

УДК 629.786.085

- Фролов Г. А.** д-р техн. наук, зав. отделом Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@ukr.net;
- Солнцев В. П.** д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: solntcevVP@gmail.com;
- Евдокименко Ю. И.** науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: yevd@meta.ua;
- Кисель В. М.** ст. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: vyacheslav.kysil@gmail.com;
- Бучаков С. В.** млад. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: buchakovff.s@gmail.com;
- Бродниковский Н. П.** канд. физ.-мат. наук, зав. отделом Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: nbrodnik@gmail.com;
- Луговской Ю. Ф.** д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: lugovskoi_u@ukr.net;
- Луцук Д. В.** инженер Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: 9033703@gmail.com;
- Солнцева Т. А.** ст. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: koroltatiana53@gmail.com;
- Цыганенко В. С.** науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@ukr.net

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАЗЦОВ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ НИОБИЯ И НИХРОМА ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В данной работе проведены исследования характеристик сплавов на основе ниобия и нихрома при рабочих температурах на поверхностях, предназначенных для тепловой защиты конструкции многоразового космического аппарата (МКА). Проведены ресурсные испытания образца ниобиевого сплава при конвективном нагреве. Испытания проводились на универсальном термоструйном газодинамическом стенде (УТС) в сверхзвуковой струе продуктов сгорания топливной пары «керосин-воздух». Для термоэрозионных испытаний был представлен образец из ниобиевого сплава, полученного спеканием и прокаткой в виде пластины. Образец экспонировался в потоке на длине 25 мм, и площадь нагрева составила 275 мм². Так как в нихромовом сплаве при нагреве в продуктах сгорания при температурах выше 850 °С образуется межкристаллитная коррозия, его термоциклирование проводили при радиационном нагреве на гелиоустановке. Рентгеноструктурный анализ показал, что высокая эффективность разработанных сплавов объясняется образованием на поверхности защитных оксидных пленок. Один из возможных механизмов термоэрозионного разрушения поверхности образцов ниобиевого сплава можно представить как рост объемов дефектов в процессе термоциклирования, их «залечивания», приводящего к самообособлению фрагментов поверхности материала и их последующего отрыва. Самозалечивание трещин и других поверхностных дефектов, например выбоин, что образуются при высокоскоростном ударе пылевыми частицами, находящимися в газовом потоке, происходит вследствие высокой концентрации дефектов на поверхности, образующихся при воздействии газодинамического потока. В дополнение к этому, представлены данные

по механическим свойствам для нихромового сплава, в том числе, усталостная прочность. Установлено, что при циклировании (10^7 циклов) на виброэлектродинамическом стенде (VEDS-200A-M1) усталостная прочность составила 570 МПа, что значительно превышает требуемую $0,4\sigma_b = 400$ МПа. Разработанный нихромовый сплав имеет $\sigma_b = 1008$ МПа, $\sigma_{0,2} = 695$ МПа при пластичности $\delta = 16,2$ %. Испытания образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °С на стенде УТС показали жаростойкость, достаточную для использования этих сплавов в металлических системах тепловой защиты многоразовых космических аппаратов.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, конвективный нагрев, ресурсные испытания.

Введение

При спуске возвращаемого космического аппарата в атмосфере Земли на его конструкцию воздействуют большие тепловые нагрузки, которые сильно зависят от траектории входа в атмосферу. Поэтому для тепловой защиты конструкции аппарата необходимо применять различные методы. Одними из последних достижений в области разработки теплозащитных покрытий следует отметить новое металлическое теплозащитное покрытие с транспирационным охлаждением, которое разработано в космической компании "SpaceX" [1]. Для защиты самых раскаляющихся областей будет применяться метод транспирационного охлаждения, где метан и вода будут испаряться через 10-микронные отверстия на обратной стороне покрытия и тем самым охлаждать внешнюю часть. Разработке металлических теплозащитных покрытий стали уделять больше внимания после катастрофы многоразового космического аппарата корабля «Колумбия» (МКА), когда кусок оторвавшегося пенопласта от крепления топливного бака разрушил углерод-углеродную кромку крыла МКА.

На большей части поверхности МКА «Шаттл» и «Буран» применялась плиточная теплозащита, поверхность которой легко разрушалась при случайных ударах. Поэтому при проектировании систем тепловой защиты (СТЗ) вновь разрабатываемых космических систем широко используются металлические материалы [2], которые обладают хорошей механической прочностью и более пригодны для ремонта при наземном обслуживании.

