

УДК: 621.762

**І.О. Гусарова<sup>1</sup>, О.М. Потапов<sup>1</sup>, В.П. Солнцев<sup>2</sup>, Г.О. Фролов<sup>2</sup>, К.Н. Петраш<sup>2</sup>, Т.А. Манько<sup>3</sup>**  
*Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»<sup>1</sup>*  
*Інститут проблем матеріалознавства НАН України<sup>2</sup>*  
*Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара<sup>3</sup>*

### **МЕТАЛЕВІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЖАРОСТІЙКИХ КОНСТРУКЦІЙ БАГАТОРАЗОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

*Створено порошкову технологію отримання ряду нових дисперсно-зміцнених сплавів на основі ніхрому з вмістом алюмінію 3-6% і діоксидом ітрію з підвищеною питомою міцністю. Дані сплави мають достатній рівень властивостей для багаторазового використання при циклічних змінах температур в діапазоні від 20 до 1200 °С в жаростійких конструкціях багаторазових аерокосмічних апаратів.*

*Ключові слова:* жаростійкі матеріали і конструкції, порошкова технологія.

**И.А. Гусарова, А.М. Потапов, В.П. Солнцев, Г.А. Фролов, К.Н. Петраш, Т.А. Манько**  
**МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ  
ЭКСПЛУАТАЦИИ ЖАРОСТОЙКИХ КОНСТРУКЦИЙ МНОГОРАЗОВЫХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*Создана порошковая технология получения ряда новых дисперсно-упрочненных сплавов на основе нихрома с содержанием алюминия 3-6 % и диоксидом иттрия с повышенной удельной прочностью. Данные сплавы обладают уровнем свойств достаточным для многократного использования при циклических сменах температур в диапазоне от 20 до 1200 оС в жаростойких конструкциях многоразовых аэрокосмических аппаратов.*

*Ключевые слова:* жаростойкие материалы и конструкции, порошковая технология.

**I. Husarova, O. Potapov, V. Solntsev, G. Frolov, K. Petrash, T. Man'ko**  
**METAL MATERIALS FOR EXTREME OPERATING CONDITIONS OF HEAT-RESISTANT  
STRUCTURES OF REUSABLE AIRCRAFT**

*Requirements to materials of heat-resistant heat-shielding structures of reusable spacecraft were formulated. Powder production technology of variety of new dispersion strengthened alloys based on nichrome which contents 3-6 % of aluminium and yttrium dioxide with advanced specific strength was created. Forming operation, sintering, final squeezing of these alloys were experimentally determined. Main mechanical data of received materials were examined. It was determined that the alloy Ni-20Cr-5,95Al-1Y2O3 has the best characteristics of specific strength, however significant descent of elongation at 800 °C is typical for it. It is shown that created alloys have levels of properties enough for reusability at cyclic temperature change in the range from 20 to 1200 °C in heat-resistant structures of reusable spacecraft.*

*Keywords:* heat-resistant materials and structures, powder technology.

Незважаючи на те, що роботи зі створення «СпейсШаттл» велися в напрямку зниження вартості пусків, що передбачає багаторазове використання апаратів, НАСА отримало дуже складний і дорогий в експлуатації транспортний космічний апарат (КА), і витратила на виведення одного кілограма корисного вантажа набагато більше, ніж за допомогою одноразових ракет-носіїв (РН). Дійсна питома вартість доставки вантажів в космос за допомогою човника приблизно в 100 разів перевищила розрахункову [1].

Хоча перші багаторазові орбітальні космічні кораблі «СпейсШаттл» і «Буран» виявилися економічно неефективними, розробники ракетно-космічної техніки в усьому світі продовжують працювати над створенням нових КА, що повертаються, і транспортно-космічних систем. Багаторазові транспортно-космічні системи (БТКС), що повертаються повністю або частково, складаються з висотного гіперзвукового літака –«розгонщика», який виводить на орбіту РН з КА або багаторазовий орбітальний космічний літак (ОКЛ), є перспективним і економічним способом доставки вантажів на орбіту і дослідження космічного простору. На думку ряду американських експертів для дійсного здешевлення космічних перевезень необхідно, щоб настала ера одноступінчатих багаторазових повітряно-космічних апаратів, якими так і не змогли стати багаторазові транспортно-космічні кораблі «СпейсШаттл». «Дельта Кліпер» - носій, запропонований фірмою «Макдонелл-Дуглас», який має можливість наземного обслуговування за типом літака на авіалінії, здатний перебувати в космосі протягом 7-14 діб.

