

УДК 621:620.178.16.05

**АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА:
ЦИФРОВАЯ РАЗРАБОТКА УМНОГО КРЫЛА
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ (SMA)**

© 2020 Т.А. Джабраилов, И.А. Шукарев, А.С.А. Аль-Месри, А.В. Лошаков

Институт авиационных технологий и управления,
Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск, Россия

Статья поступила в редакцию 10.12.2020

Целью данной статьи является разработка исполнительной системы, использующей интеллектуальные материалы, такие как сплавы с памятью формы (SMA), для управления положением закрылков самолета. Подход: предлагаемое интеллектуальное крыло состояло из пружин SMA, которые были прикреплены на одном конце к крылу крыла к передней кромке аэродинамического профиля. Другой конец каждой пружины был прикреплен тангенциально к вращающемуся цилиндру, прикрепленному к клапану. Пружины были расположены в верхнем и нижнем слоях, чтобы вызвать вращение заслонки как в направлении вверх, так и вниз. Пружинные исполнительные механизмы контролировались введением тепла, возникающего в результате приложенного тока. Прототип умного крыла был разработан и протестирован для демонстрации концепции дизайна. Был успешно разработан прототип интеллектуальной системы управления для управления закрылками самолета. Посредством проведенного экспериментального и теоретического анализа, дизайн был подтвержден и показал большой потенциал для будущего применения. Практические последствия: предложенная концепция может быть применена к другим системам самолета, таким как элероны, предкрылки, рули направления и лифты. Оригинальность /ценность – прототип умного крыла уникален. Использует интеллектуальные материалы для приведения в действие закрылков самолетов. Концепция может быть применена к элеронам, рейкам, рулям и лифтам.

Ключевые слова: интеллектуальная система управления, сплавы SMA, термомеханические нагрузки, мартенситная фаза, аустенитная фаза, процесс двойникования, бездиффузионное фазовое превращение, кристаллографические изменения, эффект памяти формы.

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-1-28-36

1. Введение

Целью данной работы является разработка интеллектуальной системы управления, использующей сплавы с памятью формы (SMA) для управления положением закрылков самолета. Материалы SMA представляют собой металлические сплавы, которые могут подвергаться мартенситным превращениям в результате применения термомеханических нагрузок. Сплавы способны восстанавливать пластические деформации при нагревании выше определенной температуры. SMA способны достигать нескольких различных фаз за счет нагрузок, вызванных температурой и нагрузкой. Две основные фазы SMA – мартенситная и аустенитная. Аустенитная фаза – это высокотемпературное состояние

SMA. Мартенситное состояние возникает при более низких температурах и достигается быстрым охлаждением из аустенитного состояния – это быстрое охлаждение или охлаждение приводит к образованию осадка. При этом преобразовании клетки материала изменяются от идеальной гранцентрированной кубической формы в аустенитной фазе к искаженной телесно-центрированной тетрагональной форме, которая больше не является симметричной.

Наиболее часто используемый SMA представляет собой никеле-титановый сплав для какой медь иногда добавляется, чтобы помочь в процессе восстановления напряжения. Процесс создания движения (или изменения формы) основан на пяти этапах, которые занимают место в материале. Эти пять шагов составляют одну из самых важных характеристик SMA – эффект памяти формы. Первый шаг превращения происходит при высокой температуре с нулевым напряжением и деформацией; это то, что называется родительской аустенитной фазой. Затем исходная аустенитная структура охлаждается в отсутствие напряжения и деформации для создания двойникового мартенсита. Когда материал охлаждается, между зернами металла образуется осадок. Затем материал подвергается

Джабраилов Тайяр Акберович, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Общенаучные дисциплины». E-mail: tqayag@yandex.ru

Шукарев Игорь Александрович кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Общенаучные дисциплины». E-mail: schykar@mail.ru

Аль-Месри Али Сауд Ахмед, аспирант кафедры «Радиотехника». E-mail: ali_almassry@mail.com

Анатолий Викторович Лошаков, кандидат исторических наук, доцент кафедры «Общенаучные дисциплины». E-mail: tolik-ul7385@yandex.ru

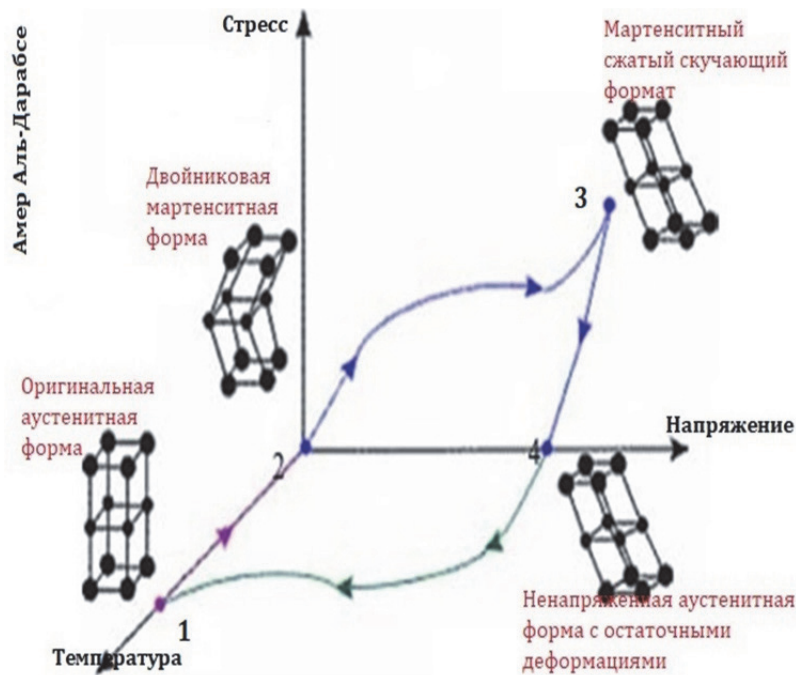


Рис. 1. Схема напряжения-деформации-температуры кристаллографических изменений, связанных с эффектом памяти формы