В работе [3] была представлена разработка жаропрочного сплава на основе ниобия. При разработке сплава использовался печной (объемный) нагрев. При этом в условиях радиационного нагрева на гелиоустановке исследовалась термокинетика его реакционного спекания. Было проведено термоциклирование в печи CHOL 7.2/1300 для определения термостойкости образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °С, которое показало высокую жаростойкость сплава. Было установлено, что, как и при термоциклировании Ni-Cr сплава, которое проводилось на установке СГУ-7 в условиях радиационного нагрева при $T_w = 1100$ °С

(расположена в Крымском гелиоцентре ИПМ НАН Украины), на его поверхности образуется оксидная пленка, которая препятствует его дальнейшему разрушению [4].

Целью данной работы является проведение исследований термоэрозионных и механических характеристик сплавов на основе ниобия и нихрома при температуре поверхности 1100-1200 °С.

1. Постановка задачи

Достаточно полный перечень систем тепловой защиты (СТЗ) представлен в обзоре «European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, FL January 22, 2007». На этой конференции было показано, что использованию металлических СТЗ, разрабатываемых в европейских странах, уделяется большое внимание.

Основными европейскими сплавами для сотовых теплозащитных конструкций МКС являются дисперсноупрочненные оксидом иттрия сплавы нихрома: 20% хрома с малыми, менее 1%, добавками титана и алюминия. Они получают механохимическим способом и их плотность больше 8000 кг/м³. Кроме высокой плотности полученные материалы имеют ряд недостатков, обусловленных технологической наследственностью. Длительный размол приводит к повышению содержания примесей внедрения: углерода, азота и кислорода в виде оксидов. Углерод при спекании и термомеханической обработке выделяется в виде карбидов по границам зерен, тем самым снижая пластичность материала. Оксиды, образующиеся на поверхности частиц, в большей степени хрома, препятствуют диффузионной гомогенизации сплава, что приводит к понижению его жаростойкости.

В Институте проблем материаловедения им. И.М. Францевича НАН Украины были разработаны сплавы на основе нихрома с удельным весом меньше 8000 кг/м³ и ниобия с удельным весом меньше 6000 кг/м³. Сплавы предназначены для изготовления трехслойной металлической теплозащиты с весом не более 10 кг/м².

3. Испытания сплава на основе ниобия при конвективном нагреве

Разработанный материал должен работать в условиях нагрева набегающим газовым потоком, поэтому заключение о пригодности разработанного сплава для тепловой защиты МКА можно будет сделать только после испытаний приближенным к натурным, которые в нашем случае проводились в сверхзвуковом потоке продуктов сгорания керосина в воздухе, истекающем из сверхзвуковой воздушно-жидкотопливной горелки ГВО-2М. Давление в камере сгорания горелки во всех испытаниях составляло 0,7 МПа. Расчетное объемное содержание молекулярного и атомарного кислорода на поверхности при этом давлении составляет $C_{O_2} = 1,45 \times 10^{18} \text{ см}^{-3}$ и $C_{O} = 2,2 \times 10^{14} \text{ см}^{-3}$. Скорость потока в выходном сечении сопла – 1408 м/с (2,1 М).

Горелка установлена на универсальном термоструйном стенде (УТС), который предназначен для проведения экспериментальных научно-исследовательских и технологических работ с использованием термохимических генераторов высокоскоростных высокотемпературных газовых потоков, в том числе несущих дисперсную фазу. Основным назначением стенда является обеспечение питанием газогенераторов рабочими средами – горючим, окислителем, порошковым материалом и охлаждающей водой, обеспечение контроля и регулирования режима их работы, а также перемещения рабочей зоны процесса [5].

Задачей термоэрозионных испытаний являлось определение динамики изменения массы образца и морфологии его поверхности в результате термоэрозионного и окислительного воздействия сверхзвукового потока при температуре поверхности 1200 °С.

Для термоэрозионных испытаний на УТС был представлен образец из ниобиевого сплава, полученного спеканием и прокаткой (плотность – 5,4 г/см³) в виде пластины с размерами 38×11×3 мм и начальной массой – 6,7 г. Образец экспонировался в потоке на длине 25 мм, и площадь нагрева составила 275 мм².

Образец устанавливали на расстоянии 40 мм от среза сопла, давление торможения на его поверхности в испытаниях составляло 0,47 МПа, рис. 1.

Проводились измерения яркостной и истинной температур поверхности: яркостной $T_{w, \text{ ярк}}$ (пирометр IGA 100), истинной T_w (пирометр ISQ 5-LO MB-30). Измерения проводили с частотой 1 с⁻¹, полученные данные записывали штатной программой INFRATHERM на ПК. На основании полученных данных рассчитывали значения

коэффициента излучения ниобиевого сплава при температуре поверхности.

