

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭФФЕКТА ПАМЯТИ ФОРМЫ В МЕХАНИЗМЕ РАСКРЫТИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

© 2011 А. П. Дюпин<sup>1</sup>, В. Г. Пушин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург

<sup>2</sup>ИФМ УрО РАН, г. Екатеринбург

Результаты исследований эффектов памяти формы в сплавах никелида титана применены для практического конструирования узла раскрытия аэродинамической поверхности управляемой ракеты. Проведена оценка работоспособности разработанного узла. Рассмотрены условия функционирования и анализ положительного эффекта применения деталей из материалов с памятью формы во вновь разрабатываемых узлах современных летательных аппаратов.

*Эффект памяти формы, никелид титана, аэродинамическая поверхность, управляемая ракета, материалы с памятью формы.*

**Введение.** В середине XX века в различных странах мира активное развитие получило ракетостроение. Разработанные и принятые на вооружение управляемые ракеты различного назначения располагались и стартовали с пусковых устройств открытого типа. Во второй половине XX века с развитием ракетных технологий управляемые ракеты стали размещать в транспортно-пусковых устройствах (транспортно-пусковые контейнеры, стаканы, гильзы, капсулы), что позволило существенно улучшить эксплуатационные качества ракет и добиться более высоких тактико-технических характеристик ракетных систем в целом. В то же время для этих ракет в транспортно-пусковых устройствах создавались индивидуальные или универсальные носители различного типа (наземные, морские, авиационные), обеспечивающие необходимые габаритно-весовые характеристики управляемых ракет с заданными тактико-техническими данными. В XXI веке ситуация в сфере разработки новых типов вооружений кардинально меняется. Высокая стоимость разрабатываемых перспективных носителей управляемого оружия нового поколения не позволяет создавать большое количество их типов. При этом технические требования к конструкции носителей, предъявляемые при их разра-

ботке для достижения уникальных тактико-технических данных, существенно ограничивают свободное пространство для размещения управляемого оружия. Если эти требования не столь критичны для наземных пусковых установок, то для морских и, в ещё большей степени, для авиационных носителей нового пятого поколения с внутрифюзеляжным размещением управляемого оружия они являются одними из главных. Соответственно, и к современным управляемым ракетам, разрабатываемым для применения с этих носителей и из транспортно-пусковых устройств, предъявляются более жёсткие требования по строгому ограничению габаритно-весовых характеристик.

Улучшение габаритно-весовых характеристик разрабатываемых управляемых ракет может обеспечить применение нетрадиционных конструктивных решений. Например, в основу этих решений могут быть положены научные исследования необычных физических явлений в области материаловедения. К одному из современных направлений научных исследований и практического применения в аэрокосмической отрасли промышленности относится использование высокопрочных сплавов никелида титана с эффектами памяти формы (ЭПФ). В настоящее время для управляемых ракет, стар-

тующих из транспортно-пусковых устройств, применяются механизмы раскрытия аэродинамических поверхностей (рулей и стабилизаторов) различного типа, имеющие существенные для ракет вес и габаритные размеры. Перспективным способом уменьшения габаритно-весовых характеристик разрабатываемых управляемых ракет является применение механизмов раскрытия аэродинамических поверхностей, основанных на эффективных нестандартных физико-механических принципах. К ним, в частности, относится применение деталей из материалов с ЭПФ.

Авторами статьи ставилась задача: используя полученные новые данные при изучении обычных и наноструктурных сплавов с ЭПФ на основе никелида титана [1,2], при разработке механизма раскрытия аэродинамической поверхности применить узел из материала с ЭПФ с целью совершенствования конструкции управляемой ракеты.

**Постановка задачи.** Сплавы с ЭПФ обладают, как известно, необычными физико-механическими свойствами, в частности, уникальными эффектами термоме-

ханической памяти формы [1-6]. С целью уменьшения габаритно-весовых характеристик управляемой ракеты была поставлена задача разработать механизм раскрытия аэродинамической поверхности с применением узла из материала с ЭПФ, разработать конструкцию и принципы функционирования этого механизма. Для решения этой задачи необходимо выбрать сплав с ЭПФ с требуемыми физико-механическими характеристиками, описать физические процессы, происходящие в сплаве, и, наконец, произвести оценку технических характеристик разработанного механизма.

