для титанового сплава ВТЗ-1 можно применять многоручье-

вую вальцовку (4–5 и более переходов) с приведенными в работе коэффициентами вытяжки и использованием ЗТЭ, соблюдения режима нагрева и сохранения темпа вальцовки 22–27 секунд с момента выдачи заготовки из печи, осуществления вальцовки заготовок в условиях, приближенных по температурному фактору к изотермическим.

Без выполнения указанных выше условий, можно рекомендовать проведение вальцовки заготовок из этих сплавов в три перехода с одного нагрева, с обязательным применением ЗТЭ, которая существенно повышает пластичность титановых сплавов, за счет уменьшения теплоотдачи, предохраняет их от насыщения поверхностного слоя газами атмосферы.

Литература

1. *Производственная инструкция по ковке и штамповке титановых сплавов* ПИ 1.2.108-79: Утв. нач. ВИАМ Р. Шалиным 2.01.79г.: Срок введения с января 1980 г. М., 1979. – 17 с.

2. *ОСТ 90.220-77: Покрyтия защитно-технологические высокотемпературные*. – Взамен инструкций №№955-69 и 1030-74 в части приготовления покрытий; Приготовление. Типовой технологический процесс. Срок введ. с 1. 07.78 г. – М., ВИАМ, 1977. – 7 с.

3. *ОСТ 90.221-77: Покрyтия защитно-технологические высокотемпературные. Применение для термической обработки*. Типовой технологический процесс. Срок введ. с 1.07. 78 – М., ВИАМ, 1978. – 9 с.

4. *Скрябин С.А. Изготовление поковок из алюминиевых сплавов горячим деформированием*. – КВЦ, 2004. – 346 с.

УДК 620.178.15

Никитин Ю.А.

Национальный авиационный университет. Украина, Киев

НОВЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ В ИСПЫТАНИЯХ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ЛЕГКОВЕСНЫХ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Анотація

Досліджені нові перспективні композиційні легковагі матеріали авіаційно-космічного призначення. Наведені результати експериментальних досліджень по створенню легковагих матеріалів стійких до абляційного впливу. Показано, що методи мікрOMEХАнічних іспитів можуть бути використані для ідентифікації абляційних властивостей та оцінки процесів створення легковагих матеріалів.

Встановлено, що легковагі матеріали композиційної системи «RIPOR-TRB» можуть підвищувати опір до абляційного руйнування моделей теплозахисних панелей.

Abstract

The new perspective composite lightweight materials for rockets and space aircraft are investigated. The experimental researches on creation of lightweight materials stable to ablative effect are outcomes. The methods of micromechanical tests can be used for evaluation ablative characteristics and processes to creation lightweight materials.

Is established, that lightweight composition material of the system: "RIPOR-TEG" can increase resistance to ablative destruction of heat-shielding models.

Быстрыми темпами увеличиваются потребности мирового сообщества в космической деятельности. Согласно существующим прогнозам к концу XXI века потребности вывода грузов в космос увеличатся с 1 тыс. тонн до 20-30 тыс. тонн груза в год. Основные потребности связаны с предоставлением космических услуг (связь, телевидение, метеорология, навигация, геодезия, картография, исследование природных ресурсов Земли); созданием на околоземной орбите постоянно действующих промышленных производств; изоляцией в космосе опасных отходов; созданием солнечных электростанций; исследованием планет Солнечной системы и созданием постоянно действующих баз на Луне, Марсе. Если XX век называют веком развития самолетов и вертолетов, то XXI век - это век развития многоразовых авиационно-космических летательных аппаратов [1].

Конструктивное развитие космических летательных аппаратов будущего и развитие авиационно-космического материаловедения осуществляется параллельно.

Основной тенденцией развития авиационно-космического материаловедения является создание композиционных легковесных материалов, применение которых позволит изменить точку зрения на конструкции авиационно-космических летательных аппаратов будущего [2].

Композиционные легковесные материалы авиационно-космического назначения должны быть легкими и прочными, обладать высокой устойчивостью к коррозии, высоким и низким температурам и абляционному воздействию, обеспечивая равновесное состояние между условиями обтекания материала высокоскоростным газовым потоком и способностью материала отводить или рассеивать тепло. При этом взаимосвязь внешнего теплообмена и внутреннего теплообмена материала может изменить не только уровень абляции, а и полностью изменить механизм разрушения поверхностного слоя материала [3].

