

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ГАЙДАЧУК¹, А.В. ЧЕСНОКОВ², И.В. ГУРИН³, А.М. ПОТАПОВ⁴¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*² *Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Украина*³ *Национальный научный центр "ХФТИ", Украина*⁴ *Государственное предприятие «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Украина*

ПРЕДПОСЫЛКИ ДЛЯ ПОЛНОГО ЦИКЛА ПРОИЗВОДСТВА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В УКРАИНЕ

Обоснована необходимость производства углерод-углеродных композиционных материалов в Украине. Выделены основные стадии производства материала и обоснована необходимость выполнения их без международной кооперации. Предложена концепция конкурентоспособного производства УУКМ в Украине, базирующаяся на отечественных разработках, не уступающих мировым аналогам. Обоснована необходимость применения коэффициентов технологичности при проектировании и производстве УУКМ. Выделена острая необходимость освоения производства углеродных волокон и ПАН и/или пирогового прекурсора. Показано, что процессы изготовления армирующих каркасов и их насыщения пироуглеродом матрицы достаточно хорошо изучены, но необходимо уделить внимание их взаимодействию. Приведены технологии механической обработки и испытания УУКМ, применяемые в Украине. Предложено создать организацию, координирующую и внедряющую инновационные технологии производства УУКМ.

Ключевые слова: углеродное волокно, армирующий каркас, термоградиентное насыщение, углерод-углеродный композиционный материал.

Введение

Совершенствование техники требует постоянного улучшения эксплуатационных характеристик применяемых материалов и технологий их изготовления. Углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) получил широкое применение благодаря высокой температуре сублимации, высокой прочности при температурах свыше 2800°C, хорошему сопротивлению термическим и механическим нагрузкам, химической и радиационной стойкости, низкой плотности. УУКМ заслуженно привлекает внимание разработчиков изделий и оборудования, которое работает при высоких температурах в безокислительной среде. Создание конструкций современной ракетно-космической техники, используемых в условиях высоких температур и повышенных термомеханических нагрузок, не эффективно без применения деталей из УУКМ. В ракетно-космической технике используется примерно 18% от общего объема производства УУКМ, который в настоящее время составляет свыше 1000 т/год и увеличивается ежегодно. УУКМ используется для изготовления сопловых блоков, раструбов, наконечников спускаемых аппаратов, в кромках стабилизаторов, в элементах рулевых и маневровых двигателей космических аппаратов, что позволяет существ-

венно расширить ресурсы работоспособности конструкций и повысить их экономичность [1].

Требования к УУКМ, используемым в ракетно-космической технике, наиболее высокие по сравнению с другими сферами их применения и постоянно ставятся задачи повышения эксплуатационных характеристик. Совершенствование технологии производства УУКМ во всем мире относится к приоритетным направлениям, определяющим обороноспособность и научно-технический потенциал государства, владеющего ими [2].

Объемы мирового производства УУКМ постоянно увеличиваются, потому что технологии освоили КНР, Индия, Южная Корея и другие страны. После остановки гонки вооружений потребление УУКМ ракетно-космического назначения заметно уменьшилось. Развивается конверсионное применение УУКМ. Они стали интенсивно применяться для производства фрикционных и антифрикционных изделий, тиглей и пресс-форм, в медицине для производства имплантатов и др.

УУКМ состоит из углеродного армирующего каркаса (преформы), изготовленного из углеродных волокон, и углеродной или графитовой (пирографитовой) матрицы. Деталь и материал производятся одновременно. Можно выделить основные стадии работ над созданием изделия, отвечающего эксплуа-

тационным требованиям:

1. Анализ температурных, силовых и прочих воздействий на изделие. Расчет структуры и формы изделия.
2. Производство и подготовка углеродных армирующих материалов к переработке.
3. Изготовление армирующих каркасов.
4. Насыщение каркасов углеродом матрицы.
5. Механическая обработка.
6. Нанесение защитных покрытий в случае необходимости (SiC).
7. Сборка изделий.
8. Анализ полученных свойств изделия.

Каждая из перечисленных составляющих имеет целый ряд способов реализации, что существенно влияет на себестоимость получаемого изделия и его характеристики. Для обеспечения технологической готовности к производству изделий на основании научно обоснованных подходов необходимо реализовать функции технологической подготовки производства, включающие: обеспечение технологичности конструкции; разработку технологических процессов (ТП); проектирование и изготовление средств технологического оснащения; контроль и управление ТП.

Концепция производства

Для удовлетворения текущих потребностей ракетно-космического комплекса и других отраслей в изделиях из УУКМ и планируемого повышения спроса, поддержания конкурентоспособности отечественной техники, необходима разработка и реализация полного цикла производства их в стране.

Стабилизация свойств изделий возможна только при устойчивом выполнении всех ТП изготовления УУКМ, что позволяет снизить коэффициент запаса прочности изделия и его вес. Для обеспечения устойчивости ТП должны быть определены требования к каждому ТП и раскрыта их взаимосвязь.

Концепция производства изделий из УУКМ в Украине включает следующие принципы:

- обеспечение благоприятных условий выполнения каждого ТП изготовления деталей ЛА из УУКМ на основании определения критериев технологичности для каждого ТП;
- создание производства углеродных волокон на основе ПАН и/или пековых прекурсоров;
- обеспечение стабильности параметров АК и автоматизация их производства. Применение технологических методов повышения газопроницаемости АК, предотвращение повреждения армирующих волокон. Применение эффективных методов подготовки волокон к переработке;

- применение имеющейся производственной базы высокопроизводительного метода термоградиентного газофазного пироуглеродного уплотнения и совершенствование его применительно к насыщаемым АК и требованиям к изделию;

- применение имеющейся производственной базы по нанесению защитных покрытий;

- применение ресурсосберегающих технологий, позволяющих перейти на уровень безотходного производства;

- развитие методов прогнозирования свойств изделий и экспериментальных методик определения эксплуатационных характеристик;

- развитие методов, позволяющих анализировать жизненный цикл изделия.

Расчет и проектирование изделий

На стадии проектирования конструкции изделия из УУКМ важно точно определить комплекс воздействий и в зависимости от имеющихся параметров неопределенности как производственной, так и эксплуатационной применить рациональный коэффициент запаса по рассматриваемым характеристикам. Методики расчета постоянно совершенствуются, учитывая новые достижения в области производства УУКМ и расширяющиеся вычислительные возможности компьютеров. В работе [3] сформулированы тезисы основных особенностей проектирования и производства конструкций из УУКМ. Расчет и проектирование изделий из УУКМ должны быть неразрывно связаны с технологическими возможностями производства.

Стабилизация характеристик материала возможна при достижении высокого уровня воспроизводимости и устойчивости техпроцессов. Устойчивость всего комплекса техпроцессов производства изделий из УУКМ возможна только при их комплексном рассмотрении. И эти результаты в виде комплексных показателей технологичности должны быть приоритетными при разработке технических условий для производства изделий из УУКМ.

Для оценки технологической рациональности применен вектор качества выходных характеристик объектов производства:

$$K_i = (K_{i,1}, K_{i,2}, \dots, K_{i,j}),$$

где $K_{i,1}, \dots, K_{i,j}$ – частные качественные характеристики после $i^{\text{того}}$ ТП.

В качестве частных характеристик объектов производства применяются прочностные, геометрические и др. характеристики, получаемые измерением. Полный перечень измеряемых характеристик

задается в техническом задании на выполнение ТП. Условием приемлемости ТП является:

- для прочностных характеристик $K_{i,j} \geq K_{i,j}^{T3}$;

- для геометрических характеристик $K_{i,j} = K_{i,j}^{T3}$,

где $K_{i,j}^{T3}$ – параметр, указанный в техническом задании на выполнение ТП.

При проектировании деталей из УУКМ и разработке ТП необходимо применение принципов унификации для разработки эффективных ТП с высоким показателем гибкости производства. К параметрам рациональности конструкции и ТП относятся и показатели технологичности. Выявить показатели, наиболее полно отражающие достижение оптимальных затрат при производстве деталей, возможно на основании анализа технологического цикла их производства.

Оптимизация технологического цикла предусматривает построение модели, охватывающей все этапы изготовления изделия, с классификацией моделей по уровням детализации. Модели ТП являются взаимозависимыми. Для определения количественных закономерностей взаимовлияния и модели изготовления деталей из УУКМ в первую очередь определяются модели, оказывающие наибольшее влияние на взаимодействие ТП и определяющие требования к устойчивости ТП, из которых получают показатели технологичности. Модели, описывающие отдельные более самостоятельные процессы, определяют при рассмотрении ТП, в которые они входят.

Анализ взаимодействия ТП изготовления изделий из УУКМ на основе стержневых армирующих каркасов проведен в работе [4]. Выявлены исходные параметры процессов, факторы, влияющие на ход ТП и выходные параметры.