У США розраховали, що питома вартість доставки вантажу за допомогою носія «Дельта Кліпер» вже на самому початку його експлуатації могла бути знижена до 650 дол./кг (вартість виведення вантажів за допомогою одноразових РН перевищує 8000 дол./кг).

Одним з основних обмежень при створенні гіперзвукового літака-«розгонщика» і ОКЛ було і залишається відсутність матеріалів для жаростійких і теплозахисних конструкцій, що пояснюється екстремальними умовами їх експлуатації.

Вимоги до матеріалів жаростійких і теплозахисних конструкцій багаторазових літальних апаратів (БЛА) формуються на підставі вимог до самих конструкцій. Аналіз теплових режимів експлуатації показує, що, незважаючи на те, що на ОКЛ максимальні теплові потоки реалізуються при спуску в атмосфері, а на БТКС – при старті, температури на більшій частині їх поверхні знаходяться в діапазоні від 400 до 1150 °С. Ці поверхні для обох типів БКС захищені жаростійкими теплозахисними конструкціями, основні вимоги до яких практично однакові (табл. 1).

Таблиця 1.

**Вимоги до матеріалів жаростійких і теплозахисних конструкцій БЛА**

№ п/п	Орбітальний космічний літак	Висотний літак –«розгонщик»БТКС
1.	Максимальні робочі температури 1150-1200 °С.	Максимальні робочі температури 1150-1200 °С.
2.	Повинні витримувати не менше 100 циклів зміни температур від 20 до 1200 °С тривалістю 20 хвилин.	Повинні витримувати не менше 500 циклів зміни температур від 20 до 1200 °С тривалістю 5 хвилин.
3.	Загальний час роботи матеріалу при максимальних температурах 2000 хвилин.	Загальний час роботи матеріалу при максимальних температурах 1700 хвилин.
4.	Питомі характеристики в робочому діапазоні температур повинні забезпечувати працездатність конструкцій при масових обмеженнях, прийнятих для виробів ракетно-космічної техніки.	Питомі характеристики в робочому діапазоні температур повинні забезпечувати працездатність конструкцій при масових обмеженнях, прийнятих для виробів ракетно-космічної техніки.
5.	Матеріали не повинні мати віднесення маси і бути багаторазового використання радіаційного типу, мати інтегральну ступінь чорноти $\epsilon=0,8-0,92$ і поглинальну здатність сонячного спектру $As < 0,32$ , $As/\epsilon < 0,4$ .	Матеріали не повинні мати віднесення маси і бути багаторазового використання радіаційного типу, мати інтегральну ступінь чорноти $\epsilon=0,8-0,92$ і поглинальну здатність сонячного спектра $As < 0,32$ , $As/\epsilon < 0,4$ .
6.	Стійкість до окислення, каталітична нейтральність.	Стійкість до окислення, каталітична нейтральність.

Відповідно методичні підходи вибору матеріалів для обох типів багаторазових аерокосмічних апаратів в діапазоні температур до 1150 °С будуть ідентичні.

При температурах до 1200 °С можуть використовуватися жароміцні метали і сплави, керамічні та вуглець-вуглецеві матеріали.

Безумовно, найбільш перспективним є використання металевих матеріалів, що зумовлено їх здатністю до самозміцнення при пластичній деформації, а також їх технологічність.

Основним недоліком металів є висока питома вага і недостатня корозійна стійкість при робочих температурах, а також низькі значення міцності при багатоциклового навантаженні в робочому діапазоні температур і великий коефіцієнт лінійного термічного розширення.

Найбільш поширеними жаростійкими і жароміцними сплавами є сплави на основі нікелю.

В процесі роботи при високих температурах (900 °С) особливо стабільні характеристики міцності і пластичності має сплав EI929. Висока жароміцність його пояснюється не тільки складністю основи - шестикомпонентного нікелевого твердого розчину, а й значною кількістю (36-38%) зміцнюючої  $\gamma'$ -фази  $[Ni_3Al$  або  $(Ni, Co)_3(Al, Ti)]$ , яка виділяється з розчину при розпаді в дисперсній формі.