Композиционные легковесные материалы находят эффективное использование для метеоритной защиты поверхности космического корабля, поскольку могут хорошо удерживать мелкие метеоритные частицы. Эти материалы могут использоваться в качестве легкого экрана для защиты криогенного топлива космического корабля от солнечного нагрева, также, в качестве сферического экрана для ориентации космического корабля относительно Солнца при межпланетных полетах, а также полетах вокруг Земли или к Луне, Венере, Марсу [4].

Одним из важных направлений авиационно-космического материаловедения является создание материалов по обеспечению надежности старта ракетносителя с космическим самолетом. Одними из основных требований обеспечения надежности старта ракетносителя с космическим самолетом является повышение сопротивляемости используемых материалов к абляционному воздействию, в результате которого может происходить разрушение и унос материала с поверхности конусной части и внешней обшивки ракетносителя и космического самолета. Композиционные легковесные материалы для старта, так называемая стартовая защитная оболочка космического

корабля, предназначены для защиты терморегулирующих поверхностей и аблятора командного модуля от аэродинамического нагрева при старте, а также повреждения выхлопов при отделении фермы аварийного спасения на старте.

Наиболее перспективными компонентами для создания легковесных абляционно-стойких материалов являются углеродные и полимерные (пеноматериалы) материалы, эффективность применения которых обусловлено их высокой теплопоглощающей способностью, низкой плотностью, высокой удельной теплоемкостью, низкой теплопроводностью, легкостью изготовления изделий заданной конфигурации, относительной дешевизной.

Пеноматериалы (терморактивные смолы) в чистом виде не используются как абляционно-стойкие материалы, а используются как связующие вещества в композиционных легковесных материалах [3].

Эффективность применения таких материалов обусловлено тем, что под воздействием высоких температур на поверхности материала образуется упрочненный слой кокса, способствующий уменьшению скорости выноса газообразных продуктов у легковесного материала [5].

Теоретические и экспериментальные исследования различных теплозащитных материалов показали, что механизм абляционного разрушения включает многочисленные физико-химические процессы, затрудняющие теоретическую интерпретацию экспериментальных данных и построение математических моделей абляционного явления. Поэтому экспериментальная оценка процесса абляционной деструкции материалов в стендовых условиях, имитирующих условия старта и спуска космического аппарата, остается хоть и дорогостоящими исследованиями, однако единственным условием оценки процессов создания абляционно-стойких легковесных материалов [6].

На начальном этапе осуществляли подбор матрицы и наполнителей путем оценки температуростойкости легковесных материалов разных композиционных систем. Оценка температуростойкости проводили следующим образом. Образцы были разбиты на партии. Нагревали тигли пустые и прокачивали. Производили взвешивание образцов до и после прокачивания. Затем нагревали тигель с образцами и прокачивали при температуре равной 750°C, после чего производили оценку потери чистой массы материалов при разном времени воздействия высоких температур.

В качестве полимерной матрицы использовали легковесные материалы (ячеистые пеноматериалы): пенополиизоцианурат "РИПОР", пенополиуретан (Латвия) и фенолформальдегид, "ППУ", пенофенопласт "РНП" (Россия). В качестве наполнителей использовали: терморасширенный графит (ТРГ), оксид алюминия, алумоаэросил, карбид кремния, углеродное волокно, слюда, титаноаэросил, алюмосиликат, нитрид бора, алюмотоксидоаэросил, аэросил разных марок и другие наполнители.

В результате проведенных испытаний было установлено, что хорошие показатели температуростойкости имеют: матрицы - "РИПОР" и "ППУ" с наполнителями

ТРГ (разного типа); матрица – «РНП» с наполнителями аэросил, нитрид бора, карбид кремния, а наилучшие показатели температуростойкости имели легковесные материалы композиционной системы «РИПОР-ТРГ».

На последующих этапах создания композиционных легковесных материалов определяли наилучшее соотношение наполнителя в матрице легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ». Использовали наполнитель ТРГ и матрицу полиизоцианурат «РИПОР» (Латвия), включающий компонент А и компонент Б (содержание компонента А: ацетат калия – 0,5%; глицероацетат – 3,7%; КЭП 2А – 8,3%; фреон №3 – 12%, а компонент Б включал ПИЦ – 75,5%). В процессе получения легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» использовали постоянное количество компонентов А и Б. Материалы получали путем введения в компоненты Б разного процентного содержания (0,5–7,0 масс. %) наполнителя ТРГ, полученного при разных температурах (400–1000°С) [7].