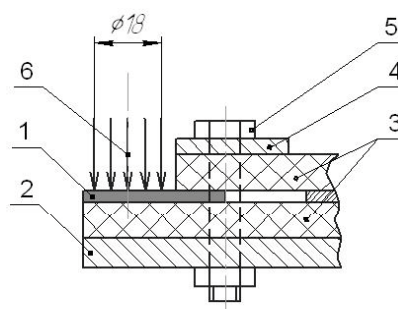


Рис. 1. Крепление образца при термоэрозионных испытаниях сплава на основе Nb:

- 1 – образец; 2 – опорная плита; 3 – теплозащитные пластины (SiC); 4 – прижимная планка;
- 5 – болтовое соединение; 6 – газовый поток

На рис. 2 показана запись показаний пирометров в испытании Nb-1 (испытание № 1 образца ниобиевого сплава), а на рис. 3 – результаты расчета значений коэффициента излучения в зависимости от циклов нагрева.

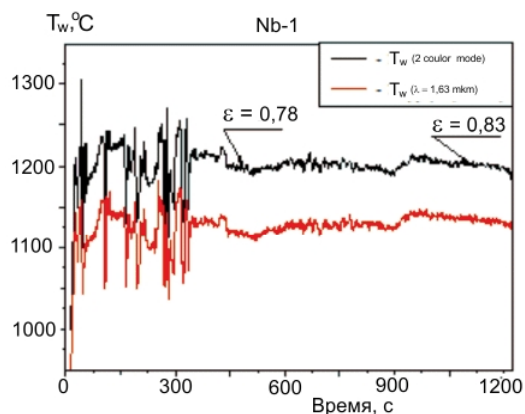


Рис. 2. Пример термограммы при испытаниях сплава на основе Nb в условиях термоциклирования на стенде УТС

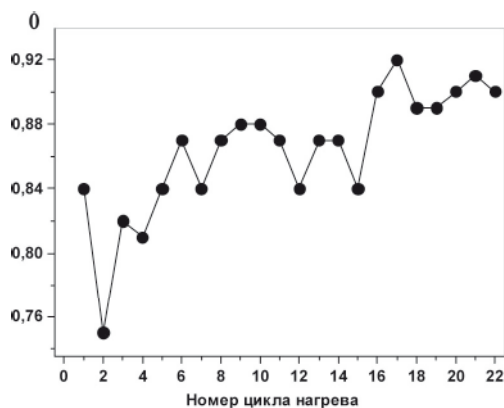


Рис. 3. Зависимость излучательной способности образца от количества циклов

В табл. 1 приведены все результаты, полученные при ресурсных испытаниях образца сплава на основе ниобия в сверхзвуковой струе продуктов сгорания топлива «кислород-керосин».

Таблица 1. Результаты термоэрозионных испытаний образца ниобиевого сплава

Номер испытания/ число цикл. нагр.	Время, с	T_w °С (средняя)	Изменение массы, мг	Коэф. излучения
Nb-1 / 1	1200	1202	12,75	0,78-0,83
Nb-2 / 1	1073	1198	36,60	0,87-0,87
Nb-3 / 1	1196	1188	-3,70	0,80-0,87
Nb-4 / 1	1199	1192	-0,10	0,77-0,79
Nb-5 / 1	431	1199	0,00	0,79-0,86
Nb-6 / 1	1172	1198	-14,66	0,83-0,80
Nb-7 / 1	1500	1199	-21,50	0,83-0,85
Nb-8 / 1	1498	1205	-10,39	0,83-0,88
Nb-9 / 1	1381	1208	-9,74	0,87-0,90
Nb-10 / 1	1200	1205	-3,89	0,92-0,91
Nb-11 / 1	1073	1208	-2,47	0,95-0,93
Nb-12 / 1	1196	1203	-2,39	0,88-0,89
Nb-13 / 1	1199	1200	0,89	0,91-0,89
Nb-14 / 2	431	1204	-0,21	0,91-0,95
Nb-15 / 17	1172	1215	3,48	0,82-0,91
Nb-16 / 23	1500	1208	0,08	0,87-0,95
Nb-17 / 22	1498	1204	-1,85	0,75-0,92
Nb-18 / 23	1381	1214	0,35	0,94-0,96

Из таблицы видно, что длительность одного цикла нагрева в среднем составляла 1200 с (т. е. необходимо 20 мин.), а температура поверхности выдерживалась на уровне 1200 °С.

Результаты термоциклирования показаны на рис.4.

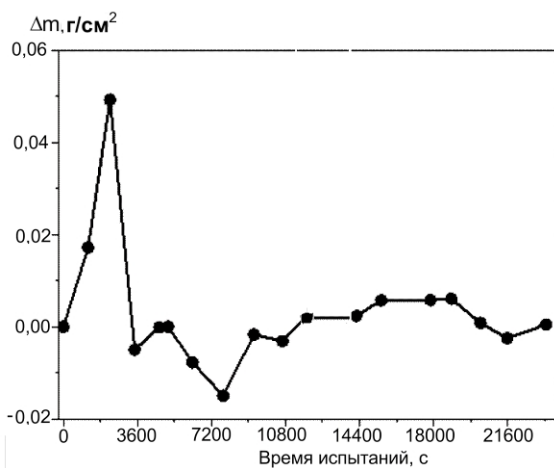


Рис. 4. Изменение массы образца ниобиевого сплава в процессе термоэрозионных испытаний при температуре поверхности 1200 °С

До и после каждого испытания проводили взвешивание образца на лабораторных весах ВЛР-200 с точностью до 0,05 мг.