Аналогічно, основним зміцнювачем сплаву EI867, що не містить титан, є  $\gamma'$ -фаза  $(Ni_3Al)$ , кількість якої, як і в інших сплавах, залежить від швидкості охолодження сплаву при загартованні. Основними легуючими елементами, що утворюють зміцнюючу  $\gamma'$ -фазу  $[Ni_3(Al, Ti)]$  в жароміцних нікелевих сплавах, є Al та Ti. Ефективне зміцнення при старінні загартованих

жароміцних нікелевих сплавів в результаті виділення  $\gamma'$ -фази  $[\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$  або  $\text{Ni}_3\text{Al}]$  досягається, коли об'ємна частка фази - зміцнювача повинна бути не менше 30%. Найвищі показники жароміцності з розглянутих сплавів мають жароміцні нікелеві сплави ЕП220 і ЕП238, що мають при 800 °С межу тривалої міцності  $\sigma_{100} = 500 \text{ Мн/м}^2$  (50 кг/мм<sup>2</sup>) і містять відповідно до 45 і 56% зміцнюючої  $\gamma'$ -фази.

Аналіз хімічного складу і властивостей різних груп закордонних жароміцних нікелевих сплавів (інконелей і німоніков) в основному підтверджує зазначені тенденції [2, 3].

Різке розміцнення існуючих промислових сплавів нікелю вище 850 °С не дозволяє використовувати їх для жароміцних і теплозахисних конструкцій багаторазових КА, що працюють при температурах 1100-1200 °С. Для цього необхідно істотно підвищити жаростійкість і жароміцність сплавів.

В цьому напрямку перспективним є використання технології порошкової металургії для розробки дисперсно-зміцнених сплавів, які здатні працювати при максимально високих температурах [4]. Такі суперсплави, наприклад, РМ-1000, створені в Європі, а в США розроблено матеріал МА754. В Україні також розроблено порошок жаростійкий сплав ЮПМ-1200 на основі ніхрому, зміцнений оксидом ітрію, аналогічний за хімічним складом суперсплавам РМ-1000 і МА754.

Метою даної роботи є розробка з використанням порошкової технології нових дисперсно-зміцнених сплавів на основі Ni-Cr з підвищеними питомими характеристиками міцності.

Одночасне введення хрому і алюмінію в сплави на основі Ni-Cr позитивно впливає на жаростійкість нікелевих сплавів, знижуючи їх щільність [5, 6] завдяки утворенню зміцнюючої  $\gamma'$ -фази ( $\text{Ni}_3\text{Al}$ ). Однак введення Al в сплави на основі ніхрому знижує їх пластичність.

Сплав для теплозахисних конструкцій БЛА поряд з підвищеною питомою міцністю при високих температурах повинен бути пластичним для забезпечення його працездатності і технологічних властивостей при прокатці.

Для вибору сплаву з необхідними значеннями щільності, міцності і пластичності було розроблено ряд сплавів з вмістом алюмінію 3-6% і досліджено їх властивості.

Для встановлення технологічних параметрів вивчалися процеси ущільнення порошкових металевих сумішей в сталевих прес-формах з двостороннім прикладанням навантаження.

Встановлено, що при пресуванні сплавів на основі порошку карбонільного нікелю вони добре ущільнюються завдяки високій пластичності нікелю. В межах варіювання складу основних компонентів (нікелю, хрому, алюмінію) і змісту різних добавок ( $\text{Y}_2\text{O}_3$ , Ti) не відбувається істотної зміни ущільнення досліджуваних сумішей на основі ніхрому з алюмінієм (рис.1). Питомий тиск пресування становить 500-800 МПа.