ется воздействию обратного процесса двойникования от бездиффузионного фазового превращения. Это фазовое изменение развивает неупругие напряжения в ныне детвинкованном мартенсите. Затем нагрузка освобождается, но материал все еще сохраняет свою деформированную форму с неупругими деформациями. Наконец, SMA затем нагревают до начальной температуры аустенита, и все неупругие деформации восстанавливаются, тем самым возвращая материал к его первоначальной форме и составу. Весь процесс показан на рис. 1.

Другие варианты поведения SMA, которые необходимо учитывать при разработке нашего крыла, включают односторонний эффект памяти формы, двухсторонний эффект памяти формы, гистерезис и обучение материала.

Свойства SMA делают их особенно интересными для тех, кто в аэрокосмической области. В проектировании самолетов генерация лифта является наиболее важным аспектом полета. Все стандартные самолеты используют крылья с фиксированной геометрией. Крыло с фиксированной геометрией – это крыло, конструкция которого оптимизирована для конкретной цели полета; форма крыла Boeing 747 значительно отличается от формы F-18A из-за различных требований к подъемной силе и сопротивлению. В частности, задний край аэродинамического профиля оказывает значительное влияние на подъемную силу, создаваемую крылом. Такие устройства, как закрылки, способны значительно увеличить подъемную силу крыла при различных условиях полета. Системы закрылков и

другие устройства управления полетом могут оптимально управляться с помощью SMA. Приводы SMA могут быть легкими, высокопрочными, с большим отклонением, быстрым откликом и невосприимчивыми к электромагнитным импульсам.

Благодаря сильной отраслевой конкуренции, авиационные технологии постоянно совершенствуются, а эффективность высоко ценится. Гражданские самолеты имеют много возможностей для совершенствования в трансзвуковых крыльях с фиксированной геометрией (для полета в диапазоне скоростей, близких к скорости звука, приблизительно от 0,8 до 1,3 маха). Такие крылья с фиксированной геометрией оптимизированы только для одной расчетной точки или условия полета, характеризуемой параметрами высоты, числа Маха и веса самолета.

Как показали аэродинамические исследования, одна возможность компенсировать этот существенный недостаток заключается в вариации по хорде и по размаху развала крыла на протяжении полета. Вариант развала крыльев предполагается использовать для замены или улучшения данной системы закрылков. Конструкция гибкой системы закрылков для адаптивного крыла могла бы широко использоваться в гражданских транспортных самолетах, которая позволяла бы как вариации развала хорды, так и размаха во время полета. Поскольку активные и ребра могут сгибать как нижнюю, так и верхнюю шкуру, можно добиться изменения развала с помощью гладкого контура и без каких-либо дополнительных зазоров.

Было бы очень полезно использовать летательный аппарат с крыльями, способными к изменению развала по хорде и по размаху. Профиль крыла, изменяющегося по размеру, может приспособляться в полете к различным аэродинамическим и геометрическим требованиям, что приводит к лучшему управлению полетом и оптимизированной генерации подъемной силы. Система развала также может быть сконструирована таким образом, чтобы при ее приведении в действие не изменялась жесткость конструкции крыла. Дифференциальный вариатор развала по хорде и по периметру значительно улучшает аэродинамику и эффективность конструкции. Возможные преимущества включают в себя:

1. оптимизированные коэффициенты подъема/сопротивления и более высокая аэродинамическая эффективность, что приводит к увеличению дальности полета и снижению расхода топлива;

2. улучшенная эксплуатационная гибкость за счет установки коэффициента подъема / сопротивления на более высокие значения;

3. заметное снижение веса конструкции;

4. финансовая экономия затрат на разработку.

Другие члены научного сообщества предпринимали попытки использовать управление SMA для управления задней кромкой крыла. Одна группа исследователей внедрила провода SMA в секцию аэродинамического профиля ротора вертолета NASA 0012 с хордой 0,305 м, примыкающей к выступу задней кромки с пролетом 0,1 м и хордой 0,06 м. Привод состоял из хомута, шарнирной трубки и нескольких предварительно натянутых SMA-проводов диаметром 0,3 мм. Провода SMA имели начальное предварительное напряжение 3,16%, и система привела к отклонению выступа 298.

Вследствие их радикального влияния на коэффициент подъема и сопротивления крыла, закрылки практически незаменимы в современной конструкции самолета. Одним из величайших преимуществ использования привода с памятью формы для управления закрылками самолета является легкая конструкция, которая фактически позволяет повысить топливную экономичность. Кроме того, привод SMA обеспечивает управление переменной силой и впечатляющие расстояния удлинения и восстановления исполнительного механизма. Успешно спроектированная система привода закрылка SMA также потребует минимального обслуживания, если она будет реализована из-за небольшого количества движущихся частей, и система может быть установлена при относительно низких затратах (незначительная стоимость сверхцены материала SMA). В случае успеха эта система приведения в действие заслонки с памятью формы также может быть легко применена к другим системам управления полетом самолета

и устройствам с большой подъемной силой, включая планки самолета, руль направления, рули высоты или элероны.