Наибольший прирост массы образца происходит в первые 40 минут нагрева (49,4 мг), когда

происходит формирование и рост оксидной пленки. Затем в течение двух часов происходит столь же интенсивная потеря массы, после чего процесс изменения массы постепенно стабилизируется. За последние три часа испытаний в образце происходит как прирост массы, так и ее потеря. Общее изменение массы образца в восьми последних испытаниях (90 циклов нагрева общей продолжительностью 194 минуты) составляет всего 2,12 г/м² (унос). Суммарно изменение массы образца за 6,5 часов испытаний составило 16,7 мг, что соответствует уносу 61 г/м² и для листа толщиной 0,5 мм (основной размер наружного слоя теплозащитного покрытия для МКС) составляет меньше 2,3 % начальной массы.

Ведущим научным сотрудником ИПМ НАН Украины А.И. Быковым был проведен рентгеноструктурный анализ образцов до и после испытаний (рис.5).

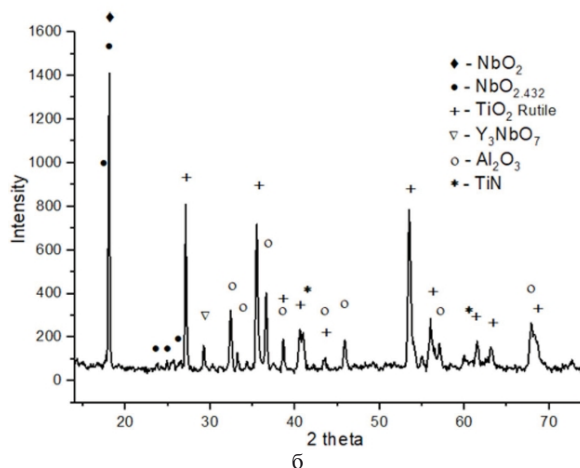
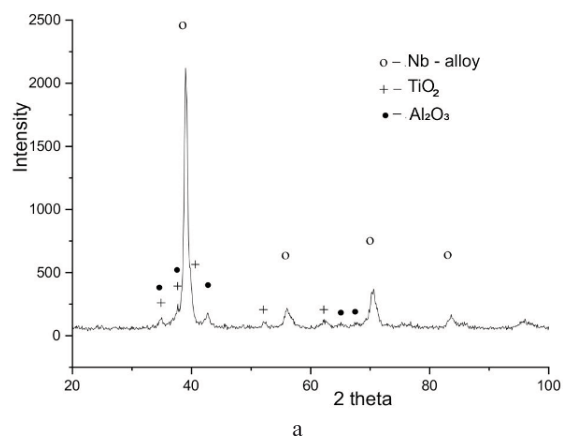


Рис. 5. Дифракционная картина сплавов на основе ниобия с обозначением пиков основной фазы: а – до испытаний; б – после испытаний

Он показал, что, как и при термоциклировании Ni-Cr сплава, образец размером 100x100 мм был испытан на установке СГУ-7 в условиях радиационного нагрева при $T_w = 1100$ °С (расположена в Крымском гелиоцентре ИПМ

НАН Украины), на его поверхности образуется оксидная пленка из нихромовой шпинели, которая препятствует его дальнейшему разрушению [4]. Аналогичная картина наблюдается на поверхности образца ниобиевого сплава – при термоциклировании на стенде УТС также образуются оксидные пленки, которые препятствуют его дальнейшему разрушению при $T_w = 1200\text{ }^\circ\text{C}$ (рис. 5).

Рассмотрим морфологию поверхности образца в процессе термоциклирования. После испытаний **Nb-12** пленка сохраняет сплошность, в зоне воздействия ядра струи, где ее термоэрозионное воздействие максимально, шероховатость поверхности заметно меньше, чем на периферии у края образца (рис. 6).