**Устройство разрабатываемого механизма раскрытия аэродинамической поверхности.** На рис. 1 показан внешний вид хвостового отсека управляемой ракеты с разрабатываемым механизмом раскрытия аэродинамической поверхности (в нашем случае здесь и далее аэродинамического руля) и сам механизм раскрытия в конструкции аэродинамического руля. На рис. 1 аэродинамические поверхности ракеты представлены в рабочем (раскрытом) положении.

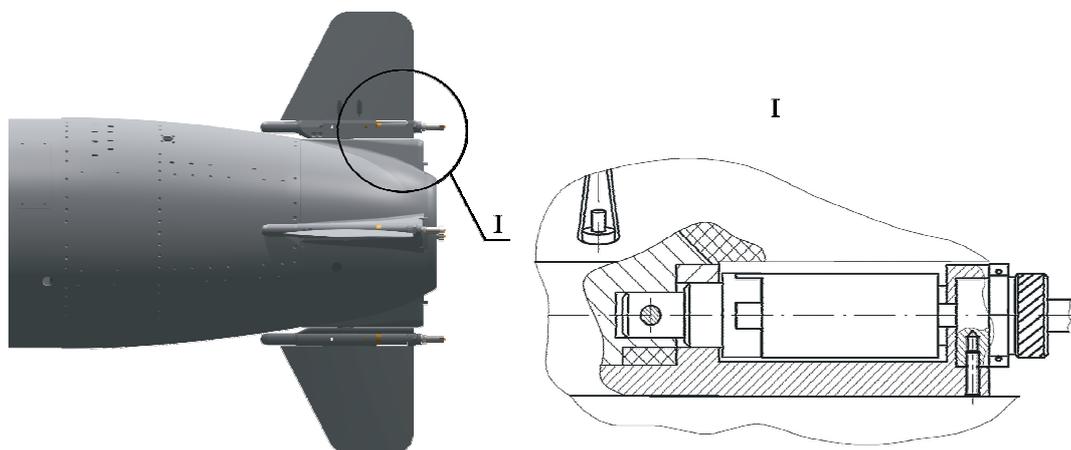


Рис. 1 Хвостовой отсек управляемой ракеты с механизмом раскрытия аэродинамических поверхностей

Предлагаемый механизм раскрытия предназначен для приведения аэродинамической поверхности управляемой ракеты из исходного положения (рассматривается угол сложения аэродинамических поверхностей  $120^\circ$ ) в рабочее по команде системы управления полётом ракеты. На

хвостовом отсеке ракеты располагаются 4 механизма раскрытия в соответствии с количеством рулей. Работа каждого механизма происходит независимо.

Внешний вид и устройство разработанного механизма раскрытия аэродинамической поверхности показаны на рис.2.

Механизм состоит из следующих элементов:

1. Валик (рис. 2, поз. 1), который предназначен для обеспечения механической связи силового элемента с аэродинамической поверхностью руля и поворота её до рабочего положения.

2. Рубашка (рис. 2, поз. 2), которая представляет собой металлический цилиндр с центрирующим выступом и предназначена для обеспечения необходимого температурного режима при работе механизма и предохранения силового элемента от внешних механических повреждений.

3. Силовой элемент (СЭ), выполненный из сплава на основе никелида титана с памятью формы (рис. 2, поз. 3). СЭ предназначен для создания вращательного момента, обеспечивающего раскрытие аэродинамической поверхности руля при его нагреве. В рабочем состоянии СЭ деформирован путём кручения вдоль своей оси на заданный угол. Кручение СЭ осуществляется при его изготовлении со стороны крепления к валику. Второй конец СЭ практически не деформирован. Крепление СЭ к валику осуществляется сварным соединением. Угол кручения задаётся для каждой конструкции индивидуально (в данном случае  $120^\circ$ ).

4. Термитный заряд (рис. 2, поз. 4), предназначенный для обеспечения нагрева СЭ до рабочей температуры (выше температуры конца обратного мартенситного перехода (Ак) при нагреве) и передачи количества тепла, необходимого для совершения работы по раскрытию аэродинамического руля. Термитный заряд представляет собой малогазовый пиротехнический состав смесового топлива со следующими основными техническими характеристиками: теплота горения  $Q_{гор} = 0,96$  ккал/г, температура горения  $T \approx 2560^\circ \text{C}$ , время горения заряда от 0,1 до 2 сек [7].