В нашей конструкции приведение в действие задней кромки крыла было достигнуто благодаря эффекту памяти формы. На рис. 2 показана концепция конструкции привода язычка, который состоял из верхнего и нижнего набора пружин SMA, закрепленных на одном конце и соединенных с шарнирной трубкой на другом для приведения в действие язычка.

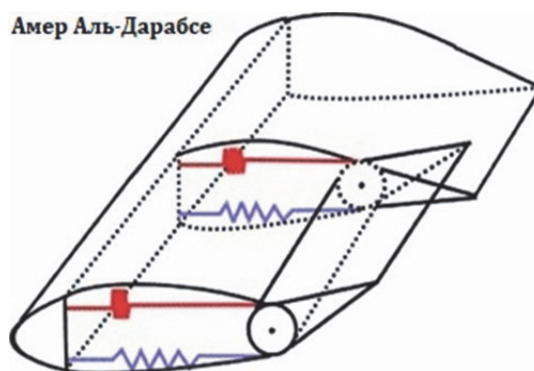


Рис. 2. Отклонение заслонки при срабатывании SMA

Оба набора пружин имели одинаковую начальную длину, начальную пластическую деформацию и площадь поперечного сечения. Чтобы отклонить язычок вверх, верхние пружины были нагреты, в то время как нижние пружины оставались при температуре окружающей среды. Сила, создаваемая сжимающей пружиной SMA, вызывала момент против часовой стрелки вокруг оси трубы шарнира, который вращал шарнирную трубу и вызывал отклонение язычка вверх. Отклонение заслонки в направлении вниз происходило, если нижние пружины нагревались, а верхние пружины оставались при температуре окружающей среды. Сила, возникающая от приведения в действие нижнего набора пружин SMA, вызывала вращение шарнирной трубки по часовой стрелке, как показано на рис. 2.

В следующих двух разделах обсуждаются наши методы проектирования с помощью проведенного анализа, экспериментов и испытаний прототипа, чтобы оценить выполнимость нашего прототипа интеллектуального крыла.

2. Методы проектирования: анализ и эксперимент

Приведенная конструкция состояла из части аэродинамического профиля с закрылками, управляемыми приводом SMA. Клапаны были жестко закреплены на вращающейся трубе, к которой были прикреплены пружины SMA. Другой конец каждой пружины SMA был прикреплен к передней части коробки крыла. В нашей модели четыре пружины SMA содержали верх-

ний слой пружин, которые были тангенциально прикреплены к верхней части откидной трубки. Аналогичным образом, нижний слой из четырех пружин SMA был прикреплен тангенциально к нижней части трубки клапана. Когда ток направлялся через верхний слой пружин, пружинные приводы SMA сжимались, чтобы поднять закрылки. Аналогично, направление тока через нижний слой пружин приводило к отклонению закрылков вниз. Упрощенная иллюстрация нашей окончательной конструкции показана на рис. 2. верхние сжимающие пружины представляют собой пружины, нагретые от приложения тока. На рис. 3 показан изготовленный прототип закрылка с использованием аэродинамического профиля NASA 2412. Есть два критических конструктивных соображения, которые были использованы для оценки осуществимости интеллектуальной системы управления. Это время реакции

материала SMA на нагрев и максимальное усилие на закрылке во время имитации полета.

3. Время отклика материала SMA на нагрев

Время отклика модели было достаточно быстрым; в среднем полное отклонение вверх или вниз может быть достигнуто через 3 с после подачи тока через желаемый слой пружин. Каждый слой пружин был соединен в последовательную цепь и питался от генератора напряжения. Экспериментально определенные электрические свойства каждой пружины SMA, использованной в прототипе, составляют 0,5 В, 3,40 А и 1,70 В. Электрическая мощность контролировалась трехпозиционным переключателем, который обеспечивал три возможных настройки: подача тока через верхний слой пружин (отклонение заслонки) .вверх), подача тока через нижний слой пружин (отклонение заслонки вниз) или отсутствие тока (выключение/режим ожида-