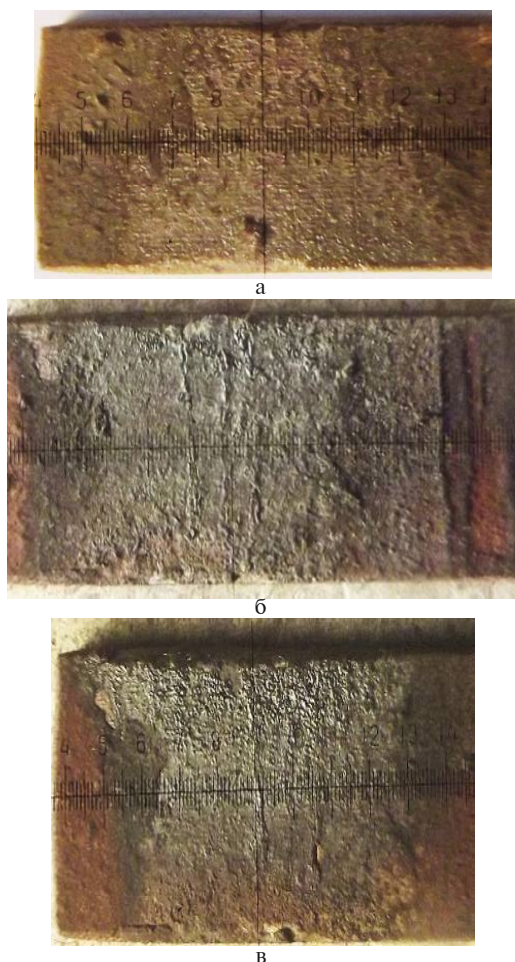


Рис. 6. Внешний вид образца Nb-сплава после термоэрозионных испытаний: а – после испытания Nb-12; б – после испытания Nb-16; в – после испытания Nb-18

Поверхность образца после испытания **Nb-16** (суммарно 326 минут нагрева в 55-ти циклах) – на верхнем краю изображения в районе перекрестия шкалы видны дефекты в виде борозд (трещин), ближе к центральной линии образца переходящие во вздутия, которые непосредственно возле неё уже в значительной степени размыты.

На поверхности после заключительного испытания **Nb-18** (суммарно 391 минута нагрева в ста циклах) видно, что значительная часть дефектов полностью сглажена, т.е. произошло их полное «залечивание».

Рис. 7 показывает процесс образования и залечивания трещины на поверхности образца сплава на основе ниобия при термоциклировании на стенде УТС.

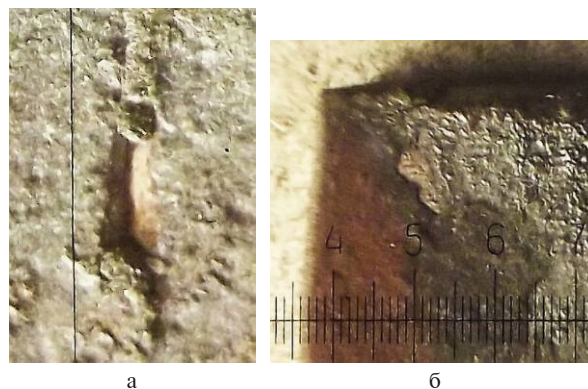


Рис. 7. Дефекты на поверхности образца сплава на основе ниобия, образовавшиеся при термоциклировании: а – участок с трещиной; б – участок, «залеченный» оксидной пленкой

4. Определение механических характеристик нихромового сплава

Обычно образцы для механических испытаний готовятся методом искровой резки с помощью проводника. Это позволяет проводить испытания на растяжение для изготовления на концах рабочей части образца кромок в виде лопасти для фиксации образца в захватах с диаметром 8 мм. Длина рабочей части образца равна 15 мм, а ее поперечное сечение равно $3 \times 18\text{ мм}^2$, рис. 8.

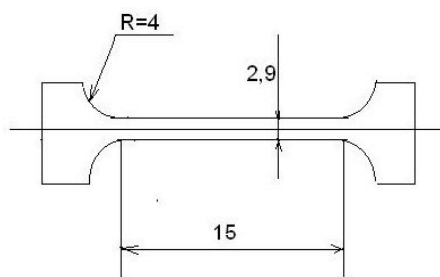


Рис. 8. Геометрия и размеры рабочей части образца для испытаний на растяжение

Образцы для испытания на сжатие имеют форму параллелепипеда, обычно с размерами $4 \times 4 \times 6\text{ мм}$. После искровой резки поверхности образцов обрабатывают шлифовкой до глубины 0,1 мм для устранения дефектов, возникающих в результате локальных тепловых шоковых искровых разрядов. Испытание проводили на машине

«NIKON» тип 1246 в вакууме ($\sim 1 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст.) при температуре до 1300 °С (рис.9).



Рис. 9. Оборудование для механических испытаний в вакууме: «NIKON» 1246

Нагружение обеспечивается перемещением траверсы со скоростью 1 мм/мин. Это соответствует скорости деформации для образца длиной 15 мм на начальной стадии около $1,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$. Установка позволяет изменять скорость перемещения в интервале: $10^{-5} \div 10$ мм/мин. Это дает возможность определения скоростной чувствительности напряжения течения в широких интервалах скоростей деформации и температуры. Конструкция цепочки нагружения обеспечивает соосность за счет использования шариковых опор.