В дополнение к показателям технологичности, рекомендованных ГОСТ 14.205-83, определены специальные показатели технологичности, оказывающие влияние на устойчивость ТП и пригодность полученного полуфабриката к устойчивому выполнению последующих ТП изготовления изделий из УУКМ [5]. На этапе конструкторской подготовки производства рекомендуется сравнивать заданное наполнение АК волокном и его зернистость с предельно достижимыми значениями по направлениям армирования и в произвольной плоскости. Для расчета параметров наполнения АК волокном и зернистости выделяются повторяющиеся элементы, по которым и определяют сравниваемые параметры и их предельные значения. Получены коэффициенты армирования в произвольной плоскости сечения с учетом технологических возможностей для стержневых АК. Полученные размеры повторяющихся

элементов характеризуют зернистость структуры и применяются в качестве базовых показателей технологичности АК.

Для процессов с силовым взаимодействием, к которым относится сборка АК, параметром технологичности является минимальный коэффициент запаса прочности стержня, который определяется по отношению прочности стержней к прогнозируемым технологическим напряжениям.

Технологичность по параметру газопроницаемости определяется по отношению коэффициентов относительной проницаемости и диаметров минимальной и максимальной поры.

В Национальном научном центре (ННЦ) ХФТИ разработана теоретическая модель, которая позволяет прогнозировать конечную плотность композита в зависимости от плотности и удельного содержания наполнителя. Зная плотность волокна и его удельное содержание (плотность АК), можно определить максимальную конечную плотность композита, получаемого газofазными методами.

В зависимости от вида применяемых ТП изготовления изделий из УУКМ показатели технологичности будут отличаться.

Производство и подготовка армирующих материалов

В качестве углеродных армирующих материалов используются углеродные волокна (УВ), подготовленные к переработке в АК. Применяются жгуты, ткани и стержни.

Для производства термонагруженных изделий ракетно-космической техники применяются высококомодульные УВ на основе ПАН (полиакрилонитрил) или пековых прекурсоров, для менее ответственных конструкций применяются УВ на основе вискозы или комбинированные материалы, сочетающие несколько видов УВ. За последние, по крайней мере, 10 лет наибольший прогресс наблюдается в отрасли высокопрочных и высококомодульных углеродных ПАН УВ. Доминирующее положение в разработке и производстве этих материалов, как по качеству, так и по количеству, занимает Япония, особенно если учесть импорт японских технологий в США, Западную Европу и Юго-Восточную Азию. В СНГ основное количество УВ производится на двух предприятиях: ООО "Аргон" (г. Балаково, Россия) - производство на основе ПАН и РУП "Светлогорское ПО "Химволокно" (г. Светлогорск, Беларусь) - производство на основе вискозы. Оба предприятия имеют собственные мощности по производству прекурсора. В России и других странах идет интенсивное освоение передовой технологии производства УВ на пековой основе. В настоящее

время УВ поступают на украинский рынок, из Белоруссии (марки «Урал») и Российской Федерации (марки УКН). При стоимости существенно большей, чем мировые цены, эти УВ не обладают высокими характеристиками. Углеродные материалы производства Японии, США, Китая и тому подобное доступны лишь коммерческими партиями, а их закупка нуждается в заключении международных контрактов, к тому же экспорт высокомолекулярного УВ запрещен большинством стран.

В бывшем СССР Украина не располагала производством как УВ, так и ПАН-прекурсора. В то же время в Украине было создано мощное производство низкомолекулярных углеродных волокон функционального назначения из гидратцеллюлозных (ГЦ) волокон. Выпуск этих УВ осуществлялся на Броварском (ныне казенном) заводе порошковой металлургии, г. Бровары Киевской обл. и на Запорожском электродном заводе (ныне ОАО «Углекомпозит», г. Запорожье). Оба эти предприятия в настоящее время имеют свободные производственные площади, а по технической специализации являются наиболее близкими к восприятию новой технологии УВ из ПАН или пекового прекурсора.

Необходимо наладить производство в Украине определенных видов УВ, их марки целесообразно выбрать из наиболее освоенных и известных в мире УВ, выпускаемых, например, японской компанией Торей или их аналогов. Так, для средненагруженных изделий можно рекомендовать – УВ типа Т300, а для ракетно-космических изделий – УВ типа Т700, Т800, которые могут использоваться в термонагруженных изделиях [6].

При организации производства УВ в Украине полезно использовать традиционную технологическую схему, хорошо отработанную в компаниях-производителях УВ. Схема включает следующие основные операции: окисление волокон ПАН-прекурсора при 200-300⁰ С, низкотемпературную (800-1200⁰ С) и высокотемпературную (1500-1800⁰ С) карбонизацию с последующей поверхностной обработкой УВ. Следует отметить, что в этой технологии при переработке ПАН-прекурсора в УВ производители используют свои «Know how», которые подтверждаются практикой получения УВ.

Одной из главных особенностей получения качественного УВ является необходимость использования таких ПАН-прекурсоров, которые бы гарантированно обладали достаточно высоким уровнем физико-механических свойств. Поэтому ведущие компании-изготовители УВ стараются обеспечить полный производственный цикл: изготовление ПАН-прекурсора и выпуск УВ.

Изготовление жгутов, ровингов и матов осуществляется на производстве УВ, они имеют стандарт-

ные типоразмеры без привязки к конкретным изделиям. Производство тканей с заданным содержанием УВ и стержней ориентировано на определенные виды АК и их параметры должны согласовываться с требованиями к АК и ТП их изготовления и насыщения.

В Институте проблем материаловедения (ИПМ) НАН Украины разрабатывается технология текстильной переработки высокопрочных УВ в комбинированные ткане-вязанные полотна. В их структуре, наряду с высокомолекулярными УВ, располагаемыми в основе и утке полотна, применяют низкомолекулярные углеродные нити (из ГЦ) либо стеклянные, базальтовые или органические нити для связывания высокомолекулярных волокон трикотажными переплетениями [6]. Такие структуры позволяют наиболее полно реализовать преимущества каждого вида волокна [7].

ТП изготовления стержней для пространственных АК и прошивки слоистых АК разрабатываются в Восточнотрипольском национальном университете имени Владимира Даля (ВНУ им. В.Даля). Структура ТП и требования к технологическим этапам плетения стержней на углеводсодержащем связующем обоснована в работе [8]. Поиск оптимальных параметров изготовления стержней осуществляется на основе созданной модели, охватывающей весь ТП изготовления стержней и сборки АК.

Для раскрытия процессов на этапе пропитки-отжима пропитанный жгут представлен капиллярно-пористым телом, внутри которого происходит фильтрация жидкости. Однофакторные экспериментальные исследования этапа определили степень влияния технологических параметров на качество пропитки, которое оценивалось массой нанесенного связующего. В результате исследований определены основные значащие факторы этапа – давление пропитки и концентрация связующего.

Процесс сушки исследован для нахождения рационального режима теплопередачи. Определен механизм движения связующего при сушке полуфабриката в зависимости от направлений градиентов температуры и влагосодержания. Экспериментально определен диапазон подводимой энергии. Распределением связующего по сечению стержня можно управлять напряжением (фактор этапа), подводимым к углеродному жгуту.

На этапе формования во входном конусе фильеры происходит перераспределение связующего относительно волокон внутри полуфабриката. Для расчетов связующее представлено вязкопластичной системой. В результате предварительных однофакторных экспериментов определено рациональное расположение формирующих фильер и основные значащие факторы этапа – диаметр и количество фор-

мующих фильер. Применение «каскадного» формирования фильерами с уменьшающимся диаметром позволяет снизить повреждение волокон и стабилизировать диаметр стержня.

Выявлен эффект влияния стабильности выполнения этапов ТП на усилия сопротивления движению полуфабриката сквозь фильеры. Этот параметр предложено контролировать и при выходе за пределы – выполнять поднастройку ТП.

В результате исследований этапа протяжки определено влияние способа протяжки на эллипсность и искривление оси стержней. Получаемая эллипсность стержня до 0,03 мм и искривленность оси обусловлена случайными факторами – колебанием натяжения жгутов и их расположением по сечению стержня.

Модель ТП изготовления стержней и взаимосвязи отдельных этапов получена на основании планируемого многофакторного эксперимента по определенным ранее пяти ключевым факторам. При проведении экспериментов контролировались следующие параметры отклика: диаметр стержня, рассчитывались эффективные характеристики стержней, масса связующего в стержне, сопротивление движению полуфабриката сквозь отжимную и формирующую фильеру. Модель ТП изготовления стержней входит в модель изготовления изделий из УУКМ как структурный модуль. Оптимизация ТП изготовления стержней выполнена с учетом взаимосвязи ТП изготовления изделий из УУКМ [4]. Геометрические и прочностные характеристики стержней оказывают влияние на силовые параметры автоматической сборки АК и ее устойчивость. Целевой функцией оптимизации являлось повышение минимального коэффициента запаса прочности стержня при сборке АК. Результаты проведенных исследований создают научные основы разработки ТП подготовки жгутов к сборке с гарантированным обеспечением заданных технологических характеристик, разработаны методики контроля качества подготовки жгутов.

Тонкостенные АК для, например, закритической части сопла, получают плетением. Для качественного плетения без повреждения жгутов их поверхностная прочность должна противостоять технологическим нагрузкам, что достигается дополнительным шлихтованием. Процесс шлихтования по основным признакам аналогичен изготовлению углепластиковых стержней. Разработаны методики выбора шлихты, способа ее нанесения и оценки качества шлихтования, которую предложено проводить на установке, имитирующей взаимодействие жгутов [9].