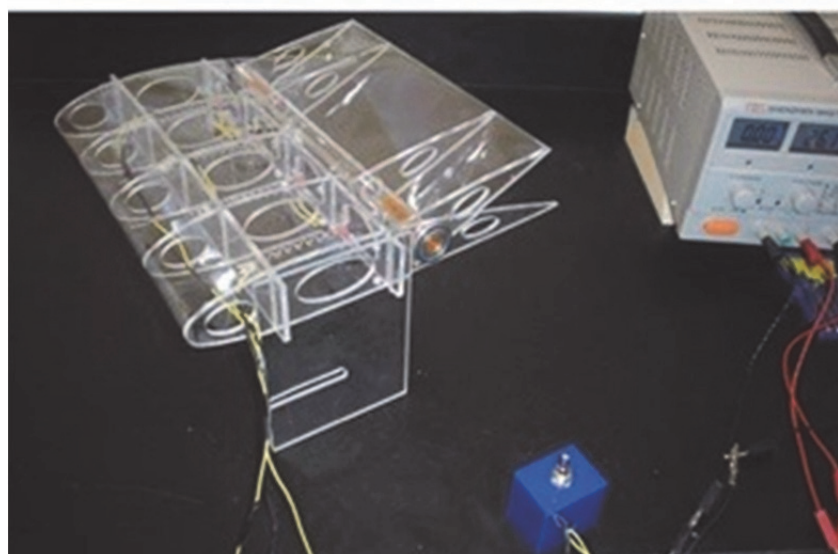
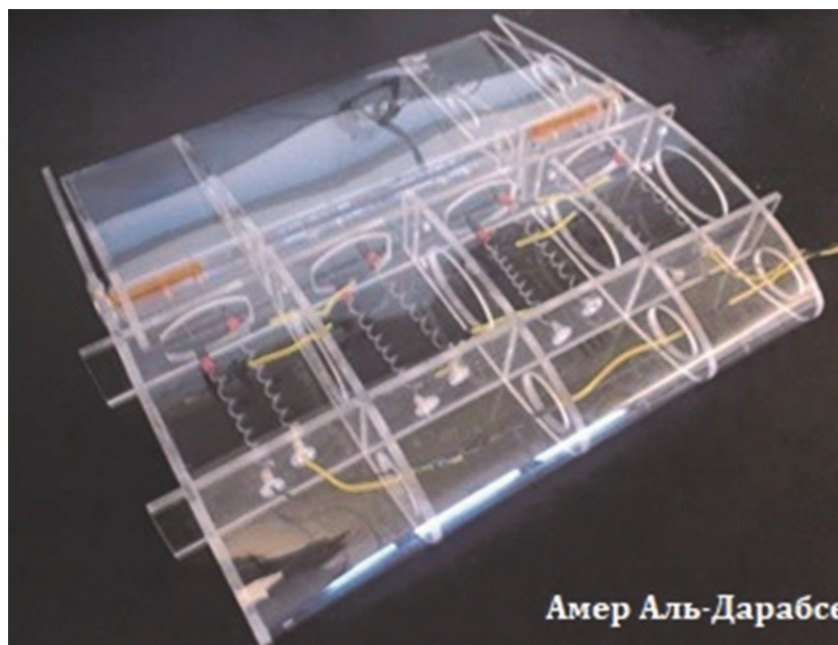


Рис. 3. Умный прототип крыла

ния). Было возможно активировать любой слой пружин почти сразу после того, как ток через противоположный слой был остановлен. Максимальное отклонение закрывка в обоих направлениях было очень удовлетворительным; максимальные углы отклонения закрывка были выше 208 в любом направлении вращения.

Дальнейший анализ был проведен для изучения нагрева и охлаждения пружин SMA. На рис. 4 показано изменение температуры пружины SMA, использованной в конечном прототипе, при нагревании от комнатной температуры до 3068 К, температуры активации памяти формы для материала. Чтобы собрать экспериментальные данные, представленные сплошной линией на рисунке 4, то же самое напряжение и ток, приложенные к каждой пружине в прототипе, были применены к одной пружине SMA в испытании. Термопару использовали для снятия показаний температуры при нагревании пружины, и данные были собраны из видеоанализа эксперимента. Количественно мы обнаружили, что можно прогнозировать изменение температуры пружины SMA в различных ситуациях, используя корреляции теплопередачи. Предполагая, что пружина является цилиндром в расчетах и принимая свойства материала SMA из информации, содержащейся в журнальных статьях, можно было предсказать тенденцию нагрева для пружины. Предположение о сосредоточенной емкости было проверено и использовано для этого расчета, а распределение температуры по всему материалу было принято равномерным. С этими подтвержденными предположениями мы смогли рассчитать и предсказать температуру SMA во времени для данного тока. Как упомянуто выше, сплошная кривая на рисунке 4 показывает температуру пружины, измеренную в экспериментальном испытании, в то время как пунктирная линия представляет температуру, рассчитанную из корреляций теплопередачи.

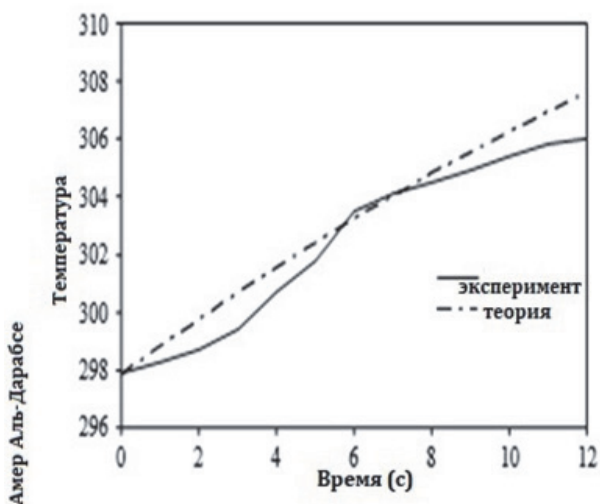


Рис. 4. Нагреватель пружины SMA до температуры активации (3068K)

Пружина для этого эксперимента была цилиндрической с диаметром 0,2 мм и длиной 9 мм.

Свойства материала пружины SMA обычно были получены из литературы и данных производителя. Уравнение приведено ниже:

$$T = \frac{I^2 RL}{hA} (1 - e^{-hAt/\rho Vc}) + T_{\infty}, \quad (1)$$

где T – расчетная температура; I – приложенный ток, 3,6 А; R – сопротивление пружины, 0,5 В; V – объем пружины; плотность воздуха – 6450 кг / м³; h – коэффициент конвекции, 35 Вт / (м² 8K); c – удельная теплоемкость 322,38 Дж / (кг 8 K); A – площадь поверхности пружины; T_i – температура поверхности, 3238K; T_1 – температура окружающей среды, 3038K; это время.