Для испытаний был представлен образец нихромового сплава после прокатки толщиной 1 мм, состава: Ni - 20Cr - 5,7Al - 1,5 Y₂O₃. На рис.10 показана микроструктура образца этого сплава.

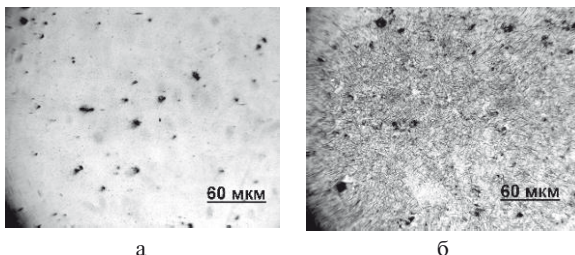


Рис. 10. Микроструктура сплава в спеченном состоянии: а – без травления; б – после травления

Образец в форме параллелепипеда был испытан на сжатие при температуре 20 °С. Было получено значение $\sigma_{0,2} = 675 \text{ МПа}$.

В табл. 2 приведены значения зависимости прочности на растяжение от температуры образцов нихромового сплава толщиной 1 мм, изготовленных в виде, показанном на рис. 8, полученные при атмосферном давлении и в вакууме.

Таблица 2. Механические свойства образцов сплава на основе нихрома при испытаниях на растяжение

Условия испытаний	T, °C	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_b , МПа	δ , %
При атмосферном давлении	1200	35	-	-
	20	522	675	7,0
	20	677	996	14,9
	20	713	1021	17,6
	400	718	1021	18
	400	676	936	19,9
	800	286	578	6,2
В вакууме 10^{-4} мм.рт.ст.	800	687	1005	1,1
	1200	51	56	22,3

С целью определения сопротивления усталостным нагрузкам образцы такого же состава были испытаны на усталостную прочность. Характеристики образцов: плотность – 7,68 г/см³, модуль Юнга – E = 212 ГПа; направление волокон – образцы были разрезаны вдоль прокатки; тип заготовки – лист толщиной 1 мм; механические характеристики образцов: $\sigma_b = 1008 \text{ МПа}$, $\sigma_{0,2} = 695 \text{ МПа}$, $\delta = 16,2 \%$.

Условия испытаний: тип нагрузки – изгиб консоли с постоянной амплитудой напряжения на резонансной частоте; температура испытания – 19 °С, скорость нагрузки – 2,0 кГц.

Тип образца и номинальные размеры поперечного сечения – плоская пластина с постоянными размерами поперечного сечения 4 мм x 0,86 мм. Состояние поверхности – после снятия наружного слоя поверхность дополнительно обрабатывается наждачной бумагой Р 800.

Испытательная машина – виброэлектродинамический стенд (VEDS-200А-М1).

На рис. рис. 11 показаны результаты испытаний на усталостную прочность.

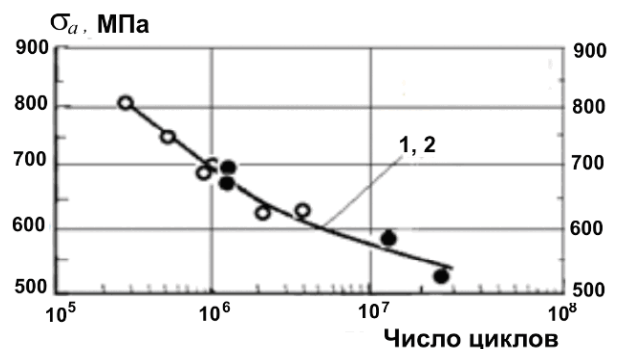


Рис. 11. Кривые усталости сплава нихрома с изгибом консоли на частоте 2 кГц при комнатной температуре: 1 (○)– прокатка вдоль, 2 (●)– поперек прокатки

Было испытано 10 образцов и полученные данные позволяют сделать вывод о том, что направление прокатки практически не влияет

на сопротивление усталости. Для выполнения рабочих условий сопротивление усталости должно составлять $0,4\sigma_b$. С учетом того, что $\sigma_b = 1008$ МПа усталостная прочность должна быть не менее 400 МПа. При испытаниях получено значение 570 МПа. Это показывает, что разработанный сплав удовлетворяет эксплуатационным требованиям и структурные дефекты (рис. 10) не влияют на сопротивление усталости.

Заключение

1. Испытания образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °С на стенде УТС показали жаростойкость, достаточную для использования этих сплавов в металлических системах тепловой защиты многоразовых космических аппаратов. Рентгеноструктурный анализ показал, что высокая эффективность разработанных сплавов объясняется образованием на поверхности защитных оксидных пленок.