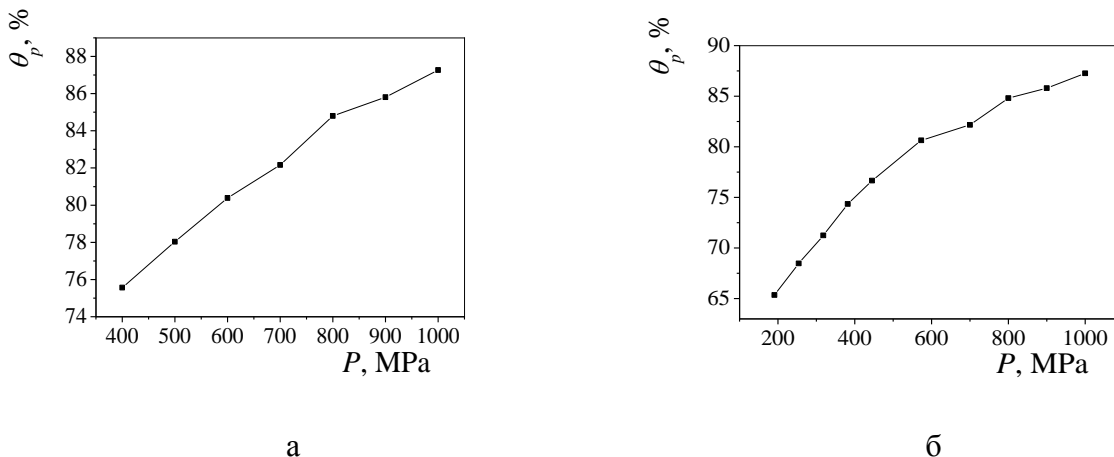


Рис. 1.- Залежність відносної щільності пресовок від тиску пресування:  
а - Ni-20Cr-5,3Al-0,6Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, б - суміш Ni-20Cr-5,7Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

Основним процесом, при якому формується необхідний комплекс властивостей порошкового матеріалу, є спікання.

Вивчення закономірностей ущільнення заготовок при спіканні свідчить, що в сплавах при утриманні алюмінію 3-6% спостерігається усадка, яка зі збільшенням температури спікання зростає (рис. 2). Максимальна усадка спостерігається у високопористих заготовках.

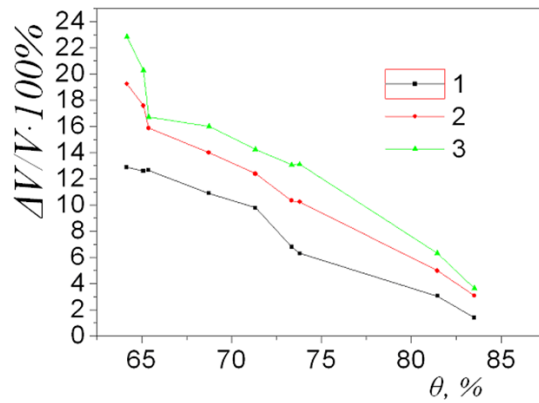


Рис.2. - Залежність об'ємних змін пресовок від температури спікання і початкової щільності суміші Ni-20Cr-5,7Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>; 1 - 1250 °C; 2 - 1325 °C; 3 - 1375 °C

Максимальна щільність спечених заготовок досягається на найбільш щільних пресовках (рис. 3), незважаючи на те, що усадка на них мінімальна (рис. 4). Відносна щільність після спікання становить 88-89%.

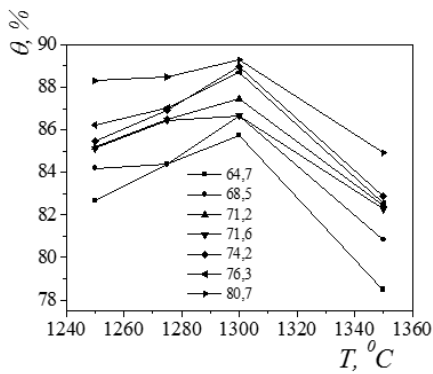


Рис.3. - Залежність зміни відносної щільності пресовок від температури спікання і початкової щільності суміші Ni-20Cr-5,7Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

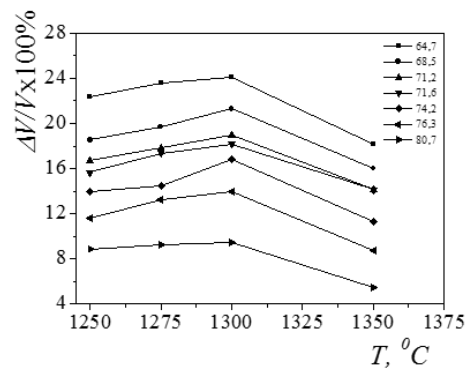


Рис.4. - Залежність об'ємних змін пресовок від температури спікання і початкової щільності суміші Ni-20Cr-5,7Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

Дослідження втрат маси при спіканні показало несуттєве зменшення, що пов'язано з наявністю адсорбованих газів і інших летких компонентів, наприклад, гліцерину, який вводився в суміш для запобігання сегрегації легуючих добавок, зокрема алюмінію, щільність якого значно відрізняється від щільності металу основи (рис. 5).