Плотность исследованных легковесных материалов разных композиционных систем составляла от 40 кг/м³ до 70 кг/м³.

Оценка характеристик абляционной устойчивости моделей, изготовленных из легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ», производили на плазменном стенде ВПС-1000-Л/5. Для испытаний использовали модели размером 50х50х20 мм. Модели устанавливали параллельно направлению воздействия высокотемпературного газового потока, направляли на поверхность модели высокотемпературный газовый поток и после 60 секунд нагрев прекращали. Режим испытаний был следующий: тепловой поток: 30 Ккал/м²с, время воздействия: 60 секунд, давление в испытательной камере: 0,044 атм., расход газа – 130 г/с, ширина канала: 30 мм. Перед каждым испытанием проводили калометрирование тепловых потоков с помощью датчиков и создавали в камере разряжение.

Работоспособность моделей композиционных легковесных материалов теплозащитного назначения оценивалась по измерению уноса поверхностного слоя материала и массы. Для этого производили измерение веса и линейных размеров моделей до и после испытаний и определяли абляционные характеристики – скорость линейного уноса материала с поверхности модели ($V_{\text{л}}$) и убыль массы модели ($V_{\text{м}}$) [5]:

$$V_{\text{л}} = L_{\text{н}} - L_{\text{к}} / L_{\text{н}} t \quad (1)$$

$$V_{\text{м}} = m_{\text{н}} - m_{\text{к}} / m_{\text{н}} t \quad (2)$$

где $L_{\text{н}}$ – линейный размер модели $L_{\text{н}}$ – до испытаний и $L_{\text{к}}$ – после испытаний;

$m_{\text{н}}$ – масса модели $m_{\text{н}}$ – до испытаний и $m_{\text{к}}$ – после испытаний; t – время испытаний.

До проведения экспериментальных исследований в условиях взаимодействия высокотемпературного газового потока поверхностный слой моделей подвергали микромеханическим испытаниям по методу непрерывного вдавливания индентора. Для испытаний использовали индентор в виде шара диаметром 3 мм. Испытания проводили с учетом ГОСТ 9450-76 (СТСЭВ 1195-78).

Для реализации метода непрерывного вдавливания индентора был использован прибор [8], обеспечивающий высокую точность регистрации диаграмм деформирования и оценку физико-механических свойств композиционных легковесных материалов в локальной точке поверхности, рис. 1 [9].

На основе традиционной диаграммы локального деформирования поверхности $P=f(h)$ легковесного материала рассчитывали величину микротвердости, рис.1, а. В зависимости от вида используемого индентора оценку микротвердости по Виккерсу (HV_{h}) и Бринелю (HB_{h}) производили по формулам [10]:

$$HV_{\text{h}} = 37,8 P/h^2 \quad (3)$$

$$HB_{\text{h}} = P/pd_{\text{ш}} h \quad (4)$$

где P – нагрузка на индентор; h – глубина внедрения; $d_{\text{ш}}$ – диаметр индентора.