Охлаждение от температуры активации до комнатной температуры в условиях свободной конвекции также анализировалось, как показано на рис. 5. Аналогично анализу нагрева сплошная линия на рис. 5 показывает экспериментальные данные, полученные из видеоанализа. Пунктирная кривая представляет данные, полученные из численных расчетов. В расчетах вся энергия, накопленная в пружинах от нагрева электрическим током, рассеивается в окружающую среду. Уравнение, используемое для прогнозирования температуры охлаждения пружины SMA, приведено ниже. Предполагалось, что цилиндрическая форма пружины снова выведет уравнение охлаждения. Уравнение приведено ниже:

$$T = (T_i - T_{\infty})e^{-(hAt)/(\rho Vc)} + T_{\infty}. \quad (2)$$

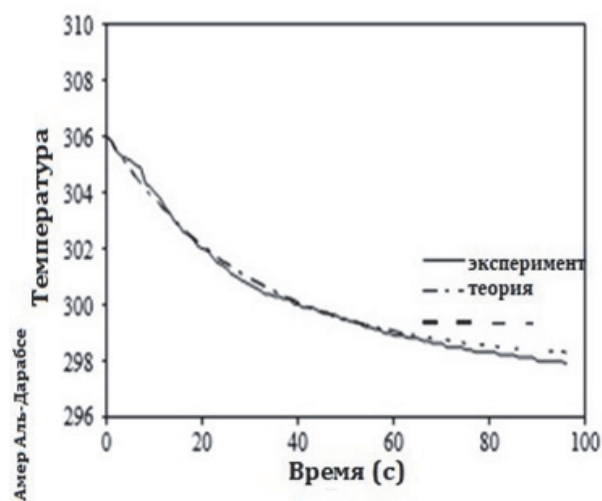


Рис. 5. SMA пружинное охлаждение до комнатной температуры (2988K) от 3068K

Как видно на рис. 4 и 5, экспериментальные данные и теоретически полученные данные близко совпадают. Исходя из теоретических расчетов, мы можем точно предсказать поведение материала SMA. Используя корреляции, мы смогли предсказать тенденцию на-

грева для пружины SMA при различных уровнях тока.

Из анализа и сравнения двух испытаний на нагрев мы смогли подтвердить, что подача большей электрической мощности на пружину SMA приводит к более быстрому нагреву материала и сокращению времени отклика. Начальная температура пружины была установлена равной 2758 К, чтобы представлять температуру на крейсерской высоте приблизительно 3700 м. Затем мы смогли рассчитать напряжение, необходимое для доведения материала до определенной оптимальной температуры. Оптимально, пружина должна быть быстро нагрета до активации без чрезмерного повышения температуры материала, чтобы продлить время охлаждения. Для теоретического анализа рассматриваются два случая. В первом случае, при более низком токе, использовались 0,5 В, 7,2 А, 3,6 В. Во втором случае использовались 0,5 В, 8,0 А и 4 В. На рисунке 6 показан нагрев пружины SMA с использованием двух разных уровней тока и напряжения. На графике сплошная кривая представляет нагрев током 8 А, в то время как пунктирная линия представляет нагрев током 7,2 А. Как показано на рис. 6, относительно небольшое увеличение мощности, подаваемой на пружину, приводит к значительному сокращению времени активации (нагрева). Этот теоретический анализ послужил иллюстрацией влияния электрической мощности на время активации пружины SMA, а также исследовал характеристики нашей модели, подверженной действительным температурам полета.

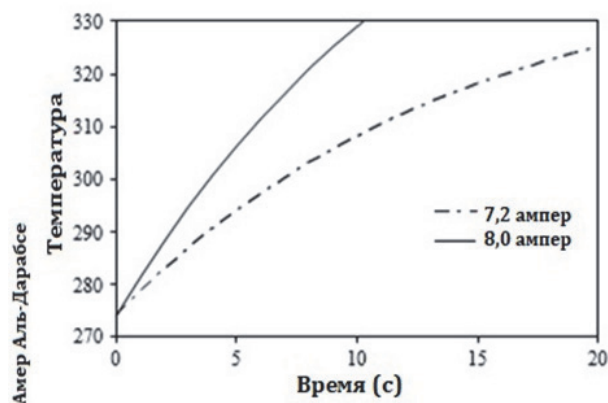


Рис. 6. Температурные профили для двух разных условий нагрузки

Усилие на закрылке во время имитации полета

Для продолжения анализа проекта была проведена работа, чтобы определить максимальное усилие, которое будет применено к системе закрылков прототипа, если прототип подвергся условиям нетипичного полета. После определения максимальной силы в полете, которая будет применяться к прототипу, мы сможем ис-

пользовать эту силу в качестве минимально необходимой силы, которую должна генерировать наша система закрылков. Используя основные уравнения подъемной силы и сопротивления, мы смогли предсказать силы подъемной силы и сопротивления, действующие на наш профиль в течение имитируемого полета для прототипа.