5. Шайба (рис. 2, поз. 5), предназначенная для крепления СЭ на основании руля. СЭ крепится со стороны недеформированного конца к шайбе сварным соединением. Шайба с присоединённым СЭ

устанавливается на основании в специальный карман и фиксируется винтом.

6. Электровоспламенитель (рис. 2, поз. 6), который предназначен для задействия термитного заряда. Впрочем, вместо электровоспламенителя при необходимости может быть применён и пировоспламенитель ударного (накольного) типа.

7. Электроразъём (рис. 2, поз. 7), предназначенный для передачи электрического сигнала команды на задействие механизма раскрытия.

Термитный заряд, электровоспламенитель и электроразъём входят в состав пиротехнического элемента (ПЭ), который является стандартизованным устройством. Выбор его конструкции и конкретных технических характеристик приводится в специальной литературе.

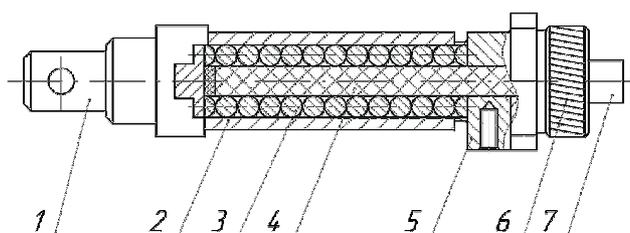


Рис. 2 Внешний вид и устройство механизма раскрытия аэродинамической поверхности

**Работа разрабатываемого механизма раскрытия.** В основе работы разработанного механизма раскрытия аэродинамической поверхности лежит принцип реализации эффекта памяти формы при нагреве в сплаве с ЭПФ на основе никелида титана (Ti-Ni), из которого изготовлен СЭ. На рис. 3 показан хвостовой отсек управляемой ракеты со сложенными аэродинамическими поверхностями и механизмами раскрытия до начала работы и

после окончания работы механизма раскрытия.

Работа узла раскрытия происходит следующим образом. Аэродинамические поверхности находятся в сложенном состоянии с углом сложения  $120^\circ$ . При подаче электросигнала на узел раскрытия приводится в действие электровоспламенитель пиротехнического термитного заряда. Задействованный пиротехнический заряд, сгорая с температурой, превышающей рабочую температуру СЭ с ЭПФ, передаёт ему необходимое количество тепла для реализации эффекта памяти формы. Силовой элемент при нагреве испытывает обратное мартенситное превращение и псевдоупругую мартенситную деформацию, восстанавливая свою первоначаль-

ную форму (приданную ей до деформации). При этом СЭ совершает механическую работу, поворачивая валик со стороны деформированного конца на угол  $120^\circ$  вокруг своей оси. Таким образом, происходит раскрытие аэродинамических поверхностей. Кроме того, избыточным давлением газа выбивается основание ПЭ с электровоспламенителем и электромагистралью, происходит обрыв электрической связи механизма раскрытия с бортом. Так как СЭ является жёстким по физическому состоянию узла после реализации однократного ЭПФ, он одновременно выполняет и дополнительную функцию стопорения аэродинамической поверхности руля во время полёта управляемой ракеты.

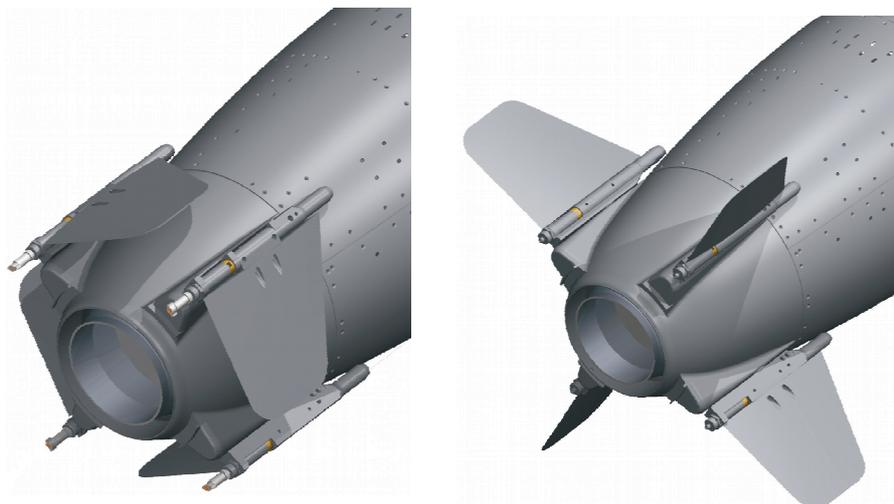


Рис. 3 Хвостовой отсек управляемой ракеты до начала и после окончания работы механизмов раскрытия аэродинамических поверхностей