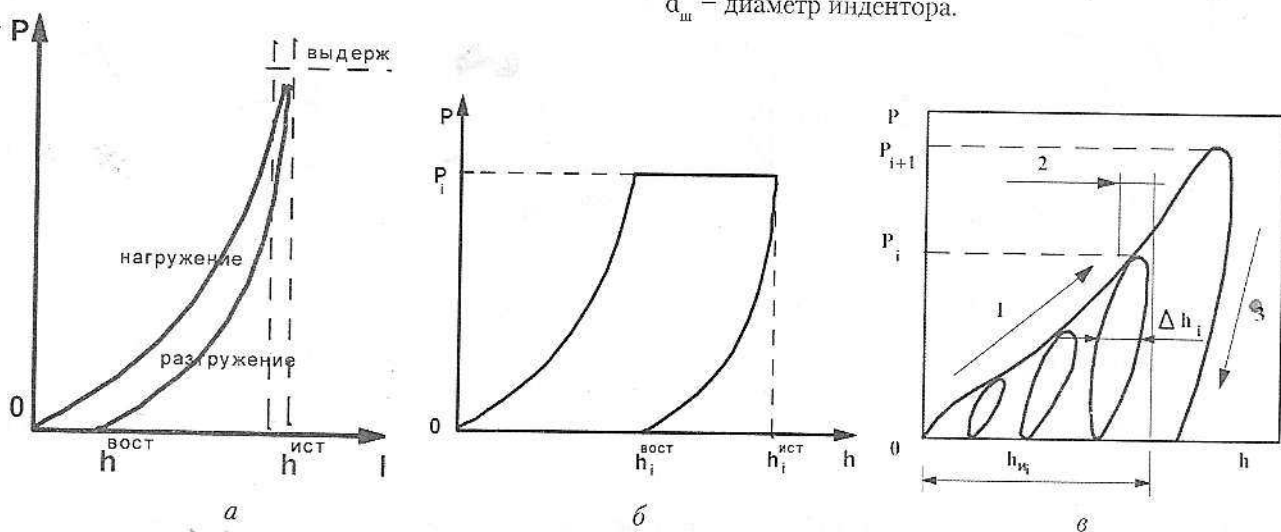


Рис. 1. Принципы деформирования легковесного материала в локальной точке поверхности: а – традиционная; б – с выдержкой нагрузки; в – с повторным нагружением

Диаграмма деформирования с длительной выдержкой позволяла фиксировать изменение истинной глубины внедрения h_{in} индентора от времени t воздействия заданной нагрузки P и определять способность легковесного материала к ползучести (Dh_{in}/Dt), рис.1, б.

Диаграмма деформирования в режиме повторного нагружения, предполагает внедрение индентора в поверхность легковесного материала при нагрузке P , разгрузки и повторного нагружения до нагрузки P_{i+1} . На основе такой диаграммы локального деформирования помимо истинной глубины внедрения индентора h_{in} и h_{in+1} фиксировали ширину петли гистерезиса Dh_i и Dh_{i+1} , которая характеризует величину внутреннего трения и связана с эффектом неупругости, рис.1, в.

Для проведения механических испытаний на сжатие изготавливали образцы высотой и диаметром 20 мм, а испытания проводили на испытательной машине 2167P с учетом стандартов ГОСТ 23206-78 и ОСТ 48-91.2-81 и рекомендаций работы [11].

Исследование показало наличие многообразия форм характера локального деформирования поверхностного слоя легковесных материалов.

Установлен характер локального деформирования сплошного структурного элемента пористого легковесного материала, размещенного параллельно оси вдавливания индентора, когда диаметр отпечатка превышает толщину структурного элемента и может быть реализовано одноосное напряженное состояние в структурном элементе легковесного материала, рис. 2, б. Такой характер локального деформирования может быть сопоставлен с характе-

ром объемного деформирования образца, рис. 2, а. В этом случае на диаграммах локального и объемного деформирования можно распознать наличие характерных стадий, которые включают стадию упругого деформирования и стадию потери устойчивости образца, рис. 2, а и сплошного структурного элемента, рис. 2, б [12].

Когда диаметр отпечатка индентора значительно превышает размер сплошного структурного элемента имеет место трехосное напряженное состояние. В этом случае при возрастании нагрузки, может происходить разрушение сплошного структурного элемента, кривая 1, рис. 2, в и локальное деформирование, проходя через пору, может распространяться на другой сплошной структурный элемент легковесного материала. В другом случае, на стадии упругого локального деформирования может происходить уплотнение поверхностного слоя и в дальнейшем характер локального деформирования может соответствовать характеру деформирования поверхностного слоя сплошного легковесного материала, кривая 2, рис. 2, в, когда становится возможным определение локальных физико-механических свойств с использованием известных принципов обработки диаграмм локального деформирования [13].

Результаты статистической обработки показали достаточно высокое совпадение средних значений локального модуля упругости E^l , условного локального предела прочности на сжатие σ_c^l , условного локального предела пропорциональности σ_{mn}^l с объемными свойствами образцов легковесных материалов ($E^o, \sigma_c^o, \sigma_{mn}^o$), таблица 1.