Моделируемый полет суммируется следующим образом. Самолет взлетел со скоростью 38 м / с и углом атаки 108 до 2100 м крейсерской высоты. Момент скорости самолета до крейсерской высоты составлял 60 м / с. Силы подъема и сопротивления были суммированы, чтобы найти общую силу, действующую на крыло-прототип, и было установлено, что максимальная сила на крыле (возникающая на этапе крейсерского полета) составляет 26 Н. Поскольку эта сила 26 Н была силой, приложенной для всего крыла необходимо было определить долю этой силы, которая была приложена к закрылку. Конечно-элементное моделирование с использованием программного обеспечения ANSYSw существенно помогает в анализе сил нашей конструкции. ANSYS FLOTTRAN™ использовался для определения распределения давления на аэродинамической поверхности при различных условиях полета. 2D Flotran 141 был выбран для элемента воздуха вокруг аэродинамического профиля. Свойства стандартного воздуха были использованы для анализа. Граничное условие нулевой скорости воздуха было применено к поверхности аэродинамического профиля. Граничные условия на входе скорости и выходе использовались вдали от передней и задней части аэродинамического профиля, соответственно. В частности, для анализа были выбраны две точки полета из-за их ожидаемого максимального напряжения: момент до взлета со скоростью 38 м/с и момент до достижения крейсерской скорости 60 м/с. На рис. 7 (а) показано распределение давления по профилю за момент до взлета. Изображение было сгенерировано с использованием функции вычислительной гидродинамики Flotran, чтобы показать распределение давления с закрылками 108 при скорости самолета 38 м/с и угле атаки 08. Наибольшее давление на переднем крае аэродинамического профиля и наименьшее над крылом. Как и ожидалось, давление под крылом больше, чем давление на верхней части аэродинамического профиля.

Выполнив узловый анализ, мы смогли найти давление в каждой точке профиля. Эти данные воспроизведены на рис. 7 (б). Сплошная круговая кривая представляет давление вдоль нижней части аэродинамического профиля, а полая квадратная кривая представляет распределение давления по верхней части аэродинамического профиля от передней кромки (левая сторона графика в положении 0) к задней кромке (пра-

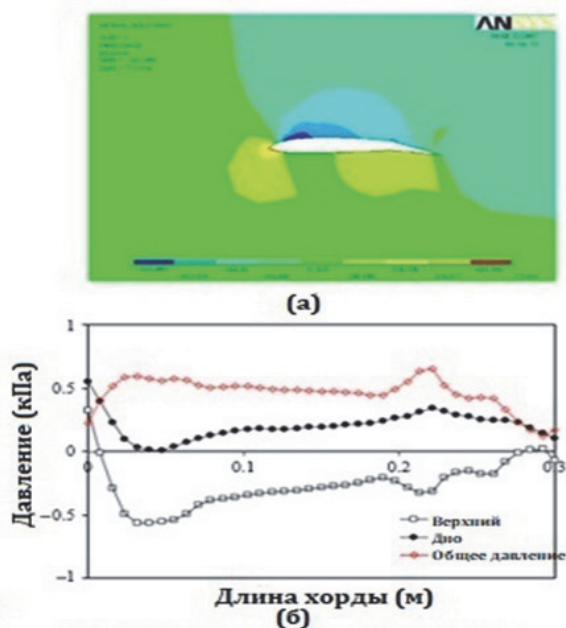


Рис. 7. Распределение давления вокруг аэродинамического профиля ($v \frac{1}{4} 38$ м/с, угол атаки 08)

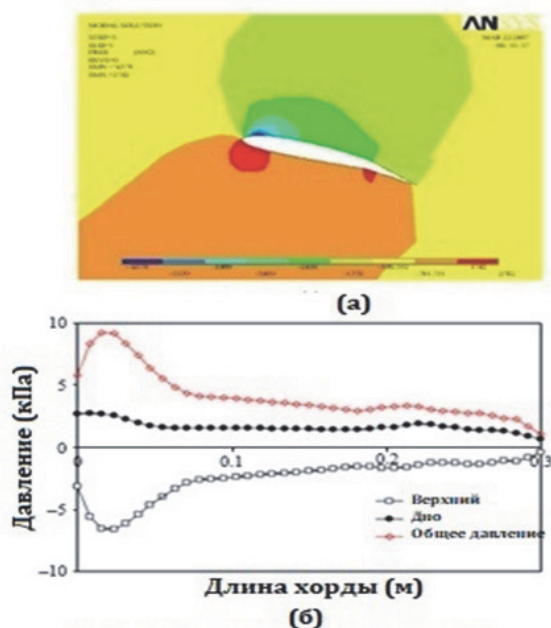


Рис. 8. Распределение давления вокруг профиля ($v \frac{1}{4} 60$ м/с, угол атаки $\frac{1}{4} 108$)

Рис. 7. Распределение давления вокруг аэродинамического профиля ($v \frac{1}{4} 38$ м/с, угол атаки 08)

Рис. 8. Распределение давления вокруг аэродинамического профиля ($v \frac{1}{4} 60$ м/с, угол атаки $\frac{1}{4} 108$)

вая сторона график). Разница давлений между верхом и низом представлена полой кривой алмаза как общее результирующее давление. И снова на этом графике крайняя левая часть кривой (около позиции 0) представляет давление возле передней кромки аэродинамического профиля, в то время как крайняя правая часть кривой представляет давление возле задней кромки аэродинамического профиля. Интегрируя площадь под кривой, мы смогли рассчитать отношение давления в секции закрылка к давлению по всему аэродинамическому профилю, которое составляет 25 процентов.

Аналогичный анализ был выполнен для определения давления

Распределение по профилю за момент до окончания этапа подъема и начала этапа крейсерского полета. На рис. 8 (а) показано распределение давления по аэродинамической поверхности с закрылками 108 со скоростью 60 м/с при угле атаки 108.