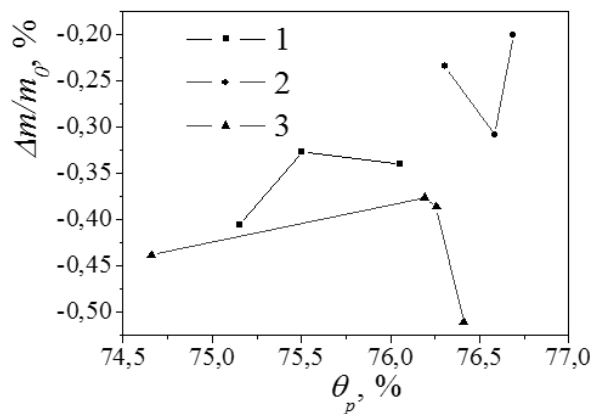


Рис.5. - Залежність втрат маси пресовок сплаву Ni-20Cr-3Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> при температурі спікання від їх відносної щільності. Температура спікання: 1 – 1250 °C; 2 – 1275 °C; 3 - 1300 °C

Отримані дані свідчать про існування відкритої пористості, яка залишається навіть після спікання. Отримати заготовки потрібної щільності шляхом зниження пористості сирих заготовок за рахунок збільшення тиску холодного пресування не вдається. Для отримання компактних зразків з відносною щільністю понад 98% необхідно вводити операції допресовки або прокатки.

Для отримання компактних зразків з Ni-20Cr-3Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> застосовувалася прокатка спечених заготовок, оскільки при допресовці на великих зразках відбувається підвищене зношення пресформи. Подальше ущільнення зразків сплавів Ni-20Cr-5,7Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> проведено допресовкою.

На підставі проведених експериментальних досліджень визначені режими прокатки сплаву Ni-20Cr-3Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> на стані ДУО 500 при кімнатній температурі: 5 циклів - прокатка уздовж зразка, деформація за прохід 2-3%, останній цикл прокатки - в поперечному напрямку. Проміжний відпал при 1200 °С протягом 2 годин у вакуумній печі після кожного циклу прокатки.

Щільність сплаву 7450-7500 кг/м<sup>3</sup> і пористість менше 3% на зразках досягаються після п'ятого циклу прокатки. Товщина отриманих заготовок становить 23 мм. Прокатка до менших товщин при необхідності ведеться за вказаною технологією.

Вибір режимів ущільнення Ni-20Cr-5,7Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> також проводився експериментально. При допре совці сплаву з вмістом 5,95% алюмінію і з 1%Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> має місце немонотонний характер ущільнення (рис. 6, а). Після повторного спікання при 1250 °С крива ущільнення практично відображає закономірності ущільнення при допресовці (рис. 6, б). У всьому досліджуваному діапазоні щільності спечених заготовок при допресовці отримана відносна щільність більше 90%, для якої характерна закрыта пористість. У зв'язку з цим після відпалу заготовки можна піддавати різним видам термомеханічної обробки: куванню, гарячій прокатці та екструзії. При повторному спіканні спостерігається незначна усадка (рис. 6, в).

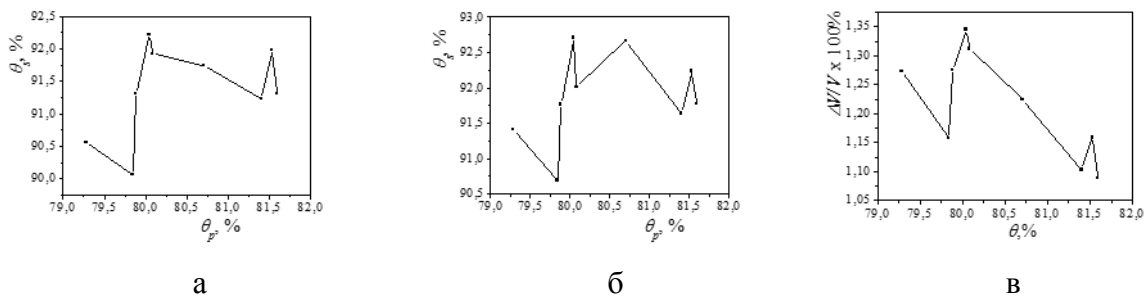


Рис. 6. - Залежність відносної щільності (а, б) і об'ємних змін (в) заготовок сплаву Ni-20Cr-5,95% Al-1% Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> від відносної щільності їх після спікання: а- після допресовки при зусиллі 800 МПа; б, в - після допресовки при зусиллі 800 МПа і повторного спікання при 1250 °С

Аналогічні дослідження технологічних властивостей були проведені для сплаву Ni-20Cr-5,7Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Залежність також має немонотонний характер, при цьому відбувається зміщення максимуму ущільнення в бік великих величин (рис. 7).