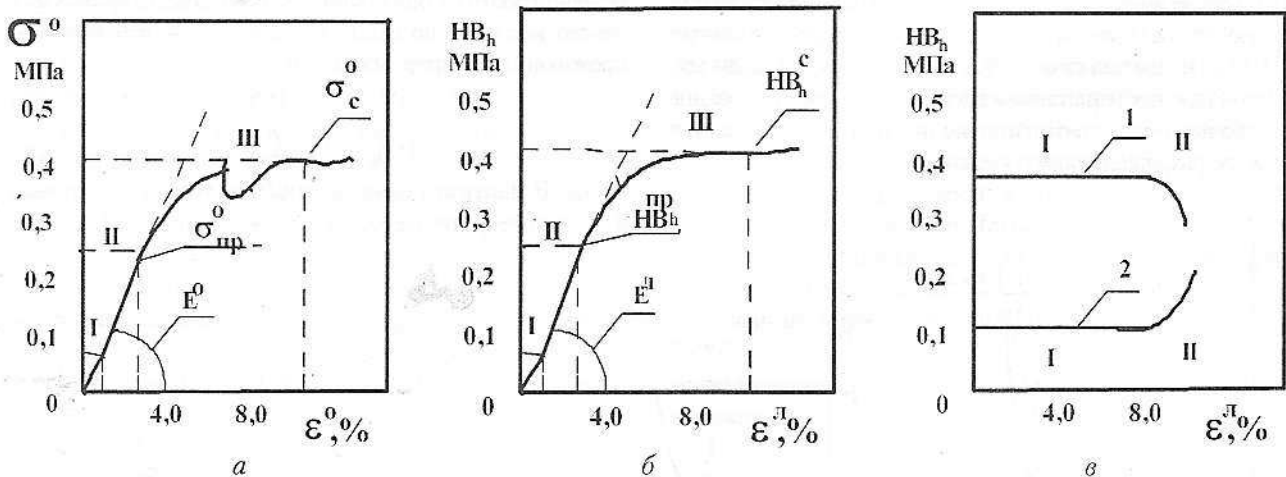


Рис. 2. Диаграммы деформирования легковесного материала:
а – объемное деформирование образца; б – локальное деформирование структурного элемента, размещенного параллельно оси вдавливания индентора; в – локальное деформирование с последующим разрушением (1) или уплотнением (2)

Таблица 1

Механические свойства легковесных материалов

Механические свойства образцов, МПа			Микромеханические свойства поверхности образцов, МПа					
σ_c^o	σ_{mn}^o	E^o	σ_c^l	σ_{mn}^l	E^l	E_h^l	$HB_h^{пр}$	$HB_h^{тжк}$
0,31	0,19	10,02	0,40	0,21	9,24	8,52	0,35	0,12

Результаты экспериментальных исследований показали, что для одного и того же типа полимерной матрицы имеет место линейная зависимость между абляционными и микромеханическими свойствами: $V_n = f(HV_n)$, $V_m = f(HV_n)$, что позволило сопоставить микромеханические и абляционные свойства легковесных материалов, рис. 3.

Модели, изготовленные из легковесных материалов с матрицей «ППУ» были подвержены локальным и частичным разрушениям и имели самые низкие абляционные характеристики. Наилучшие абляционные свойства и хорошие показатели образования коксового остатка на поверхности моделей имели легковесные материалы композиционной системы «РИПОР-ТРГ», и для этих материалов были проведены исследования по определению наилучшего соотношения наполнителя в матрице.

Результаты механических испытаний легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» показали, что прочность на сжатие (σ_{10}) материалов не зависит от температуры получения наполнителя ТРГ, но зависит от процентного содержания наполнителя ТРГ. Так, при содержании 5–7% наполнителя ТРГ прочность на сжатие уменьшается в 1,5–2,0 раза, но при небольшом

содержании наполнителя до 1,5%: прочность на сжатие (σ_{10}) не меняется, а модуль упругости (E) легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» повышается на 40–50%, таблица 2 [12].

В тоже время установлено, что зависимость микротвердости (HV_n) легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» имеет сложный характер в зависимости от процентного содержания (C) наполнителя ТРГ. Причем, при содержании наполнителя ТРГ в диапазоне: 0,5–1,5 %, чем выше температура получения наполнителя ТРГ, тем выше уровень максимума прочности (HV_n) легковесного материала композиционной системы «РИПОР-ТРГ», рис. 4, а.

С увеличением уровня прочности поверхностного слоя (HV_n) уменьшается величина уноса (V_n) с поверхности моделей при абляционных испытаниях. Так, например, исходный легковесный материал (пеноматериал) не имеющий наполнителя ТРГ (+) имеет наихудшую абляционную устойчивость, а наилучшие показатели абляционной устойчивости у легковесного материала композиционной системы «РИПОР-ТРГ», содержащего 0,5% наполнителя ТРГ (№9.2), полученного при 1000°C, рис. 4, б.