Для реализации ТП изготовления стержней и шлихтования разработана технологическая установ-

ка. Производительность установки при изготовлении основного типоразмера стержней $\varnothing 1,19^{+0,03}_{-0,02}$ мм (на основе трех сложений жгута УКН-5000) составляет 2,0 м/мин, что соответствует выпуску стержней – 860 гр/час [10].

Изготовление армирующих каркасов

АК дает возможность реализовать заданные свойства материала в разных направлениях готового изделия. Основными способами изготовления АК являются: намотка, прошивка слоистого материала, плетение и сборка стержневых АК.

Процессы намотки достаточно хорошо изучены и не представляют технологической сложности, как и подготовка слоистых АК. Процессы прошивки слоистого пакета полрой иглой и непосредственно стержнем рассмотрены в [11]. Определено влияние схемы и шага расположения стержней, а также угла их наклона на прочность при поперечном отрыве, выработаны рекомендации по расположению стержней при трансверсальном армировании, спроектировано устройство прошивки полрой иглой [12]. Определено сопротивление проникновению стержня вглубь плетеных слоев и механизм взаимодействия конуса стержня с волокнами основной арматуры, основанный на учете деформационных процессов, связанных с изменением амплитуды плетения и проскальзыванием элементов плетеной структуры материала при введении стержня.

Для термонагруженных деталей ракетно-космической техники применяют в основном материалы, производимые под марками «Десна» и КИМФ. «Десна» производится насыщением предварительно собранного стержневого АК (рис. 1, а) углеродом матрицы из жидкой фазы. АК для КИМФ изготавливают плетением (рис. 1, б), насыщают углеродом матрицы газофазным термоградиентным методом.

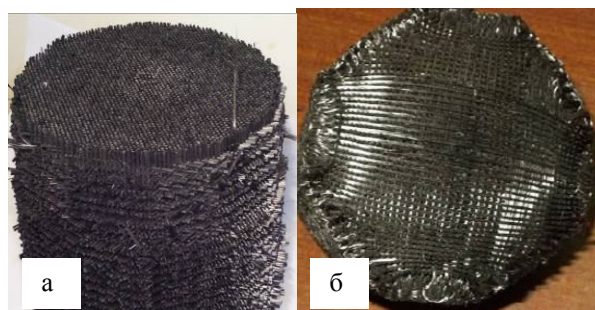


Рис. 1. Армирующие каркасы

Преимущество стержневого АК в прямолинейности и равномерности расположения армирующих волокон. Данных по насыщению стержневых АК

пироуглеродом матрицы нет, хотя такой материал объединяет преимущества двух материалов и его характеристики должны быть выше.

Сборка стержневых АК производится с помощью приспособлений, обеспечивающих соблюдение схемы армирования, расстояний между стержнями и углов между семействами стержней. Такой метод сборки является весьма гибким, так как позволяет добиться соответствия структурно-геометрических параметров АК конструкции изделия. Стабильность расположения арматуры и ее количества в каждом направлении армирования позволяют оптимально спроектировать термонагруженные изделия. Наиболее перспективными и стабильными по свойствам в настоящее время являются материалы, полученные на основе стержневых АК 4D и 4D-л структур.

Сборка АК выполняется в две операции – установка вертикальных стержней в направляющие плиты и укладка слоев горизонтальных стержней. Исследованиями ТП, оборудования и оптимизацией процессов сборки АК успешно занимаются в ВНУ им. В.Даля [10].

Разработано оборудование для установки вертикальных стержней перемещением их по вибрирующей плите к отверстиям и после попадания – вдоль них.

Для раскрытия закономерностей движения стержней по вибрирующей поверхности и поиска рациональных параметров вибрации описано движение массива стержней в зависимости от направления и интенсивности вибрации. В работе [13] показаны режимы движения стержней в зависимости от параметров вибрации. Экспериментальные исследования позволили определить рациональные параметры вибрации, позволяющие получать почти 100% заполнение отверстий направляющей плиты стержнями под действием вибрации.

В разработанном оборудовании укладки слоев горизонтальных стержней закономерно повторяется подача стержня роликами по направляющей между рядами вертикальных стержней на заданную глубину и его обрезка. После набора слоя стержней выполняется опрессовка и поворот АК, набор слоев выполняют до заданной высоты. В результате комплексных исследований напряжений, возникающих на этапе подачи стержня [14], определен характер взаимодействия стержня с роликом и параметры подающего устройства, определено поведение стержня в направляющей и критическая сила потери устойчивости стержня. Экспериментально исследованы силовые параметры подачи стержня в АК от глубины внедрения. Полученные результаты хорошо согласуются с теоретическими зависимостями взаимодействия стержней, полученных ранее [10]. Проведены исследования силовых параметров оп-

рессовки слоя горизонтальных стержней для АК структуры 4D-л от габаритов собираемого АК. Обрезка поданного в АК стержня выполняется у АК. Проведены исследования влияния угла и вида реза на стойкость инструмента и деформацию торца стержня.

Оборудование ориентировано на изготовление стержневых АК изделий с габаритами, не превышающими внешний $\varnothing 530$ мм, с отверстием $\varnothing 245$ мм и высотой до 350 мм.

Применение разработанного оборудования установки вертикальных стержней вибрацией позволяет снизить трудоемкость по сравнению с ручным способом в 64 раза. Установка укладки слоев горизонтальных стержней позволяет уложить 292 слоя стержней с 249 стержнями (параметры приведенного АК структуры 4D-л) за 240 чел/час, что в 6 раз меньше по сравнению с ручной сборкой, улучшены условия работы сборщиков. Для повышения производительности на установке размещено два самостоятельных узла подачи стержня. Высокая точность позиционирования и подачи стержня достигнута применением шаговых приводов [10].

Плетение является одним из высокопроизводительных способов изготовления АК. Термонагруженные тонкостенные изделия ракетно-космической техники, например, закритическая часть сопла, должны иметь определенное и заранее обоснованное количество УВ. Для обеспечения этих требований с учетом изменяющейся формы раструба по длине проведены исследования и получены закономерности для управления процессом плетения АК.

Получена взаимосвязь геометрических параметров расположения волокон в плетеном слое от технологических параметров и текущего радиуса оплетаемого дорна. Получена зависимость скорости движения дорна от параметров плетения для структуры с постоянной и максимальной плотностью АК. Используя реальную форму сечения оплеточных жгутов, определены ограничивающие факторы плетения. Полученные данные изменения степени наполнения волокном слоя от параметров плетения показывают предпочтительность использования 2D структуры плетения [9].

Определено изменение прочности при поперечном отрыве при армировании плетеного слоя стержнями в трансверсальном направлении до 40%.

Насыщение углеродом матрицы

Процесс уплотнения и исходный материал матрицы должны соответствовать типу каркаса и обеспечивать заданные свойства конечного изделия. В зависимости от фазового состояния углеродсодержащих веществ различают следующие способы соз-

дания углеродной матрицы: из газовой фазы – с применением газообразных углеводородов (природный газ, метан, пропан-бутан, бензол и т.д.); из жидкой фазы – с применением жидких углеводородов, характеризующихся высоким содержанием углерода и большим процентом выхода кокса (пеки, смолы); комбинированный.

Основным недостатком жидкофазных технологий является большая длительность технологического процесса - от 2 до 12 месяцев. Кроме того, существует проблема заполнения закрытых пор типа «коробочка», которые образуются при плотной укладке волокон в местах их пересечения.

Длительность производственного процесса получения плотного УУКМ обусловлена, прежде всего, необходимостью многократного повторения (до 6-8 раз) циклов пропитки исходного АК смолами или пеком с дальнейшей карбонизацией и/или графитацией для образования углеродной или графитовой матрицы. Метод применяется в крупносерийном производстве изделий из УУКМ в Российской Федерации и других странах. Воссоздание жидкофазного метода насыщения в Украине возможно, но экономически не оправдано.

Изотермические газофазные методы очень длительны (~600 часов) и требуют, как минимум, 2-3 цикла уплотнения. После каждого цикла необходимо удалять плотную поверхностную корку, чтобы открыть транспортные поры для диффузии газа. Эти операции помимо увеличения длительности процесса изготовления ведут к бесполезному расходу материала, что существенно увеличивает стоимость УУКМ. Тем не менее, эти методы до сих пор востребованы, поскольку позволяют проводить одно-временное уплотнение ряда различных деталей сложной формы в одном процессе.

Термоградиентные газофазные методы впервые в мире были разработаны и запатентованы в 1961-1963 годах в Украине в ННЦ ХФТИ [2]. Эти методы лишены перечисленных недостатков - они одностадийные и достаточно быстры, а также пироуглеродная матрица имеет более высокие эксплуатационные свойства. Общеизвестно, что термоградиентные газофазные методы на сегодня являются самыми быстрыми, самыми экономичными и самыми эффективными для получения УУКМ. В ННЦ ХФТИ продолжается успешное усовершенствование методов. За последние годы удалось повысить эффективность процессов уплотнения пироуглеродом, сократить расходы материалов, электроэнергии и углеводородов и, соответственно, уменьшить себестоимость изделий из таких материалов, поддерживая свой потенциал на уровне лучших мировых достижений [15]. Научно-производственный комплекс ННЦ ХФТИ рассчитан на производство 40 тонн вы-

сокоплотного УУКМ в год. В ННЦ ХФТИ находятся в рабочем состоянии и эксплуатируются 12 газофазных печей различных типов. Наибольшая установка (ГФ-3) позволяет проводить уплотнение изделий с габаритными размерами до 2,5-3 м. Установки конструировались в ННЦ ХФТИ в первую очередь для реализации газофазных технологий получения углерод-углеродных материалов [16]. Печи проектировались максимально универсальными и позволяют решать следующие научные и технологические задачи:

- производить термоградиентное газофазное уплотнение пироуглеродом пористых порошковых и волоконных АК;
- осуществлять изотермическое газофазное уплотнение пористых материалов и изделий;
- графитировать и рафинировать графитовые и углеродные материалы при температурах до 2500-3000 °С в условиях радиального градиента температуры или в изотермических условиях;
- проводить нанесение поверхностных защитных покрытий на изделия.