**Выбор сплава с памятью формы для изготовления силового элемента. Принцип реализации памяти формы. Получение заданных характеристик ЭПФ для использования в узле механизма раскрытия.** Существует целый ряд сплавов, обладающих памятью формы – Cu-Al-Ni, Cu-Zn-Al, Cu-Zn-Sn и др. [3-6]. Однако наибольшее практическое применение получил сплав на основе Ti-Ni. Это обусловлено тем, что сплавы никелида титана с памятью формы имеют самые высокие прочностные и пластические свойства, уникальные по величине эффекты термомеханической памяти (однократ-

ной и обратимой памяти формы, сверхупругости, демпфирования и др.), высокую надёжность, механоциклическую, механотермическую и термоциклическую долговечность, свариваемость, коррозионную стойкость, отличаются простотой химического состава и технологичностью его получения и обработки [1-6]. В [5] широко описаны примеры разработанных конструкций с применением узлов из материалов ЭПФ в различных механизмах и приборах, созданных в России, США и Японии. Ряд этих устройств был применён в аэрокосмической области и, в частности, в ряде современных летательных аппаратов.

В основе уникального поведения сплавов с памятью формы на основе никелида титана лежат термоупругие мартенситные превращения, вызванные внешними воздействиями на эти сплавы, такими, как температурное воздействие ( $T$ ), деформация ( $\varepsilon$ ), силовое нагружение ( $\sigma$ ) или их совокупность. При этом в сплавах происходят структурные фазовые бездиффузионные переходы из аустенитного состояния ( $A$ ) в мартенситное ( $M$ ) и из мартенситного состояния в аустенитное. Фазовый переход из аустенитного ( $A$ ) состояния в мартенситное ( $M$ ) называется прямым фазовым переходом ( $A \rightarrow M$ ), а переход из мартенситного состояния в аустенитное ( $M \rightarrow A$ ) – обратным. Аустенитное состояние сплава является высокотемпературным, в аустенитной фазе сплав проявляет повышенную прочность и жёсткость. Мартенситное состояние сплава является низкотемпературным, в мартенситной фазе сплав имеет меньшую прочность по отношению к аустенитной фазе.

Термоупругое мартенситное превращение является физически, геометрически и термически обратимым деформационным процессом. Геометрическая обратимость термоупругих мартенситных превращений подразумевает обязательный (гарантированный) полный (100%) возврат неупругой деформации при нагреве.

При термоупругих мартенситных переходах в сплавах никелида титана, главным образом, наблюдаются три типа эффектов: деформационные, силовые и температурные. Поведение сплавов никелида титана под воздействием внешних факторов как по отдельности, так и в совокупности подробно описано в [1-6]. Одним из наиболее практически важных эффектов является эффект памяти формы.

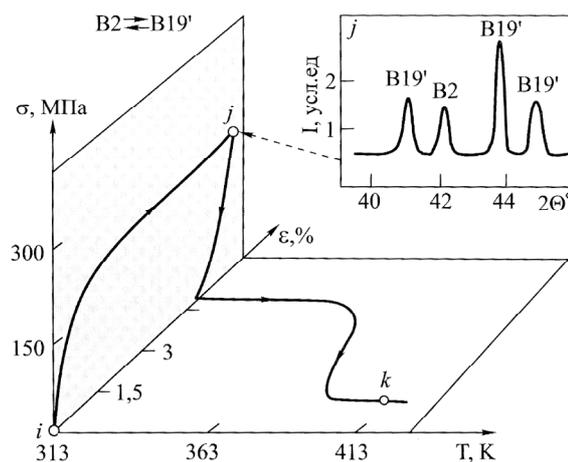


Рис. 4 Зависимость деформации  $\varepsilon$  от температуры  $T$ , эффект памяти формы