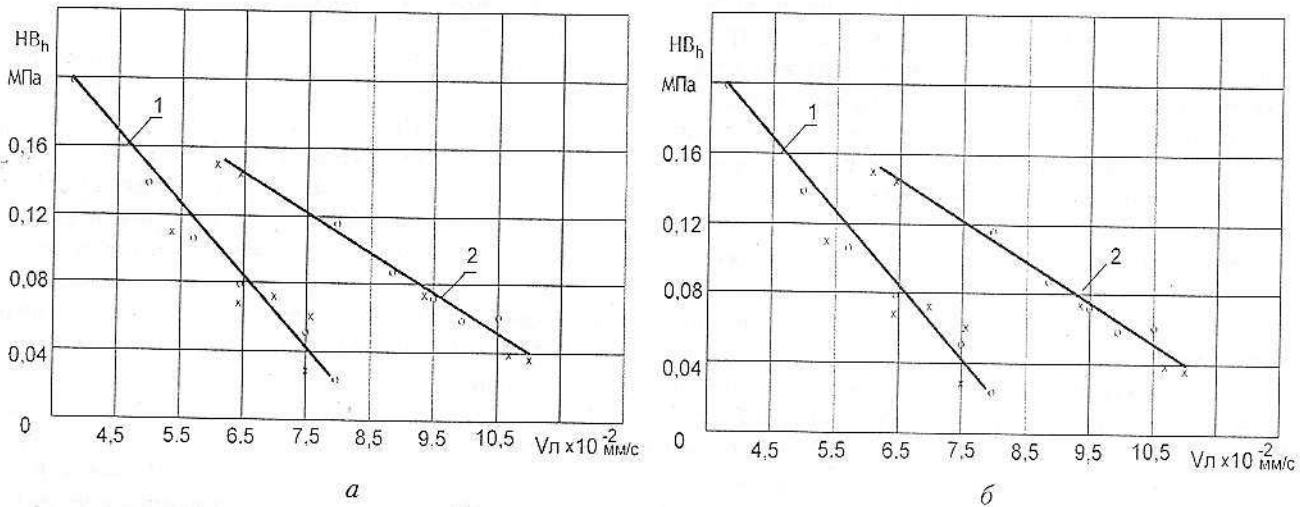


Рис. 3. Зависимость микротвердости моделей от скорости линейного уноса (1) и убыли массы (2) с разными наполнителями и матрицами: а – «РИПОР»; б – «ППУ»

Таблица 2

Механические свойства легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ»

Шифр модели	Процентное содержание ТРГ, %	Модуль упругости, E, МПа	Напряжение разрушение при сжатии, σ_c , МПа
9.2	0,5	18,1	0,44
9.1	5,0	6,0	0,26
12.3	0,5	13,6	0,40
12.1	7,0	6,0	0,20
11.3	0,5	14,4	0,41
11.1	5,0	9,0	0,25
10.3	0,5	16,0	0,43
10.1	5,0	8,3	0,27
-	0,0	13,2	0,45

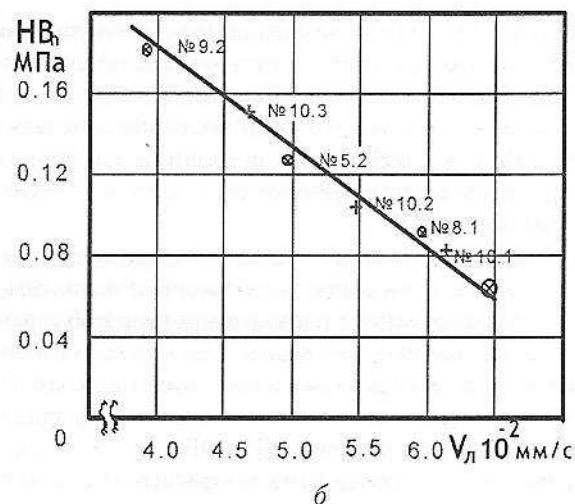
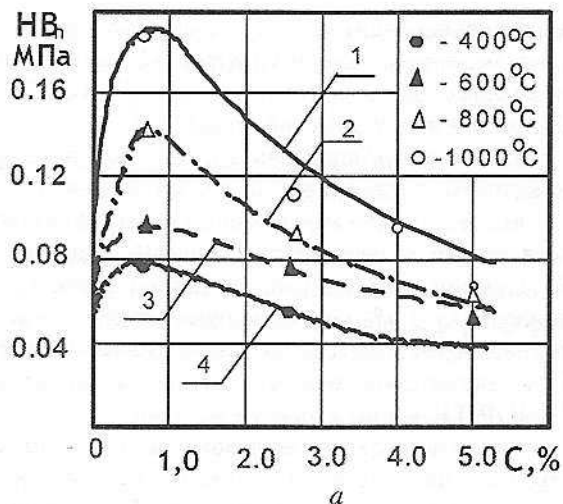