До недавнего времени не удавалось получить высокую плотность УУКМ на основе стержневых АК из-за недостаточной их газопроницаемости. В АК стержни имели высокую поверхностную плотность, что не только не позволяло заполнять поры через стержень, но и недостаточно заполнялись микропоры внутри стержня. Данная проблема решена за счет изменения связующего и запатентованной технологии повышения газопроницаемости АК [17].

Механическая обработка и сборка

Механическая обработка УУКМ выполняется как на стадиях его изготовления для снятия поверхностного слоя закупорившего поры, так и после изготовления для получения деталей требуемого качества. При механической обработке УУКМ наблюдаются совершенно другие физико-химические процессы, не свойственные процессу резания металла. Это разрушение армирующих волокон, водопоглощение, деструкция матрицы. Исследование процесса резания УУКМ сводится в большинстве случаев к определению рациональных режимов их обработки. Механическая обработка осуществляется твердосплавным и алмазным режущим инструментом. Для обработки УУКМ применяются металлорежущие станки со средствами интенсивного пылеудаления.

В научно-производственном комплексе ННЦ ХФТИ предусмотрены две механические мастерские, оборудованные специальной вентиляционной системой для работы с графитовой пылью. Разработано и изготовлено специальное технологическое

оборудование, которое позволяет заменить процессы резания на процессы шлифования алмазными дисками.

В работе [18] приведены результаты исследований обработки УУКМ с помощью мощных технологических лазеров. Лазерная обработка позволяет создать на поверхности изделия слой материала с изменённым по отношению к основной массе структурно-фазовым составом и на промежуточной стадии изготовления изделий изменить пористую структуру материала (увеличить открытую пористость). Лазерная обработка УУКМ ведёт к графитации материала в зоне лазерного воздействия и к увеличению стойкости обработанного материала от 1,5 до 10 раз в кислородсодержащих газовых средах при высоких температурах. Возможно нанесение защитных покрытий на УУКМ методом лазерной наплавки.

УУКМ размещаются внутри корпусных элементов или присоединяются к ним с помощью шпилек, болтов и винтов из углерод-углерода специальной структуры армирования (намотка с нуля).

Предполагается разработка методов сварки неразъёмных соединений УУКМ с титановыми сплавами

Анализ эксплуатационных свойств

Испытания УУКМ при комнатной температуре не представляют сложности. Для проведения испытаний УУКМ при повышенных температурах в СКТБ Института проблем прочности НАН Украины спроектирована испытательная машина УКМ-2200 [19], предназначенная для испытания образцов из УУКМ на прочность при изгибе и растяжении в вакууме при температуре от 20 до 2200 °С. Известны публикации [20] о разработке методик и оборудования для проведения исследований прочности и долговечности композиционных материалов при программном тепловом и силовом нагружении в условиях температур до 3300 К. В ННЦ ХФТИ возможно проведение аналогичных исследований и в дальнейшем определить теплопроводность и КЛТР УУКМ.

Проведение испытаний на воздействие теплового удара и определение абляции материала представляет определенную сложность, так как испытание материалов в условиях реально работающего ракетного двигателя на стенде стоит слишком дорого. В [21] изложена методика проведения испытаний на разрушение материалов в потоке нагретого газа, поток имитируется с помощью плазматрона. Аналогичные исследования проводились с помощью плазматрона, разработанного в Институте геотехнической механики НАН Украины (г. Днепрпет-

ровск). Конструкция плазматрона обеспечивала получение мощности плазменного газового потока до 300 кВт и температуру 2500...3500 К, что позволило использовать его для испытаний образцов. На плазматроне ВГУ-3 были проведены 100-цикловые испытания натурной теплозащитной плитки из УУКМ с боросиликатным покрытием [22]. Аналогичные испытания можно проводить на высокоресурсных плазматронах серии П-24 (разработка ВНУ им. В.Даля) для увеличения времени воздействия потока плазмы на УУКМ.

Значительных результатов в испытании теплозащитных материалов достигнуто в ИПМ им. И.М. Францевича, где спроектированы и используются уникальные установки, создающие потоки энергии с высокой энтальпией [21].

С января 2007 года ГП "КБ "Южное" им. М.К. Янгеля и ГП ПО ЮМЗ проводят огневые конструкторские испытания маршевого двигателя многократного включения РД861К третьей ступени РН "Циклон-4". В 2008 году были проведены испытания трех двигателей, в том числе со штатным сопловым насадком из УУКМ. На одном испытании продолжительностью 102 секунды экспериментально проверена эрозионная стойкость УУКМ в рабочих условиях, а также экспериментально подтверждена работоспособность узла стыка соплового насадка из УУКМ с корпусом камеры в более тяжелых условиях [23].

Выводы

Украина – одна из немногих стран, где накоплен научно-технический потенциал подготовки армирующих материалов, изготовления АК и насыщения пироуглеродом матрицы современными термостойкими методами на уровне мировых достижений. Для создания независимого полного цикла изготовления изделий из УУКМ, а значит, стабильно обеспечивающего высокое качество и конкурентоспособность изделий, необходимо имеющийся комплекс дополнить производством УВ и ПАН и/или пекового прекурсора.

Для эффективной работы всех стадий изготовления изделий из УУКМ рационально создать мощную холдинговую компанию с научно-исследовательским отделом, обеспечивающим координацию и внедрение инновационных технологий в производство, аналогично российскому ХК «Композит» [24].

УУКМ востребованы на отечественном рынке для производства изделий ракетно-космической техники, фрикционных и антифрикционных изделий, тиглей и пресс-форм, в медицине для производства имплантатов и др., а также они востребова-

ны на мировом рынке, и в дальнейшем возможна реализация экспортных поставок.