Следуя форме вышеупомянутого анализа давления за момент до взлета, был выполнен другой узловой анализ для получения рисунков 8 (а) и (б). Отношение давления на секции закрылка к давлению на всем аэродинамическом профиле в этот момент перед крейсерской проверкой составило 19% путем интегрирования. Опять же, давление на передней кромке находится слева от графика, а давление на задней кромке – справа от графика. Используя при-

веденные выше соотношения распределения давления 25 и 19 процентов, соответствующие двум разным критическим моментам полета, мы смогли предсказать минимальную силу, необходимую для приведения в действие закрылка. Значения силы, равные 6,4 и 4,94 Н, были определены, соответственно, исходя из 25 и 19 процентов от общей максимальной силы, приложенной к крылу, равной 26 Н. Из этих двух значений силы ясно, что 6,4 Н – это большее значение, которое мы приняли быть минимально необходимой силой, которую должна создавать наша система закрылков. Следующие испытания прототипа показали бы производительность изготовленного прототипа по сравнению с прогнозируемыми обязательными условиями.

3. Испытания прототипа

После завершения окончательной модели прототипа были проведены многочисленные тесты для оценки ее производительности. Как показано на рис. 9, датчик силы был использован для измерения максимальной направленной вверх силы, создаваемой вращающимися клапанами. Хотя каждая пружина SMA способна сжиматься с силой более 10 Н, некоторая механическая энергия теряется в системе вращения. Четыре пружины вместе в верхнем пружинном слое были способны поднимать клапан с максимальной силой около 30 Н у основания вращения и 5 Н у задней кромки. Таким образом, среднее усилие, создаваемое системой приведе-

ния в действие закрылка, составило 17,5 Н, что превысило наше минимальное усилие в 6,4 Н.



Рис. 9. Измерение силы срабатывания закрылка

Дополнительные испытания конструкции были выполнены с использованием аэродинамической трубы в лаборатории жидкостей Иорданского университета. Поскольку относительно большой размер прототипа препятствовал проведению испытаний внутри самого туннеля, испытание проводилось на выходе из туннеля. Был создан монтажный кронштейн для надежного удержания крыла в фиксированном положении во время аэродинамической нагрузки.

Тестирование нашего прототипа проводилось при максимальной скорости воздуха в аэродинамической трубе 21,3 м/с, при этом мы смогли оценить производительность нашей конструкции в условиях динамической нагрузки. Приводы SMA смогли успешно контролировать положение заслонки с минимальной дополнительной задержкой из-за динамической нагрузки. Время, необходимое для перехода закрылка от максимального отклонения в одном направлении до максимального отклонения в другом (либо от поднятого положения до опущенного, либо наоборот), составляло приблизительно 6 с. Даже при тестировании крыла на скорости примерно одной трети скорости полета в идеальных условиях испытаний наблюдалось значительное увеличение подъемной силы. Когда заслонка была полностью отклонена вниз, само крыло начало слегка вращаться вверх в своей закрепленной точке. Этот тест подтвердил нашу концепцию дизайна в условиях низкой скорости полета и показал, что смещение задней кромки аэродинамического профиля в значительной степени способствует созданию подъемной силы. Результаты эксперимента в аэродинамической трубе показаны на рис. 10.

4. Заключение

Опытный образец интеллектуальной системы управления для управления закрылками самолета был успешно разработан. Благодаря

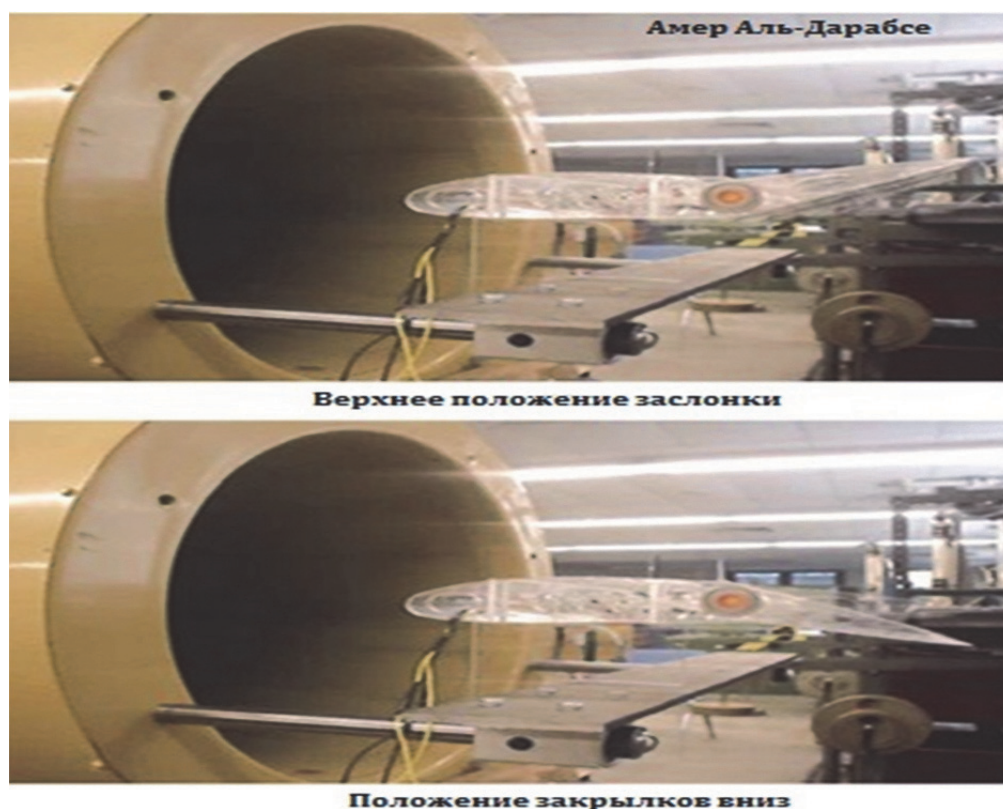


Рис. 10. Испытание системы приведения в действие закрылков при скорости потока в аэродинамической трубе 21,3 м/с