Рис. 4. Зависимость микротвердости (HV_n) моделей легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» от: а – температуры получения, процентного содержания наполнителя ТРГ; б – линейного улопа

Анализ структуры легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ» показал, что частицы наполнителя ТРГ распределены неоднородно, причем меньшая часть частиц ТРГ имело межструктурную ориентацию, а большая часть частиц ТРГ распределялось в узлах ячеистой структуры полимерной матрицы, вызывая их укрупнение. Характерный размер структурных элементов исходного легковесного материала составлял 60–600 мкм. Наиболее высокую степень неоднородности прочностных свойств имел легковесный материал композиционной системы «РИПОР-ТРГ», содержащий 0,5% наполнителя ТРГ: 60–1800 мкм.

Высокое процентное содержание наполнителя ТРГ в матрице легковесного материала нарушает морфологию ячеистой структуры за счет локального разрушения надячисистой структуры и приводит к понижению прочности поверхностного слоя.

Однако образование в ячеистой структуре легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ», содержащих 0,5–1,5% наполнителя ТРГ, полученного при 1000°C, более крупных узлов в ячейках свидетельствует о формировании эффективного граничного слоя между полимерной матрицей и активным наполнителем ТРГ, имеющим развитую поверхность.

Это способствует увеличению локальной прочности и прочностной неоднородности поверхностного слоя, что повышает абляционную устойчивость моделей легковесных материалов композиционной системы «РИПОР-ТРГ».

Таким образом, проведенные исследования показывают возможности использования методов микромеханических испытаний для оценки физико-механических свойств и процессов создания легковесных материалов, направленных на повышение абляционной устойчивости и конструкционной надежности панелей теплозащитного назначения.

Литература

1. Аксенов Ю.В., Образцов И.Ф. Некоторые аспекты развития аэрокосмических систем России в XXI веке. Концепция создания //Механика композиционных

материалов и конструкций. – 2003. – Том. 9. №1. – С. 1–3.

2. Майер Н.Д. Гражданская авиация //В кн.: Применение композиционных материалов в технике /Ред. Б. Нотон. – М. – С. 36–77.

3. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. – М., 1976. – 300 с.

4. Полежаев Ю.В., Михатулин Д.С. Эрозия поверхностей в гетерогенных потоках //Препринт ИВТАМ, 32-2777. – М., 1989. – 67 с.

5. Тараканов О.Г., Шанов И.В., Альперн В.Д. Наполненные пенопласты. – М. – Химия. – 1989. – 215 с.

6. Ланделл, Уэйкфорд, Джонс. Экспериментальные исследования коксующихся аблирующих материалов при совместном воздействии конвективного и радиационного нагревания //Ракетная техника и космонавтика. – 1965. – №11. – С. 136–147.

7. Черныш И.Г., Никитин Ю.А., Пятковский М.Л., Чуйко А.А. Способ изготовления легковесных материалов //АС№324050 СССР. С048 35/54. – 1991.

8. Запорожец В.В., Закиев И.М., Никитин Ю.А. Прибор для испытаний материалов на микротвердость //АС№1793294 СССР. G01n 3/42.–Б.И. №5. – 1993.

9. Никитин Ю.А., Запорожец В.В. Новые направления в микромеханических испытаниях поверхностного слоя материалов // Проблемы трибологии. – 2003. – №2. – С. 86–97.

10. Григорович В.К. Твердость и микротвердость металлов. – М. – Наука. – 1976. – 230 с.

11. Никитин Ю.А., Черныш И.Г., Пятковский М.Л. К методике оценки прочности на сжатие низкоплотных материалов. – Деп. в ВИНТИ 20.01.91, №1208-91.

12. Никитин Ю.А., Пятковский М.Л. Физико-механические свойства наполненного пенополиизоциануратного материала //Пластические массы. – 1995. – №2. – С. 19–21.

13. Бульчев С.В., Алехин В.П. Испытание материалов непрерывным вдавливанием индентора. М.: Машиностроение. – 1990. – 224 с.