Литература

1. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології: підручник [Текст] / Ф.П. Санін, Л.Д. Кучма, Є.О. Джур, А.Ф. Санін. – Дніпропетровськ: Вид-во Дніпропетровського ун-ту, 1999. – 318 с.
2. Гурін, В.А. Газофазные методы получения углеродных и углерод-углеродных материалов [Текст] / В.А. Гурін, В.Ф. Зеленский // Вопросы атомной науки и техники. – 1999. – №4 (76). – С. 13–31.
3. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций [Текст] / Ю.В. Соколкин, А.М. Вотинов, А.А. Ташинов и др.; под общ. ред. А.М. Вотинова. – М.: Наука, 1996. – 240 с.
4. Чесноков, А.В. Модель взаимодействия технологических процессов изготовления стержневых армирующих каркасов [Текст] / А.В. Чесноков // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2010. – № 1 (68). – С. 16–21.
5. Чесноков, А.В. Показатели производственной технологичности изделий из углерод-углеродного композиционного материала [Текст] / А.В. Чесноков // Ресурсосберігаючі технології виробництва та обробки тиском матеріалів у машинобудуванні: зб. наук. пр. Східноукр. нац. ун-т ім. В. Даля. – Луганськ, 2009. – С. 215–220.
6. Вишняков, Л.Р. Тенденции развития и перспективы выпуска в Украине углеродных материалов на основе ПАН-волокон для композиционных материалов [Текст] / Л.Р. Вишняков // Технологические системы. – К.: УкрНИИАТ, 2012. – № 1 (58). – С. 32–38.
7. Комбіновані вуглець-вуглецеві матеріали для ендопротезів [Текст] / В.А. Гурін, І.В. Гурін, В.І. Тарасенко, А.А. Тяжело, Л.Р. Вишняков // Медицина і ... – 2008. – № 3 (21). – С. 88–91.
8. Чесноков, А.В. Разработка и анализ технологии изготовления углепластиковых стержней на углеводосодержащем связующем [Текст] / А.В. Чесноков // Вестник Двигателестроения. – 2010. – № 1. – С. 17–21.
9. Чесноков, А.В. Исследование влияния технологических параметров плетения на структуру поверхностного слоя [Текст] / А.В. Чесноков // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 3 (50). – С. 37–40.
10. Чесноков, А.В. Основы технологической подготовки производства деталей из углерод-углеродных композиционных материалов с прямолинейными волокнами [Текст]: моногр. / А.В. Чесноков. – Луганск: Изд-во «Ноулидж», 2010. – 249 с.
11. Чесноков, О.В. Дослідження взаємодії стержня з облітальним матеріалом при трансверсальному армуванні композиційного матеріалу [Текст] / О.В. Чесноков, В.Б. Ігнат'єва // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2008. – Вып. 5 (56). – С. 39–48.
12. Чесноков, А.В. Исследование влияния трансверсального армирования на прочность плетеного композиционного материала [Текст] / А.В. Чесноков, Е.Е. Бакст // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 2 (49). – С. 51–54.
13. Чесноков, А.В. Повышение производительности установки вертикальных стержней армирующих каркасов УУКМ [Текст] / А.В. Чесноков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2009. – Вып. 4 (60). – С. 19–27.
14. Чесноков, А.В. Анализ напряженного состояния стержня в подающем узле установки автоматизированной сборки армирующих каркасов [Текст] / А.В. Чесноков // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 4 (51). – С. 9–14.
15. Гурін, І.В. Розробка та дослідження новітніх матеріалів на півовуглецевій зв'язці для сучасної енергетики, машинобудування та медицини [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 01.04.07 / І.В. Гурін; Інститут електрофізики і радіаційних технологій НАН України. – Харків, 2011. – 21 с.
16. Гурін, В.А. Термоградиентные газофазные печи ННЦ ХФТИ [Текст] / В.А. Гурін, И.В. Гурін, В.В. Гуйда // Оборудование и технологии термической обработки металлов и сплавов в машиностроении: научно-практический симпозиум, ОТТОМ 28-31 августа 2000 г.: тезисы докл. – Х., 2000. – С. 30–35.
17. Пат. 41256 Украина, МПК⁹ C04B 35/83. Спосіб виготовлення просторових армуючих структур [Текст] / О.В. Чесноков, О.М. Потапов; Заявитель и патентообладатель Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля. – № u200815079; заявл. 26.12.08; опубл. 12.05.09, Бюл. № 9. – 4 с.
18. Кузнецов, С.И. Применение лазерного излучения для модификации поверхности и раскроя углеродных композиционных материалов и углеродных тканей [Текст] / С.И. Кузнецов, А.Л. Петров // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2003. – Т. 5, №1. – С. 46–54.
19. Экспериментальное оборудование для оценки характеристик прочности углерод-углеродных композиционных материалов в диапазоне температур от 20 до 2200 °С [Текст] / А.Н. Неговский, А.В. Дроздов, В.В. Кутняк, Ю.А. Ножницкий, А.Н. Менишков, Шэнжу Чоу, Шинхун Бэн // Проблемы прочности. – 1999. – № 3. – С. 130–138.
20. Дзюба, В.С. Установка для исследования прочности и долговечности композиционных материалов при программном тепловом и силовом нагружении в условиях температур до 3300 К [Текст] / В.С. Дзюба, С.В. Окснюк // Проблемы прочности. – 2004. – № 5. – С. 113–116.
21. Полежаев, Ю.В. Тепловое разрушение материалов [Текст] / Ю.В. Полежаев, Г.А. Фролов; под ред. В.В. Скорохода. – К.: Академперіодика, 2006.

– 354 с.

22. Исследование окислительной стойкости УУКМ при воздействии высокотемпературного газового потока [Текст] / А.М. Потапов, Ю.В. Штефан, В.Ф. Назаренко, Е.А. Личман // Композиционные материалы в промышленности: материалы Двадцать шестой междунар. конф., 29 мая – 2 июня 2006 г., г. Ялта – Киев. – С. 178–180.

23. Ход отработки маршевого двигателя третьей ступени РН "Циклон-4" РД861К [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.yuzhnoye.com>. – 5.12.2012.

24. ХК Композит [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.compozit.su>. – 5.12.2012.

Поступила в редакцию 05.12.2012, рассмотрена на редколлегии 12.12.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

ПЕРЕДУМОВИ ДЛЯ ПОВНОГО ЦИКЛУ ВИРОБНИЦТВА ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ В УКРАЇНІ

О.В. Гайдачук, О.В. Чесноков, І.В. Гурін, О.М. Потапов

Обґрунтовано необхідність виробництва вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів в Україні. Визначено основні стадії виробництва матеріалу і обґрунтовано необхідність виконання їх без міжнародної кооперації. Запропоновано концепцію конкурентоспроможного виробництва ВВКМ в Україні, що базується на вітчизняних розробках, які не поступаються світовим аналогам. Обґрунтовано необхідність застосування коефіцієнтів технологічності при проектуванні і виробництві ВВКМ. Виділено гостру необхідність освоєння виробництва вуглецевих волокон і ПАН і/чи пекового прекурсора. Показано, що процеси виготовлення армуючих каркасів і їхнє насичення піровуглецем матриці достатньо вивчені, але необхідно приділити увагу їхній взаємодії. Наведено технології механічної обробки і випробування ВВКМ, що застосовуються в Україні. Запропоновано створити організацію, що координує і впроваджує інноваційні технології виробництва ВВКМ.

Ключові слова: вуглецеве волокно, армуючий каркас, термоградієнтне насичення, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал.

PREREQUISITE FOR COMPLETE CYCLE OF PRODUCTION OF CARBON-CARBON COMPOSITE IN UKRAINE

A.V. Gaydachuk, A.V. Chesnokov, I.V. Gurin, A.M. Potapov

The necessity of carbon-carbon composite (CCC) production in Ukraine is grounded. The basic stages of material production are selected and the necessity their implementation is grounded without international co-operation. The concept of CCC competitive production based on the domestic developments which are not worse than the world analogue is offered in Ukraine. The necessity of coefficients adaptability is grounded while developing and producing CCC. The urgent necessity of production improvement of carbon fibers and PAN is selected and/or pitch precursor. It is shown that the processes of reinforcing frameworks the preforms which are saluted with thermal gradient CVI it are well enough studied, but it is necessary to pay attention to their interconnection. The technologies of CCC mechanical machining and testing applied in Ukraine are given. It is suggested to create the organization, coordinating and introducing the innovative technologies of CCC production.

Key words: carbon fiber, reinforcing framework, thermal gradient CVI, carbon-carbon composite (CCC).

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по НР, зав. кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков, Украина.

Чесноков Алексей Викторович – д-р техн. наук, профессор кафедры технологии машиностроения и инженерного консалтинга, Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Луганск, Украина, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

Гурин Игорь Вячеславович – канд. техн. наук, н.с. отдела графитовых, углеродных и углерод-углеродных материалов, Национальный научный центр "Харьковский физико-технический институт", Харьков, Украина, e-mail: gurin@kipt.kharkov.ua

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

УДК 629.7.06-533.6

И.А. ГУСАРОВА¹, В.А. КОВАЛЕНКО¹, А.В. КОНДРАТЬЕВ², А.М. ПОТАПОВ¹¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина**ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ТЕПЛОВЫХ ЭКРАНОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Изложены вопросы обработки основных технологических операций изготовления тепловых экранов трехслойной сотовой конструкции. Минимальная масса и необходимые эксплуатационные характеристики конструкции достигнуты за счет использования обшивок из высокомодульного и высокопрочного углепластика и сотового заполнителя из алюминиевой фольги, соединенных между собой с помощью клея. Спроектирована и изготовлена технологическая оснастка для проведения термовакуумной обработки тепловых экранов, отработана технология изготовления двухслойных углепластиковых обшивок, приформовки рамки на основе пеноклея к углепластиковой обшивке, склейки-сборки сотового заполнителя с углепластиковыми обшивками и окантовкой, изготовлены опытные образцы обшивок и панелей, проведены их испытания.

Ключевые слова: тепловой экран, трехслойные сотовые панели, углепластик, технология изготовления, опытные образцы, испытания.

Введение

В течение ряда лет Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля» в содружестве с профильными предприятиями и вузами ракетно-космической отрасли Украины перманентно расширяет сферу исследований и конструкторско-технологических разработок, связанных с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ) в отечественных ракетах-носителях и космических аппаратах (КА) [1 – 8].

Одной из таких разработок являются тепловые экраны (ТЭ) КА (рис. 1), первое сообщение о которых было сделано в 2007 г. [1]. Впервые ТЭ, выполненные в виде трехслойных сотовых конструкций (СК) с обшивками из углепластика, были применены в спутнике EgyptSat-1, в настоящее время находящемся на орбите, а затем в КА «Січ-2» (МС-2-8).



Рис. 1. Несущая конструкция теплового экрана КА «Січ-2»

Обработка технологии изготовления и испытания опытных образцов тепловых экранов

Для обеспечения теплового режима и исключения прямого воздействия внешних тепловых потоков на приборы и узлы, размещенные внутри объема КА, разработаны специальные ТЭ трехслойной СК. Они выполняют роль теплового буфера при резко меняющихся внешних тепловых нагрузках, воздействующих на КА в течение всего времени его орбитального полета.

ТЭ представляет собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух углепластиковых обшивок, расположенного между ними сотового заполнителя из алюминиевой фольги толщиной 23 мкм с размером грани ячейки 6 мм и окантовки из вспененной эпоксидной композиции, соединенных между собой при помощи эпоксидного клея холодного отверждения.

Изготовление углепластиковых обшивок проводилось на имеющейся технологической оснастке по следующей схеме:

- подготовка оснастки к работе;
- приготовление связующего;
- пропитка углеродной ленты связующим;
- выкладка заготовок пропитанной ленты на оснастку;
- отверждение обшивок.