2. Один из возможных механизмов термоэрозионного разрушения поверхности образцов ниобиевого сплава можно представить как рост объемов дефектов в процессе циклирования их «залечивания» и последующего выкрашивания. Происходит как бы самозалечивание трещин и других поверхностных дефектов, например, выбоин, что образуются при высокоскоростном ударе пылевыми частицами, находящимися в газовом потоке.

3. Механические характеристики сплава на основе нихрома удовлетворяют требованиям по прочности сотовой конструкции металлической тепловой защиты МКА.

4. Полученные результаты по жаростойкости и жаропрочности сплавов как на основе ниобия, так и нихрома позволяют сделать вывод о том, что данные сплавы можно рекомендовать для использования в качестве ме-

таллической тепловой защиты многоразовых космических систем.

Литература

1. SpaceX испытала тепловую защиту корабля Starship [Электронный ресурс] / МЕГАНУАУ-КА. Научно-технологическое онлайн издание. – Режим доступа: <http://mega-nauka.com/sciencecosmos/1354-spacex-ispytala-teplovuyu-zaschitu-korablya-starship.html>

2. Blosser Max L. Reusable metallic thermal protection systems development [Электронный ресурс] / Max L. Blosser, Carl J. Martin, Kamran Daryabeigi, Carl C. at all. Poteet – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20040095922> 2017-11-24T06:37:22 +00:00Z

3. Солнцев В.П. Разработка жаропрочного сплава на основе ниобия для тепловой защиты изделий ракетно-космической техники [Текст] / В.П. Солнцев, В.В. Скороход, Г.А. Фролов, К.Н. Петраш, Т.А. Солнцева, А.М. Потапов, И.А. Гусарова и др. // Вісник двигунобудування. – 2016. – № 2. – С. 198-206.

4. Фролов Г.А. Высокотемпературные испытания металлической тепловой защиты для ракетно-космической техники [Текст] / Г.А. Фролов, В.П. Солнцев, С.М. Солонин, С.В. Бучаков, Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, А.М. Потапов, В.Г. Тихий и др. // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. – № 10/ (57). С. 62-65.

5. Евдокименко Ю.И. Горелочное устройство двухкаскадной конфигурации для высокоскоростного воздушно-топливного напыления на жидком топливе [Текст] / Ю. И. Евдокименко, В. М. Кисель, Г. А. Фролов, С.В. Бучаков и др. // Вісник двигунобудування. – 2015. – № 2. – С. 143-148.

Поступила в редакцию 13.05.2019

Г.О. Фролов, В.П. Солнцев, Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, С.В. Бучаков, Н.П. Бродніковскій, Ю.Ф. Луговської, Д.В. Луцюк, Т.А. Солнцева, В.С. Циганенко. Визначення фізико-механічних характеристик зразків сплавів на основі ніобію і ніхрому для теплового захисту багаторазових космічних апаратів

У даній роботі проведено дослідження характеристик сплавів на основі ніобію і ніхрому при робочих температурах на поверхнях, призначених для теплового захисту конструкції багаторазового космічного апарату (БКА). Проведено ресурсні випробування зразка ніобієвого сплаву при конвективному нагріванні. Випробування проводилися на універсальному термоструменевому газодинамічному стенді (УТС) в надзвуковому струмені продуктів згорання паливної пари «газ-повітря». Для термоерозійних випробувань був представлений зразок з ніобієвого сплаву, отриманого спіканням і прокаткою у вигляді пластини. Зразок експонувався в потоці на довжині 25 мм, і площа нагріву складала 275 мм². Так як в ніхромовому сплаві при нагріванні в продуктах згорання при температурах вище 850 °С утворюється межкристалітна корозія, його термоцикування проводили при радіаційному нагріванні на геліоустановці. Рентгеноструктурний аналіз показав, що висока ефективність розроблених сплавів пояснюється утворенням на поверхні захисних оксидних плівок. Один з можливих механізмів термоерозійного руйнування поверхні зразків ніобієвого сплаву можна уявити як зростання обсягів дефектів в процесі термоцикування, їх «заліковування», що приводить до самовідокремлення

фрагментів поверхні матеріалу і їх подальшого відриву. Самозаліковування тріщин і інших поверхневих дефектів, наприклад вибоїн, що утворюються при високошвидкісному ударі пиловими частинками, що знаходяться в газовому потоці, відбувається внаслідок високої концентрації дефектів на поверхні, що утворюються при впливі газодинамічного потоку. На додаток до цього, представлені дані для ніхромового сплаву, в тому числі, втомна міцність. Встановлено, що при циклуванні (10^7 циклів) на віброелектродинамічному стенді (VEDS-200A-M1) втомна міцність склала 570 МПа, що значно перевищує необхідну $0,4\sigma_b = 400$ МПа. Розроблений ніхромовий сплав має $\sigma_b = 1008$ МПа, $\sigma_{0,2} = 695$ МПа при пластичності $\delta = 16,2\%$. Випробування зразка сплаву на основі Nb при температурі 1200 °C на стенді УТС показали жаростійкість, достатню для використання цих сплавів в металевих системах теплового захисту багаторазових космічних апаратів.