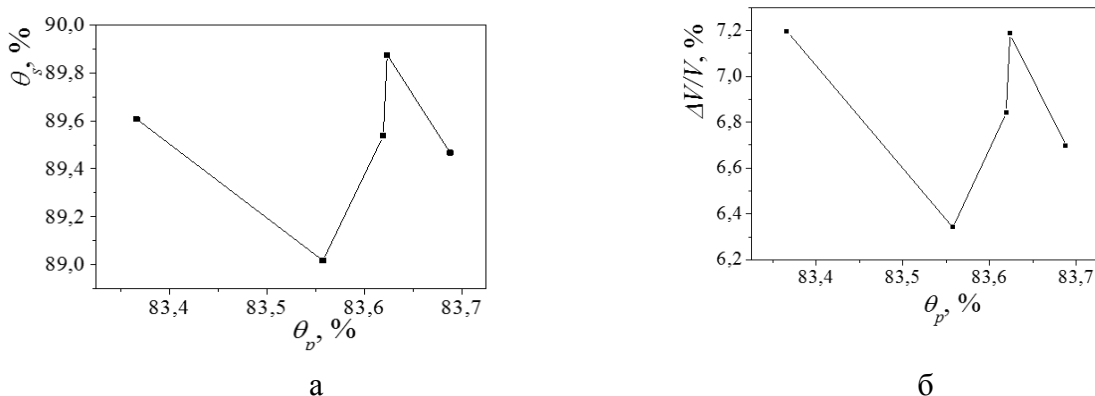


Рис.7. - Залежність відносної щільності (а) і усадки (б) заготовок сплаву Ni-20Cr-5,7% Al-1,5%Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> спікання від відносної щільності пресовок

Отримані результати показують, що для кожного сплаву спостерігається оптимальна область щільності пресовок, в якій досягається максимум технологічних властивостей. Поведінка сплавів аналогічна, в обох випадках кінцевим результатом є отримання заготовок з відносною щільністю понад 90%.

Для прокатки спечених заготовок до необхідних товщин була розроблена технологія з урахуванням підвищеної міцності нового сплаву. Прокатка проводилася в два етапи: до товщини 1 мм проводили гарячу прокатку при температурах 1160-1180 °С на стані ДУО за 4 цикли. В кінці кожного циклу проводили термообробку при 1160-1180 °С протягом 10 хвилин з охолодженням на повітрі. При кожному проході проводили підігрів до 1160-1180 °С протягом 3-5 хвилин.

Для отримання тонких листів і фольг товщиною менше 1 мм проводили холодну прокатку на стані Кварто. Прокатку необхідно проводити в різних напрямках (вздовж і поперек заготовки), чергуючи напрямки прокатки на 90 градусів. Остаточну термообробку готової пластини треба проводити при температурі 1150 °С з витримкою 15 хв. Для пластин товщиною менше 0,1 мм остаточну термообробку пластин слід проводити між пластинами з оксиду алюмінію.

Отримання матеріалу прокаткою практично не призводить до суттєвої анізотропії механічних властивостей сплаву при розтягу. Властивості зразків, вирізаних вздовж і поперек напрямку прокатки, близькі (рис. 8). При стисненні відзначається деяке збільшення межі текучості сплаву в напрямку прокатки при кімнатній температурі, з підвищенням температури ця різниця згладжується і при максимальних робочих температурах міцність поперек прокатки стає трохи вище (рис. 9).

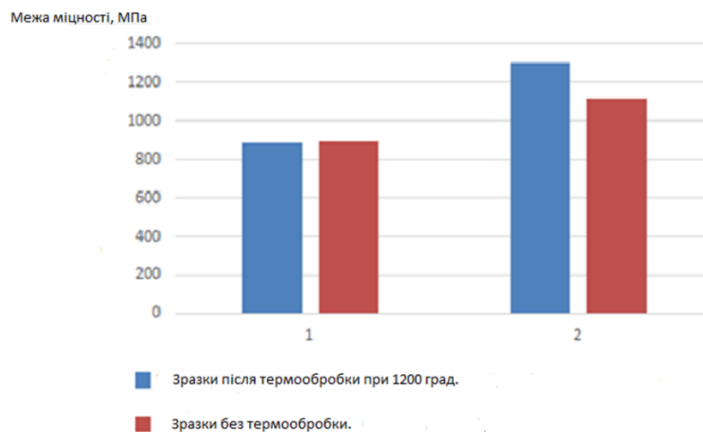


Рис.8. - Залежність межі міцності сплаву Ni-20Cr-3Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> при розтягу у вакуумі при 20 °С від напрямку прокатки: 1 - вздовж, 2 - поперек прокатки