Отверждение обшивок проводилось по следующему режиму:

- подъем температуры воздуха в печи до $60 \pm 5^\circ\text{C}$;
- выдержка при температуре $60 \pm 5^\circ\text{C} - 2^{+0,25}$ часа;

- подъем температуры воздуха в печи до $90 \pm 5^\circ\text{C}$;
- выдержка при температуре $90 \pm 5^\circ\text{C}$ – $8^{+0,25}$ часов.

При этом в системе создавалось давление $P=0,4$ МПа и вакуум не менее $0,08$ МПа.

После проведения режима отверждения давление отключалось, и охлаждение проводилось под вакуумом до температуры 40°C .

После извлечения углепластиковых листов из пресс-формы, не снимая полиэтиленовую пленку, из них с помощью ножа вырезали обшивки.

В соответствии с требованиями конструкторской документации (КД) направление основы ленты со стороны лицевой поверхности обшивок располагалось вдоль продольной оси ТЭ.

Для получения окантовки ТЭ использовалась специальная технологическая оснастка, представляющая собой плиту размером 1000×1000 мм, выполненную в виде трехслойной СК.

Технология изготовления окантовки состоит из следующих основных этапов:

- на плиту устанавливаются планки наружной рамки и закрепляются на ней с помощью винтов;
- алюминиевые вставки крепятся на планку с помощью технологических винтов;
- на плиту в рамку укладывается обшивка, подготовленная под склейку с окантовкой;
- устанавливаются внутренние планки и скрепляются между собой с помощью фиксаторов;
- вырезаются вставки сотового блока для окантовки размером 15×10 мм (10 шт.) и 15×25 мм (1 шт.);
- по технологической инструкции готовится клей Аэроласт-400М;
- объем между рамками заполняется клеем Аэроласт-400М с помощью шприца. В окантовку пинцетом устанавливаются вставки сотового заполнителя;
- устанавливается крышка и проводится вспенивание в течение 24 часов;
- проводится разборка оснастки и съем окантовки, склеенной с нижней обшивкой.

Разработанная технология обеспечивает получение геометрических параметров окантовки в соответствии с требованиями КД.

Для сборки-склейки ТЭ использовалась та же оснастка, что и для запенивания окантовки.

Технология сборки-склейки ТЭ состоит из следующих основных этапов:

- на плиту поверх полиэтиленовой пленки устанавливается наружная рамка и закрепляется на плите с помощью винтов;
- в рамку укладывается нижняя обшивка с окантовкой;
- на внутреннюю сторону окантовки наносится 10 г пеноклея Аэроласт-400М;
- на внутреннюю поверхность нижней обшивки наносится 65 г клея Эпофлекс-0,4;
- укладывается сотовый блок;
- на внутреннюю поверхность наружной обшив-

ки наносится 65 г клея Эпофлекс-0,4;

- наружная обшивка с нанесенным на ее поверхность клеем укладывалась на сотовый блок;
- сверху укладываются слой полиэтиленовой пленки и технологическая чулага;
- устанавливается вакуумный мешок и проводится склейка ТЭ под вакуумом не менее $0,08$ МПа в течение 24 часов при температуре цеха.

В процессе отработки технологии сборки-склейки ТЭ из-за высокой проникающей способности клея Эпофлекс-0,4 на первом технологическом ТЭ возникли проблемы с распрессовкой. После чего было решено на плиту укладывать полиэтиленовую пленку и одновременно с этим проводить выдержку клея в течение 15 минут перед нанесением на обшивку для повышения его вязкости.

После распрессовки проводился внешний осмотр панели, контроль массовых и геометрических параметров.

Одновременно с производством ТЭ изготавливался образец-свидетель, обшивки которого получали из той же партии углепластика, что и для ТЭ, а сотовый заполнитель использовали с размером грани ячейки $a=6$ мм и высотой $h=5,6$ мм. Расход клея Эпофлекс-0,4 на обшивку составлял 130 г/м². Размер образца-свидетеля – 265×205 мм. Из образца-свидетеля изготавливались образцы для контроля прочности склейки обшивок с сотовым блоком на отрыв. Испытания образцов, проведенные в соответствии с ОСТ 92-1476, показали, что прочность склейки обшивок с сотовым блоком составляет $1,41 \dots 2,02$ МПа.

При отработке технологии для набора статистики проводили взвешивание комплектующих ТЭ.

Исследования по контролю сплошности приклеивания обшивок к сотовому заполнителю проводились по специальной методике. Для проведения контроля использовались следующие средства:

- голографическая установка;
- система нагружения;
- устройство фототермопластической записи (ФТПЗ) голограмм;
- видеокамера.

Голографическая установка состоит из чугунной разметочной плиты размером 1000×2000 мм, толщиной 350 мм, уложенной на виброизоляторы. В качестве виброизоляторов используются шесть автомобильных покрышек. На плите собирается оптическая схема, устанавливается источник когерентного излучения и устройство для крепления образца. В качестве источника когерентного излучения используется гелий-неоновый лазер ЛГН-222.

Контроль образцов проводится визуально по голографическому интерференционному портрету поверхности, полученным с помощью метода голографической интерферометрии в реальном времени.

Был проведен контроль технологических ТЭ.

Приклеив обшивок к сотовым блокам составил 100%.

Определение уровня газовыделений проводилось на образцах материалов ТЭ. Испытаниям было подвергнуто по четыре образца каждого наименования материалов:

- по 2 образца – без проведения термовакуумной обработки (ТВО);

- по 2 образца – с проведением ТВО.

Для исключения влияния условий хранения на результаты эксперимента перед испытаниями образцы кондиционировали по ГОСТ 12423. Для кондиционирования образцов материалов создавали атмосферу с постоянной относительной влажностью $50 \pm 5\%$ в эксикаторе с раствором хлористого кальция плотностью $1,34 \text{ г/см}^3$. Чтобы возможно большая поверхность каждого образца была подвержена воздействию атмосферы эксикатора, их располагали на сетках. Температура выдержки образцов в условиях кондиционирования – 20°C . Кондиционирование образцов проводили до достижения ими постоянной массы.

Испытания образцов проводили в специальной термовакуумной камере. В предварительно взвешенные на аналитических весах чистые и сухие испытательные контейнеры помещали подготовленные образцы материалов и еще раз взвешивали. Массу образцов определяли по разности между массой контейнера с образцом и массой пустого контейнера. Контейнеры с испытуемыми образцами помещали в ячейки нагревательного блока, который установлен на ленточном нагревателе. Чистые и сухие конденсирующие пластины, на которые в ходе эксперимента осаждалась конденсируемая фаза газоразделений, взвешивали на аналитических весах и устанавливали в гнезда над контейнерами с образцами материалов. Держатель конденсирующих пластин устанавливался в холодильник, соединенный с проточным водопроводом. Номера конденсирующих пластин и результаты взвешиваний записывали в рабочем журнале.

Вакуумную камеру закрывали и откачивали до $1,3 \cdot 10^{-6}$ Па. После этого включали нагревательное устройство и систему охлаждения конденсирующих пластин. После достижения температуры 125°C образцы материалов выдерживали в течение 24 часов.

Температура нагревателя регулировалась ЛАТ-Ром и контролировалась с помощью хромель-копелевой термопары и потенциометра КСП-4.

По окончании испытаний закрывали высоковакуумный затвор, выключали питание нагревательного устройства, открывали вентиль на камере и напускали в нее атмосферный воздух.

Нагревательное устройство охлаждали, доводили давление в вакуумной камере до атмосферного и открывали камеру.

Образцы материалов и конденсирующие пластины вынимали из камеры, взвешивали на аналитических весах и определяли уровень газоразделений материалов в виде общей потери массы (ОПМ) и величины конденсируемой фазы (КФ).

Общую потерю массы за счет газоразделений рассчитывали по формуле

$$\text{ОПМ} = \frac{m_1 - m_2}{m_1} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где m_1 , m_2 – масса образца до нагревания в вакуумной камере и после соответственно.

Величину конденсируемой фазы определяли по привесу конденсирующих пластин по формуле

$$\text{КФ} = \frac{m_4 - m_3}{m_1} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где m_3 , m_4 – масса конденсирующей пластины перед экспериментом и после.

После завершения первого этапа испытаний в целях снижения уровня газоразделений проводилась ТВО материалов при температуре 60°C , давлении $3,9 \cdot 10^{-4}$ Па в течение 48 часов. Затем проводилось экспериментальное определение уровня газоразделений материалов, прошедших ТВО, описанным выше способом. Результаты испытаний представлены в табл. 1.

Экспериментальные исследования материалов показали, что все исследуемые материалы выделяют при нагревании в вакууме газообразные вещества, некоторые из которых конденсируются на холодных поверхностях.

Таблица 1

Результаты определения уровня газоразделений материалов ТЭ

Наименование материала	Без ТВО		После ТВО	
	ОПМ, %	КФ, %	ОПМ, %	КФ, %
1. Пластик: углеродная лента Элур-0,08+ЭДТ-10П	0,66	0,094	0,52	0,04
2. Сотовый наполнитель из алюминиевой фольги	0,018	0,01	0,010	0,01
3. Эпоксидный клей марки Эпофлекс-0,4	2,76	0,08	1,62	0,05
4. Пенотей Аэропласт-400М	1,25	0,01	0,40	0,01
Требования КД			1,00	0,1

Пластики выделяют 0,66% газообразных веществ, конденсируемая фаза составляет 0,094%, что соответствует требованиям по уровню газоразделений

ний. После проведения ТВО уровень их газовыделений становится ниже – 0,52%, КФ – 0,04%.