проведенному нами экспериментальному и теоретическому анализу наш проект был подтвержден и показал большой потенциал для будущего применения. Целью текущих исследований является разработка системы управления, дальнейший анализ условий динамической нагрузки в полете и применение этой конструкции к другим системам самолета, таким как электроны, предкрылки, рули направления и лифты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аль Дарабсе А.М.Ф., Маркова Е.В., Миллер В.В. Роль искусственного интеллекта в роботехнике // В сборнике: Биотехнические, медицинские и экологические системы, измерительные устройства и робототехнические комплексы - Биомедсистемы-2019 Сборник трудов XXXII Всероссийская научно-техническая конференция студентов, молодых ученых и специалистов. Под общей редакцией В.И. Жулева. 2019. С. 638-641.
2. Аль Дарабсе А.М.Ф. Проблемы программного обеспечения в авиационных системах // В сборнике: Проблемы технического сервиса в АПК Сборник научных трудов II студенческой всероссийской научно-практической конференции. 2019. С. 7-15.
3. Аль Д.А.М.Ф., Маркова Е.В., Вольсков Д.Г. Подрыв конфиденциальности в системе адресации отчетности авиационной связи // В сборнике: Миллионщиков-2019 Материалы II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, посвященной 100-летию ГГНТУ. 2019. С. 123-129.
4. Аль Д.А.М.Ф., Маркова Е.В. Система мониторинга работоспособности авиационных газотурбинных двигателей по реальным данным // В сборнике: Миллионщиков-2019 Материалы II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, посвященной 100-летию ГГНТУ. 2019. С. 137-143.
5. Аль Д.А.М.Ф., Маркова Е.В. Особенности снабжения аэрокосмической промышленности // В сборнике: В мире научных открытий Материалы III Международной студенческой научной конференции. 2019. С. 137-140.
6. Маркова Е.В., Аль Дарабсе А.М.Ф., Черненко Е.В. Форсайт-аудит систем управления в аэрокосмической технологии // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2019. № 1 (85). С. 71-73.
7. Маркова Е.В., Аль Дарабсе А.М.Ф. Влияние инноваций на экономический рост // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2019. № 2 (86). С. 72-74.
8. Аль Дарабсе А.М.Ф., Маркова Е.В. Исследование требований летной годности составных воздушных судов для воздушных судов транспортной категории в FAA // Российский электронный научный журнал. 2019. № 1 (31). С. 8-21.
9. Аль Дарабсе А.М.Ф., Маркова Е.В., Денисова Т.В. Моделирование турбовинтовой гибридной электрической двигательной установки // Российский электронный научный журнал. 2019. № 2 (32). С. 16-33.
10. Аль Дарабсе А.М.Ф. Исследование экономических систем в авиационной инженерии на основе методологии функционально-стоимостной инженерии // В сборнике: Молодежь и наука XXI века Материалы Международной научной конференции. 2018. С. 470-472.

AEROSPACE: DIGITAL DEVELOPMENT OF A SMART WING USING INTELLIGENT MATERIALS (SMA)

© 2021 T.A. Dzhabrailov, I.A. Shchukarev, A.S. A. Al-Mesri, A.V. Loshakov

The Ulyanovsk State Technical University,
The Institute of Aviation Technology and Management, Ulyanovsk, Russia

The purpose of this article is to develop a power system using smart tools, such as Shape Memory Spectrum (SMA), to control the shape of the plane. Map the proposed smart wing includes S Springs that are attached to one end of the wing in the windshield profile. The second chain is connected each spring to the valve with the possibility of a cylinder. The upper and lower layers are made to spread the springs up and down. The summer strength is controlled by heat, which is the result of the current display. The smart suite is designed and tested to reflect the purpose of the natural interface. An efficient and effective pipeline management system is provided. Through testing and analyzing the principles, the technology improved and showed great potential for future use. Strategy - the presented system can be applied to other aircraft systems such as wings, fights, roads, and elevators. Parent / Account is a unique emotional sacrifice type. Stored materials are used to propel aircraft flow. This policy applies to wings, bars, riders, and lifters.

Key words: intelligent control system, SMA alloys, thermomechanical loads, martensite phase, austenite phase, twinning process, diffusionless phase transformation, crystallographic changes, shape memory effect.

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-1-28-36

Tayyar Dzhabrailov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor of the Department of General Scientific Disciplines. E-mail: tqayar@yandex.ru

Igor Shchukarev, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor of the Department of General Scientific Disciplines. E-mail: schykar@mail.ru

Al-Mesri Ali Said Ahmed, Post-Graduate Student of the Department of Radio Engineering. E-mail: ali_almassry@mail.com

Anatoly Loshakov, Candidate of Historical Sciences, Associate Professor of the Department of General Scientific Disciplines. E-mail: tolik-ul7385@yandex.ru