Эффект памяти формы — способность сплава частично или полностью возвращать приобретённую ранее, в мартенситном состоянии, деформацию и соответственно восстанавливать первоначальную форму при нагреве. На рис. 4 показана зависимость деформации  $\varepsilon$  от температуры  $T$ , критических температур начала и конца прямых ( $M_n$ ,  $M_k$ ) и обратных ( $A_n$ ,  $A_k$ ) мартенситных превращений образца с ЭПФ (собственно сам эффект памяти формы). Если при нагреве препятствовать этому возврату, то неупругая деформация неизбежно переходит в упругую, а по достижении предела текучести переходит и в пластическую деформацию. При этом материал начинает генерировать реактивные напряжения  $S_r$ . При генерации напряжений сплав либо совершает работу над внешней средой (до предела текучести  $S_T$ ), либо производит деформацию самого себя. Иначе говоря, образец сплава при подводе тепла способен совершать механическую работу. В нашем случае СЭ при возврате деформации обеспечивает разворот валика (рис. 2, поз. 1) по оси сложения аэродинамической поверхности руля и, соответственно, разворот руля на угол, заданный при первоначальной деформации СЭ.

Изготовление СЭ с заданными характеристиками из сплава никелида титана в настоящий момент является технологически отработанным процессом и происходит следующим образом. Первоначаль-

чально проволока необходимой толщины для изготовления СЭ получается одним из методов с последующей термо-механической обработкой, описанных в [2,8,9]. При нагреве выше температуры конца обратного мартенситного перехода  $A_k$  из неё получают путем механической навивки на технологический эталон СЭ по форме цилиндра с последующим охлаждением до комнатной температуры. После чего производится необходимая механическая обработка и деформация СЭ путём медленного закручивания его вокруг своей оси на заданный угол (угол сложения аэродинамических поверхностей).

**Оценка работоспособности разработанного механизма.** Наиболее важными техническими характеристиками разработанного механизма являются: рабо-

чий диапазон температур; время работы механизма (время реализации эффекта памяти формы); величина момента силы, создаваемого СЭ при раскрытии аэродинамической поверхности руля; синхронность срабатывания всех механизмов раскрытия.

Оценка технических характеристик была выполнена по методикам, приведённым в [5,10-12].

Расчёт проводился для единичного составного СЭ с геометрическими размерами: длина 90 мм, внешний диаметр 32 мм, внутренний диаметр 24 мм. Аэродинамическая плоскость руля управляемой ракеты имеет площадь поверхности 0,115 м<sup>2</sup>, скорость полёта управляемой ракеты дозвуковая.

Таблица 1. Предельные свойства TiNi с ЭПФ

	Характеристика	Значение
1	Модуль упругости, ГПа	34-83
2	Рабочее поле напряжений, МПа	70-690
3	Предел прочности, МПа	500-2700
4	Предел текучести, МПа	50-2000
5	Коэффициент Пуассона	0,33-0,48
6	Коэффициент теплового расширения, К <sup>-1</sup>	(6-12)×10 <sup>-6</sup>
7	Относительное удлинение, %	5-100
8	Степень реализации ЭПФ, %	95-100
9	Плотность, г/см <sup>3</sup>	6,4
10	Удельное электросопротивление, мкОм/м	0,7-1,0
11	Сверхупругая деформация, %	2-15
12	Реактивное сопротивление, МПа	300-1500
13	Температурный гистерезис превращения, °С	5-100
14	Удельная теплоёмкость, Дж/кг*К	500
15	Интервал температур реализации МП и ЭПФ, °С	-196÷700
16	Циклическая долговечность ЭПФ	10 <sup>5</sup> -10 <sup>7</sup>

Для расчёта параметров принимались во внимание предельные характеристики сплава никелида титана, приведённые в [1-6] и сведённые в табл. 1. Следует отметить, что в работах авторов [1,2,8,9] и последующих работах [13,14] для сплавов никелида титана, имеющих нанокристаллическую структуру, были получены более высокие прочностные показатели, более ярко выраженные по значениям и по-

казателям эффекты памяти формы и силовые эффекты.

Температурный рабочий диапазон в интервале температур начала и конца обратного мартенситного перехода и реализации эффекта памяти формы ( $A_n-A_k$ ) задавался подбором химического состава сплава. В общем виде он имеет общую химическую формулу  $Ni_xTi_xMe$ . Влияние химических элементов - стабилизаторов и дестабилизаторов ( $Me$ ) на свойства сплава

ЭПФ и механизмы варьирования ими подробно описаны в [1].