Для изделий космической техники, подвергающихся вакуумно-тепловому воздействию, рекомендуется применять неметаллические материалы, имеющие общую потерю массы не более 1% и содержание летучих конденсирующихся веществ не более 0,1%.

Экспериментальные исследования материалов показали, что газовыделение исследуемых материалов не превышает допустимый уровень. Количество конденсируемой фазы во всех экспериментах не превышает 0,1% и не является критичным.

В целях снижения содержания летучих веществ была проведена ТВО исследуемых материалов.

ТВО материалов проводилась на той же установке, на которой исследовалось газовыделение материалов. Образцы небольшого размера, вырезанные из ТЭ, и отдельные материалы подвергались ТВО в течение 48 часов при температуре 600°C и давлении $3,9 \cdot 10^{-4}$ Па.

В результате проведения ТВО уровень газовыделений материалов уменьшился: общая потеря массы всех исследуемых материалов меньше 1%, кроме клея марки Эпофлекс-04 (1,62%). Но, учитывая место расположения данного клея (используется в качестве клеевого соединения обшивок с сотовым наполнителем) и результаты определения уровня газовыделений ТЭ после ТВО (ОПМ=0,52%, КФ=0,04%), можно считать, что клей не оказывает существенного влияния на уровень его газовыделений.

Механические характеристики (разрушающее напряжение при равномерном отрыве в поперечном направлении трехслойной конструкции и разрушающее напряжение при сдвиге в ее плоскости) определялись на образцах, вырезанных из технологического ТЭ.

При испытаниях на равномерный отрыв обшивок от наполнителя из экрана были вырезаны пять образцов трехслойной конструкции, имевших в плоскости панели форму правильного шестиугольника со стороной 40 мм. Образцы приклеивались эпоксидным клеем холодного отверждения к технологическим бобышкам диаметром 80 мм. Образец устанавливается на испытательную машину (Р-5) через двойные шарниры – для центрирования образца и нагружались со скоростью перемещения траверсы испытательной машины 10...15 мм/мин до разрушения. Фиксировались разрушающая нагрузка образца $P_{\text{разр}}$ и характер разрушения. Разрушающее напряжение при отрыве вычислялось по формуле:

$$\sigma_{\text{отр}} = \frac{P_{\text{разр}}}{F}, \quad (3)$$

где F – номинальная площадь образца, равная 41,6 см².

Максимальная прочность конструкции на отрыв реализуется при разрушении сотового наполнителя.

Результаты определения $\sigma_{\text{отр}}$ представлены в табл. 2.

Таблица 2
Результаты испытаний на отрыв

№ п/п	Площадь образца, см ²	$\sigma_{\text{отр}}$, МПа	Характер разрушения
1	41,6	2,0	Отрыв по клеевому соединению между обшивкой и сотовым наполнителем
2		1,53	-«-
3		1,41	-«-
4		1,67	-«-
5		1,81	-«-
Ср.		1,69	

Для определения разрушающего напряжения сотовой конструкции при сдвиге из технологического ТЭ сначала вырезались заготовки размером 100x50 мм, при этом длина заготовки располагалась вдоль клеевых полос сотового наполнителя. Посередине заготовок делались прорезы шириной 2 мм до противоположной обшивки. Полученные заготовки склеивались в образец для испытаний на сдвиг. Заготовки склеивались с технологическими пластинами с помощью эпоксидного клея холодного отверждения. Технологические пластины перед склейкой шлифовались «как чисто» по плоскостям склейки и по торцам, к которым прикладывается нагрузка. После приклейки технологических пластин на наружные поверхности в месте расположения прорезов наклеивались накладки из углепластика шириной 12...15 мм и толщиной 1 мм. Образец устанавливался на испытательную машину TiraTest-2300 со сферическим шарниром на верхней опоре и нагружался сжимающей нагрузкой. Скорость перемещения траверсы при испытаниях составляла 10-15 мм/мин. Фиксировались разрушающая нагрузка и характер разрушения. Разрушающее напряжение при сдвиге вычисляли по формуле

$$\tau_{\text{сд}} = \frac{P_{\text{разр}}}{2Lb}, \quad (4)$$

где L и b – длина и ширина образца.

Результаты определения $\tau_{\text{сд}}$ и характер разрушения приведены в табл. 3.

Таблица 3
Результаты испытаний на сдвиг

№ п/п	$\tau_{сд}$, МПа	Характер разрушения
1	0,16	Сдвиг в поперечной плоскости с потерей устойчивости сотового заполнителя
2	0,145	-«-
3	0,144	-«-
4	0,21	-«-
Ср.	0,165	

Работы по контролю чистоты каркасов ТЭ проводились в помещении, в котором поддерживались параметры воздуха в соответствии с классом ISO 14644-1 (количество частиц размером от 0,5 мкм и более в 1 дм³ воздуха не должно превышать 3520, из них частиц от 1 мкм и более в том же объеме воздуха – не больше 832, а частиц от 1 мкм и более в том же объеме воздуха – не больше 29 шт.).

Количество частиц в воздухе «чистого помещения» (ЧП) соответствовало требованиям ISO 14644-1.

Молекулярные загрязнения включают в себя остатки масел, смазок, химических растворителей, сконденсированные продукты газовой выделений, а также отпечатки пальцев.

Контроль проводился смывом контролируемой поверхности с помощью салфетки, смоченной в органическом растворителе. После этого салфетку помещали в колбу с растворителем. Молекулярные загрязнения переходят из салфетки в раствор. Полученный раствор выпаривается. Невыпаренный остаток взвешивали на аналитических весах. Количество молекулярных загрязнений не превышало установленных требований.

Контроль количества механических загрязнений поверхности проводился путем снятия отпечатков контролируемой поверхности с помощью ленты с липким слоем типа «скотч» производства фирмы ЗМ. Применение этого вида скотча обусловлено его свойством не оставлять следов липкого слоя на контролируемой поверхности. Подсчет снятых загрязнений проводился под микроскопом по гранулометрическому признаку. По результатам подсчета количества частиц на площади снятого отпечатка определялось количество механических загрязнений на одном квадратном метре контролируемой поверхности.

Превышений значений от установленных требований не обнаружено.

В соответствии с программой были проведены исследования оптических и терморadiационных характеристик углепластиковой обшивки ТЭ и их из-

менения после воздействия факторов космического пространства (вакуум, электромагнитное излучение Солнца, корпускулярное излучение).

Для исследования оптических и терморadiационных характеристик материалов были изготовлены образцы обшивок ТЭ двух видов: с нанесенным клеем Эпофлекс-0,4 и без него.

Результаты измерений приведены в табл. 4.

Таблица 4
Интегральные коэффициенты поглощения и излучения

Образцы	Характеристика образцов	Интегральный коэф. поглощения, A_s , %	Интегральный коэф. излучения, ϵ , %
Образцы обшивок ТЭ КА МС-2-8 до воздействия ФКП			
1	исходный	91,0	82,0
2	исходный	91,0	80,0
Образцы обшивок с клеем ТЭ КА МС-2-8 до воздействия ФКП			
1	исходный	91,5	79,0
2	исходный	91,5	80,0
Образцы обшивок с клеем теплового экрана КА МС-2-8 после воздействия ФКП			
1	облученный	91,0	78,5
2	облученный	91,0	77,0

Воздействия ФКП проводилось на комплексном имитаторе факторов космоса, показано на рис. 2.

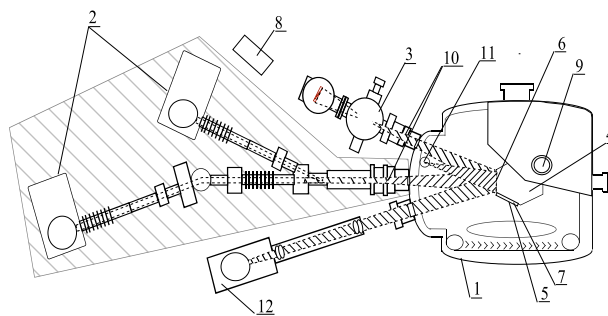


Рис. 2. Комплексный имитатор факторов космоса:

- 1 – криогенно-вакуумная камера; 2 – протонно-электронный инжектор; 4 – образец; 5 – зона установки образца; 6 – зона воздействия радиационных факторов на образец; 7 – плата-держатель образца; 8 – стойка системы управления имитационным комплексом; 9 – электрический вакуумный разъем; 10 – шибберные вакуумные затворы; 12 – источник излучения Солнца

Образцы крепились на одну из граней поворотного барабана в криогенно-вакуумной камере. Облучение образцов материалов КА корпускулярным излучением протонов и электронов с энергией 160 кэВ и поглощенной дозой $2,11 \cdot 10^6$ рад проводи-

ли в течение $t_e=222,5$ мин; $t_p=1,15$ мин при $I_e=I_p=0,1$ мкА.