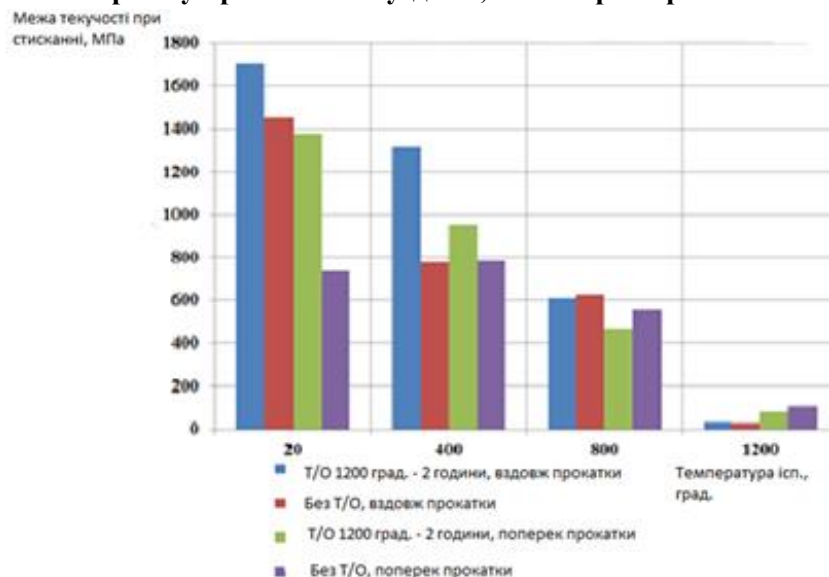


Рис. 9. - Залежність межі текучості сплаву Ni-20Cr-3Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> при стиснанні у вакуумі від температури T ісп.

Приймаючи до уваги умови експлуатації матеріалу – швидке нагрівання до 1100-1200 °С, витримка 3-20 хв. при даній температурі і охолодження на повітрі, необхідно простежити вплив термообробки при 1200 °С на властивості сплаву (рис. 8, 9). При кімнатній температурі механічні властивості сплаву після термообробки трохи вище, однак зі збільшенням температури ця різниця зменшується і при екстремально високих робочих температурах міцність зразків без термообробки вище. Різниця міцності при розтягу і стисненні не значна. Це свідчить про досить міцних міжфазних межах.

Властивості нових порошкових дисперсно-зміцнених сплавів на основі ніхрому з алюмінієм наведені в табл. 3.

Таблиця 3.

**Властивості порошкових дисперсно-зміцнених сплавів  
на основі ніхрому залюмінієм**

Характеристика	T, °C	ЮШМ-1200	Ni-20Cr-3Al-1Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Ni-20Cr-5,7Al-1Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Ni-20Cr-5,95Al-1Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Густина, м <sup>3</sup> /кг		8300	7950	7500	7500
Межа міцності при розтягу, $\sigma_b$ , МПа /МПа /кг	20	738 / 0,09	1020 / 0,128	1021 / 0,136	1005 / 0,134
	800	237 / 0,03	542 / 0,068	578 / 0,077	999 / 0,133
	1100	45	-	-	-
	1200	-	40	48	56
Межа плинності, $\sigma_{0,2}$ , МПа	20	364 / 0,043	624 / 0,078	713 / 0,095	760 / 0,1
	800	228 / 0,027	457 / 0,057	286 / 0,038	687 / 0,092
	1100	40	-	-	-
	1200	-	35	-	51
Відносне подовження, $\delta\%$	20	36,5	21	17,6	12,9
	800	36,7	18,1	0,2	1,1
	1100	32,8	18	-	-
	1200	-	18	-	22,3
Відносне звуження, $\psi\%$	20	34,2	22	14	14
	800	32,6	19	-	-
	1100	19,0	-	0,2	2,0
	1200	-	20	-	25

При кімнатних температурах міцність всіх трьох сплавів на основі ніхрому з алюмінієм практично однакова. Однак з підвищенням температури міцнісні характеристики сплавів з великою кількістю алюмінію збільшуються. Кращими характеристиками питомої міцності володіє сплав **Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>**.