Исходя из технических требований к разрабатываемым средствам поражения, диапазон температур функционирования управляемых ракет должен составлять от  $-50^{\circ}$  до  $+50^{\circ}$  С. Выбранный сплав имеет рабочую температуру  $+100^{\circ}$ С, т.е. срабатывание разработанного механизма не произойдет при температурах менее  $100^{\circ}$ С, что удовлетворяет техническим требованиям. В то же время ПЭ коротковременно (в течение 0,2-2 с) способен нагреть СЭ до высоких температур, что также обеспечивает гарантированный нагрев СЭ до рабочей температуры.

Для существующих механизмов раскрытия установлено время работы в пределах 0,25–0,4 с. Проведенные расчеты показывают, что время работы разработанного механизма хотя и зависит от температуры окружающей среды, но находится в допустимых пределах и сопоставимо со временем работы существующих механизмов раскрытия.

В процессе начала полета управляемой ракеты до момента раскрытия рулей на аэродинамические поверхности ракеты действует аэродинамический момент,

препятствующий раскрытию и достигающий значений  $100 \text{ Н}\cdot\text{м}$  [11]. Момент раскрытия аэродинамической поверхности, создаваемый механизмом раскрытия, по значению больше, чем действующие внешние аэродинамические силы, что обеспечивает гарантированное раскрытие аэродинамической поверхности руля.

При работе любого механизма раскрытия рулей существенным параметром является синхронность срабатывания всех механизмов. Достижение одновременной работы механизмов обеспечивается строгим соблюдением технологии получения первоначального передела, его правильной термо-механической обработкой и изготовлением всех силовых элементов из одной первоначальной партии плавки. Существующий разброс по времени срабатывания всех СЭ незначителен, не влияет на общие характеристики и обусловлен существующей малой неоднородностью химического состава качественного сплава.

В табл. 2 сведены результаты оценки работоспособности разработанного механизма при температурах окружающей среды  $-50^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $+50^{\circ}$ С.

Таблица 2. Оценка основных параметров СЭ (расчетные данные)

Геометрические размеры СЭ, Ø внешний, мм Ø внутренний, мм длина, мм	Масса СЭ, кг	Масса механизма раскрытия, кг	Температура окружающей среды, град. С	Момент раскрытия, создаваемый СЭ, Н•м	Время реализации эффекта памяти формы, сек
32x24x90	0,2	0,4	-50	900	0,3
			0	900	0,2
			+50	900	0,17

Полученные результаты демонстрируют принципиальную возможность создания и применения разработанного механизма раскрытия аэродинамических плоскостей в составе вновь разрабатываемых или модифицируемых управляемых ракет.

**Выводы.** Разработана конструкция механизма раскрытия аэродинамической

поверхности руля управляемой ракеты на эффективном нетрадиционном принципе, в котором используется силовый элемент из сплава с памятью формы на основе никелида титана. Описана работа данного узла. Обоснован принцип реализации памяти формы в силовом элементе. Проведена оценка работоспособности разработанного механизма.

Применение нетрадиционных нестандартных конструктивных решений при разработке современных управляемых ракет и других подобных средств поражения позволяет уменьшить их габаритно-весовые характеристики, что в конечном итоге приведёт к улучшению тактико-технических данных средства поражения и, соответственно, к выигрышу в технических характеристиках по сравнению с аналогичными средствами поражения вероятного противника.