Ключові слова: жароміцний сплав, конвективний нагрів, ресурсні випробування.

G.A. Frolov, V.P. Solntsev, Yu.I. Evdokimenko, V.M. Kissel, S.V. Buchakov, N.P. Brodnikovskiy, Yu.F. Lugovskoy, D.V. Lutsyuk, T.A. Solntseva, V.S. Tsyganenko.
Determination of physical and mechanical characteristics samples of niobium and nichrome based alloys for thermal protection of multiple space apparatus

In this work, we studied the characteristics of alloys based on niobium and nichrome at working temperatures on the surface, intended for thermal protection of the design of a multi-stage spacecraft (MSS). Resource tests of a niobium alloy sample during convective heating were carried out. The tests were carried out on a universal thermo-jet gas-dynamic stand (UGS) in a supersonic jet of combustion products of a kerosene-air fuel pair. For thermal erosion testing, a sample of niobium alloy obtained by sintering and rolling in the form of a plate was presented. The sample was exposed in a stream at a length of 25 mm, and the heating area was to 275 mm². Since in nichrome alloy, when heated in combustion products at temperatures above 850 °C, intergranular corrosion is formed, its thermal cycling was carried out at radiation heating at the solar installation. X-ray structural analysis showed that the high efficiency of the developed alloys is explained by the formation of protective oxide films on the surface. One of the possible mechanisms of thermal erosion of the surface of niobium alloy samples can be represented as an increase in the volume of defects in the process of thermal cycling, their "healing", leading to self-isolation of fragments of the surface of the material and their subsequent separation. Self-healing of cracks and other surface defects, for example, holes that are formed during high-speed impact by dust particles in the gas flow, is due to the high concentration of defects on the surface formed by the action of the gas-dynamic flow. In addition, data for the nichrome alloy, including fatigue strength, are presented. It was established that when cycling (10^7 cycles) on a vibrodynamic stand (VEDS-200A-M1), the fatigue strength was 570 MPa, which significantly exceeds the required $0.4\sigma_b = 400$ MPa. The developed nichrome alloy has $\sigma_b = 1008$ MPa, $\sigma_{0,2} = 695$ MPa with plasticity $\delta = 16.2\%$. Tests of a sample of an alloy based on Nb at a temperature of 1200 °C at the UGS stand showed heat resistance sufficient to use these alloys in metal thermal protection systems for reusable spacecraft.

Keywords: high-temperature alloy, convective heating, life tests.

Reference

1. SpaceX ispytala teplovuju zashhitu korablja Starship [SpaceX tested the starship thermal protection]. MEGANAUKA. Scientific and technological online edition: <http://mega-nauka.com/sciencecosmos/> 1354-spacex- ispytala-teplovuyu-zashitu-korablya-starship.html
2. Blosser Max L., Martin Carl J., Daryabeigi Kamran, Poteet Carl C. Reusable metallic thermal protection systems development: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20040095922> 2017-11-24T06:37:22+00:00Z
3. Solncev V. P., Skorohod V. V., Frolov G. A., K.N. Petrash, K. N. Solnceva, T. A., Potapov A.M., Gusarova I. A. Razrabotka zharoprochnogo splava na osnove niobija dlja teplovoj zashhity iz-delij raketno-kosmicheskoy tehniky [Development of niobium-based high-temperature alloy for thermal

protection of rocket and space equipment]. Engine Building Bulletin. Publ., 2016, #no. 2, pp. 198-206. (In Russian).

4. Frolov G. A., Solncev V. P., Solonin S. M., Buchakov S. V., Evdokimenko Ju. I., Kisel' V. M., Potapov A. M., Tyhyy V. G. Vysokotemperaturnye ispytaniya metallicheskoj teplovoj zashhity dlja raketno-kosmicheskoy tehniky. [High-temperature tests of metal thermal protection for rocket and space technology]. Aerospace Engineering and Technology. Publ., 2008, #no. 10/ (57), pp. 62-65. (In Russian).

5. Evdokimenko Ju. I., Kisel' V. M., Frolov G. A., Buchakov S. V. Gorelochnoe ustrojstvo dvuhkaskadnoj konfiguracii dlja vysokoskorostnogo vozdušno-toplivnogo napylenija na zhidkom toplive. [Burner device of two-stage configuration for high-speed air-fuel spray on liquid fuel]. Engine Building Bulletin. Publ., 2015, #no. 2, pp. 143-148. (In Russian).