Матеріал характеризується високою стійкістю до окислення - атмосфера випробувань не впливає на отримання значення міцності. У матеріалі немає значних неоднорідностей, які ускладнюють передачу деформації і призводять до локальних руйнувань, зменшуючи міцність при підвищенні розтягуючих складової навантаження.

Відсутність неоднорідностей в матеріалі підтверджується результатами рентгенографічного контролю, який підтверджує утворення гомогенного розчину на основі нікелю з відсутністю дефектів, пов'язаних з неоднорідністю твердого розчину (рис. 10).

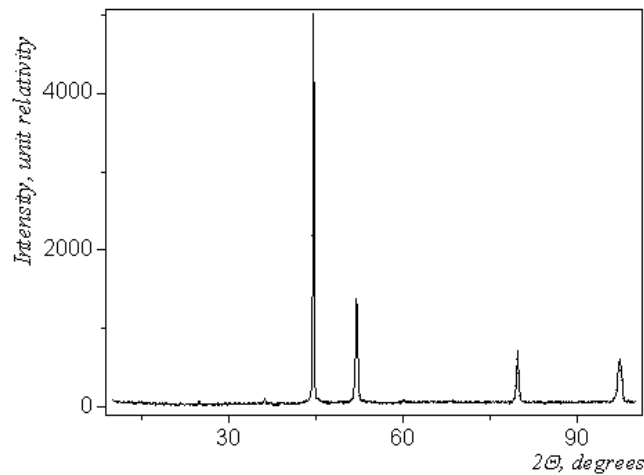


Рис.10. - Рентгенограма сплаву Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

Видно основні лінії твердого розчину нікелю. Розширення ліній не спостерігається, що практично важливо для гарантування високого ступеня жаростійкості металу.

Робота виконана на основі угоди № 607182 про надання гранту в рамках 7-ої рамкової програми (FP7/2011-2014), шифр «Light-TPS».

**Висновки.** Дані сплави мають достатній рівень властивостей для багаторазового використання при циклічних змінах температур в діапазоні від 20 до 1200 °С в жаростійких конструкціях багаторазових аерокосмічних апаратів. Кращими характеристиками питомої міцності володіє сплав Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Однак для сплавів Ni-20Cr-5,95Al-1Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Ni-20Cr-5,7Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> незалежно від складу і стану зразків, характерним є значне падіння відносного подовження при 800°С. Сплав Ni-20Cr-3Al-1,5Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> володіє доброю пластичністю у всьому діапазоні робочих температур.

Введення в сплави нано-дисперсного оксиду ітрію служить причиною стабілізації тонкої структури, що утворюється при спіканні.

#### Список використаних джерел:

1. Многофазовые космические корабли – ближайшие перспективы [http://www.objective-h.ru/kosmichskiekorabli-budushego/mnogorazovye\\_kosmicheskie\\_korabli\\_blizhayshie\\_perspektivi.html](http://www.objective-h.ru/kosmichskiekorabli-budushego/mnogorazovye_kosmicheskie_korabli_blizhayshie_perspektivi.html).
2. Murayama Y., Hanada S. High temperatures strength, fracture toughness and oxidation resistance of Nb-Si-Al-Ti multiphase alloys, Science and Technology of Advanced Materials 3 (2002). – P. 145-156.
3. Senkov O.N., Senkova S.V., Dimiduk D.M., Woodward C., Miracle D.B., Oxidation behavior of a refractory NbCrMo0.5Ta0.5TiZr alloy, J Mater Sci (2012) 47:6522–6534.
4. Шульга А.В. Структура и свойства быстрозакаленных нержавеющей сталей // Сб. трудов. Научная сессия МИФИ-2001. М.: 2001. - Т.9. - С.79-80.
5. Коломышев П.Т. Высокотемпературные защитные покрытия для никелевых сплавов. – М.: Металлургия. 1991. – 237 с. 17.
6. Скороход В.В. Реологические основы теории спекания. - Киев: Наукова думка, 1972. - 152 с.

#### Рецензенти:

**Малайчук Валентин Павлович** – професор, доктор технічних наук, зав. кафедри радіоелектронної автоматики фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара;

**Пронцевич Оксана Олександрівна** – провідний науковий співробітник ДП «КБ «Південне», кандидат технічних наук.

Стаття надійшла до редакції 03.05.2017