### Библиографический список

1. Пушин В.Г., Дюпин А.П. и др. Сплавы никелида титана с памятью формы. Ч.1. Структура, фазовые превращения и свойства. – Екатеринбург: УрО РАН, 2006.
2. Дюпин А.П., Пушин В.Г. Методы получения микро- и нанокристаллических сплавов с эффектами памяти формы на основе никелида титана. Применение этих сплавов. // XXVI Российская школа "Наука и технологии" (Миасс, 27–29 июня 2006 г.): сб. трудов / М.: РАН, 2006. Т. 2. С. 171-181.
3. Ооцука К., Симидзу К., Судзуки Ю. и др. Сплавы с эффектом памяти формы. М.: Металлургия, 1990. 222 с.
4. Хачин В.Н., Пушин В.Г., Кондратьев В.В. Никелид титана: структура и свойства. М.: Наука, 1992. 161 с.
5. Материалы с эффектом памяти формы. Справочное издание; под ред. В.А. Лихачева, Изд-во НИИХ СПбГУ, 1997-1998. в 4-х томах.
6. Пушин В.Г., Кондратьев В.В., Хачин В.Н. Предпереходные явления и мартенситные превращения. Екатеринбург: УрО РАН, 1998. 368 с.
7. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование РДТТ. М.: Машиностроение, 1987. 325 с.
8. Пушин В.Г., Валиев Р.З., Гундеров Д.В., Дюпин А.П. и др. Синтез наноструктурных сплавов никелида титана с памятью формы комбинированными методами интенсивной деформации и отжига // II Международная школа «Физическое материаловедение» (Тольятти, 6-10 февраля 2006 г.): сб. тезисов / Тольятти, ТГУ, 2006. С. 208.
9. Дюпин А.П., Коуров Н.И., Кунцевич Т.Э., Пушин В.Г. Разработка и исследование новых наноструктурных сплавов на основе никелида титана, полученных быстрой закалкой расплава // II Международная школа «Физическое материаловедение» (Тольятти, 6-10 февраля 2006 г.): сб. тезисов / Тольятти, ТГУ, 2006. С. 207.
10. Авдеевский В.С., Данилов Ю.И. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике. М.-И: Оборонгиз, 1960. 389 с.
11. Архангельский И.И., Афанасьев, П.П. Светлов В.Г. и др. Проектирование зенитных управляемых ракет. М.-И: МАИ, 2001. 732 с.
12. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
13. Дюпин А.П., Куранова Н.Н., Пушин В.Г., Валиев Р.З. Влияние интенсивной пластической деформации кручением на структуру и свойства сплавов на основе никелида титана с эффектами памяти формы // Изв. РАН. Сер. Физическая. 2008. Т.72., №4. С. 583-585.
14. Пушин В.Г., Лотков А.И., Колобов Ю.Р., Валиев Р.З., Дударев Е.Ф., Куранова Н.Н., Дюпин А.П., Гундеров Д.В., Бакач Г.П. О природе аномально высокой пластичности высокопрочных сплавов никелида титана с эффектами памяти формы I, II // ФММ. 2008. Т. 106. №5. С. 537-547, 2009. Т. 107. №3. С. 316-330.

## APPLICATION OF THE SHAPE MEMORY EFFECT IN AN AERODYNAMIC SURFACE DEPLOYMENT UNIT OF GUIDED MISSILE

© 2011 A. P. Dyupin<sup>1</sup>, V. G. Pushin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Experimental machine-design bureau «Novator», Yekaterinburg

<sup>2</sup>Russian Academy of Science, the Ural Branch, Institute of Physics of Metals, Yekaterinburg

The results obtained during the investigation of the shape memory effect in NiTi alloys have been applied in practical designs of the aerodynamic surface deployment unit of a guided missile. The subjects under discussion are estimation of the efficiency of the developed unit, operating conditions, and analysis of successful application of components made of materials with the shape memory effect in newly developed units of the latest aircraft.

Shape memory effects, shape memory alloy, aerodynamic surface deployment, guided missile.

### Информация об авторах

**Дюпин Александр Петрович**, соискатель ИФМ УрО РАН, ведущий инженер-конструктор. ОАО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: новые нанокристаллические материалы с памятью формы и их применение в ракетной технике.

**Пушин Владимир Григорьевич**, доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией цветных сплавов, руководитель отдела электронной микроскопии ЦКП «ИЦ НПМ». ИФМ УрО РАН, г. Екатеринбург. Область научных интересов: физика прочности и пластичности, структурные и фазовые превращения, физические методы исследования. E-mail: [pushin@imp.uran.ru](mailto:pushin@imp.uran.ru).

**Dyupin Aleksander Petrovitch**, design engineer, Experimental machine-design bureau «Novator», Yekaterinburg. Area of research: new shape-memory nanotechnological materials and their application in rocket engineering.

**Pushin Vladimir Grigoryevitch**, doctor of physical and mathematical sciences, head of laboratory of nonferrous alloys, Russian Academy of Science, the Ural Branch, Institute of Physics of Metals, Yekaterinburg. E-mail: [pushin@imp.uran.ru](mailto:pushin@imp.uran.ru). Area of research: physics of durability and plasticity, structural and phase transformations, physical methods of research.