Одновременно проводили облучение электромагнитным излучением Солнца:

- диапазон длин волн – 200...2500 нм;
- продолжительность облучения – 100 часов;
- диапазон длин волн – 5...200 нм;
- интенсивность электромагнитного излучения заатмосферного Солнца в имитаторе ИС-160 составляла 0,14 Вт/см² (одна солнечная постоянная);
- интенсивность электромагнитного излучения заатмосферного Солнца в области вакуумного ультрафиолета на имитаторе ГИС составляла 0,07 Вт/м²;
- продолжительность облучения – 20 часов (эквивалентно 100 ч орбитального облучения);
- вакуум в криогенной вакуумной камере до начала облучения составляет $1 \cdot 10^{-5}$ Па;
- вакуум в криогенной вакуумной камере в процессе облучения ЭМИС – $4,8 \cdot 10^{-4}$ Па.

Результаты измерений показали, что оптические характеристики углепластиковых обшивок с клеем и без него отличаются незначительно. Величина интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем эпофлекс-04 до облучения составляла 91,5, после облучения – 91,0. Уменьшение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на исследуемых образцах составляет 0,5...1%. Величина интегрального коэффициента излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем Эпофлекс-0,4 до облучения составляет 79-80, после облучения – 78,5-77. Изменение интегрального коэффициента излучения на исследуемых образцах составляет 1...2%.

Выводы

Проведена отработка основных конструктивно-технологических решений для ТЭ КА МС-2-8. По результатам проведенной отработки установлено следующее.

1. Спроектирована и изготовлена технологическая оснастка для проведения ТВО ТЭ. Отработана технология изготовления углепластиковых обшивок для ТЭ вакуумно-автоклавным способом. Разработана и отработана технология запенивания окантовки с одновременным приклеиванием ее к нижней обшивке. Отработана технология клеесборки и механической обработки ТЭ. Разработанная технология обеспечивает выполнение всех требований КД к конструкции.

2. Проведены исследования по контролю сплошности приклейки обшивок к сотовому заполнителю. Проведен контроль изготовленных в процессе отработки технологических ТЭ. Приклеивание обшивок к сотовым блокам для данных ТЭ составляет

100%.

3. Проведена отработка технологии ТВО ТЭ. В целом уровень газовыделений ТЭ после ТВО соответствует требованиям КД и по общей потере массы (меньше 1%) и по конденсируемой фазе (меньше 0,1%).

4. Проведены исследования физико-механических характеристик трехслойной конструкции ТЭ. Установлено, что разрушающее напряжение при отрыве обшивки от сотового заполнителя находится на уровне 1,69 МПа. Разрушающее напряжение при сдвиге составляет 0,165 МПа.

5. Проведены работы по контролю чистоты ТЭ. Превышения значений от установленных требований не обнаружено.

6. Проведены исследования оптических и терморadiационных характеристик углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8 и их изменения после воздействия факторов космического пространства. Установлено, что:

- величина интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения составляет на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8 с клеем Эпофлекс-04 до облучения – 91,5%, после облучения – 91,0%. Уменьшение интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения на исследуемых образцах составляет 0,5...1%;

- величина интегрального коэффициента излучения на наружной поверхности образца углепластиковой обшивки ТЭ КА МС-2-8, с клеем Эпофлекс-0,4 до облучения составляет 79-80, после облучения – 78,5-77. Изменение интегрального коэффициента излучения на исследуемых образцах составляет 1...2%.

Литература

1. Коваленко, В.А. Создание тепловых экранов трехслойной сотовой конструкции для системы терморегулирования КА МС-2-8 [Текст] / В.А. Коваленко, Е.А. Макаренко, Ю.В. Штефан // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов II междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 23 – 25 мая 2007 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2007. – С. 129 – 130.*
2. Гусарова, И.А. Исследование влияния космического пространства на свойства материалов теплового экрана [Текст] / И.А. Гусарова, С.А. Божко, А.Г. Богачёва // *Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В. Даля. – 2011. – №14(168). – Ч. 1. – С. 58 – 63.*
3. Композиционные материалы в разработках ГП «КБ Южное» [Текст] / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, Ю.Г. Артеменко и др. // *Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 30 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 7–11 июня 2010 г. / Укр. ИЦ «Наука. Техника. Техноло-*

гия». – К., 2010. – С. 111 – 119.

4. Weight optimization of honeycomb structures for space applications [Text] / V. Slyvyns'kyi, V. Gajdachuk, A. Gajdachuk and oth. // 56th International Astronautical Congress 2005 – Japan, Fukuoka. – IAC-05-C2.3.07. – P. 1 – 10.

5. Technological possibilities for increasing quality of honeycomb cores used in aerospace engineering [Text] / V. Slyvyns'kyi, V. Gajdachuk, V. Kirichenko and oth. // 58th International Astronautical Congress 2007 – Hyderabad, India. – IAC-07-C2.1.08. – P. 1 – 7.

6. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Авиационно-

космическая техника и технология. – 2011. – № 5(82). – С. 14 – 20.

7. Кондратьев, А.В. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. – 7 – 18.

8. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.

Поступила в редакцию 15.03.2013, рассмотрена на редколлегии 27.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВІДПРАЦЮВАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ВИГОТОВЛЕННЯ І ВИПРОБУВАНЬ ДОСЛІДНИХ ЗРАЗКІВ ТЕПЛОВИХ ЕКРАНІВ ДЛЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

І.О. Гусарова, В.О. Коваленко, А.В. Кондратьєв, О.М. Потапов

Викладено питання відпрацювання основних технологічних операцій виготовлення теплових екранів тришарової стільникової конструкції. Мінімальна маса і необхідні експлуатаційні характеристики конструкції досягнуто за рахунок використання обшивок з високомодульного і високоміцного вуглепластика і стільникового заповнювача з алюмінієвої фольги, з'єднаних між собою за допомогою клею. Спроектовано і виготовлено технологічну оснастку для проведення термовакuumного відпрацювання теплових екранів, відпрацьовано технологію виготовлення двошарових вуглепластикових обшивок, приформування рамки на основі пеноклею до вуглепластикової обшивки, склеювання-збирання стільникового заповнювача з вуглепластиковими обшивками і окантовкою, виготовлено дослідні зразки обшивок і панелей, проведено їх випробування.

Ключові слова: тепловий екран, тришарові стільникові панелі, вуглепластик, технологія виготовлення, дослідні зразки, випробування.

REFINEMENT OF THE TECHNOLOGIES OF MANUFACTURING AND TESTING PROTOTYPES OF HEAT SHIELDS FOR SPACECRAFTS

I.A. Gusarova, V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev, A.M. Potapov

Refinement's questions of the basic manufacturing technological operations for heat shields with honeycomb core were presented. The minimum mass and the necessary operational characteristics of design have been achieved through the using skins made of high-modulus and high-strength carbon plastic and honeycomb core of aluminum foil, which are connected together with an adhesive. Technological equipment for the thermal vacuum refinement of heat shields were designed and manufactured. Technologies of manufacturing for two-layer carbon plastic skins, of forming framework, based on foam-glue, to carbon plastic skin, of gluing-assembly honeycomb core with carbon plastic skins were refined. Prototypes of skins and panels were manufactured and tested.

Keywords: heat shield, three-layer honeycomb panels, carbon plastic, manufacturing technology, prototypes, tests.

Гусарова Ирина Александровна – канд. техн. наук, начальник группы, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Коваленко Виктор Александрович – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 629.735.33.002.72:004.94:621.9.06-529

В.В. ВОРОНЬКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ СБОРКИ ПЛОСКИХ УЗЛОВ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

В статье предложена обобщенная структура программного обеспечения и разработано программное обеспечение для визуализации контроля процесса конвейерной сборки плоских узлов планера самолета; показан пример процесса функционирования программного комплекса с помощью модуля моделирования и визуализации процесса сборки нервюры. Предложенное виртуальное представление сборки дает возможность убедиться в правильности программирования выполнения основных операций и тем самым избежать дополнительных материальных затрат, связанных с получением бракованных узлов в ходе «ручной» настройки робота при конвейерной сборке плоских узлов планера самолета.

Ключевые слова: сборка плоских узлов, программное обеспечение, визуализация контроля, планер самолета, робот.

Введение

Одной из важнейших задач, стоящих перед производителями аэрокосмической техники является уменьшение трудоемкости и повышение качества производства агрегатов планера самолета, в частности, сборки плоских узлов: нервюры, лонжеронов, шпангоутов и т.д. Как показывает практика, эффективным методом решения этой задачи является внедрение прогрессивных методов организации сборки, в частности конвейерной сборки с внедрением средств автоматизации на всех этапах ее выполнения. Однако работы в области автоматизации процессов сборки разворачиваются весьма медленно сравнительно с автоматизацией процессов производства отдельных деталей. В результате этого трудоемкость сборочных работ составляет 40 % общей трудоемкости изготовления ЛА в целом [1, 2].

Постановка задачи исследования

Основой сквозной автоматизации всех этапов сборки плоских агрегатов планера самолета является максимально полное использование достижений современных информационных технологий, позволяющих эффективно применять сборочное оборудование в виде сложных робототехнических комплексов. Для управления роботом используется микропроцессор, снабженный специальным программным обеспечением. Программное обеспечение предусматривает выполнение роботом следующих основных операций сборки:

- настройка робота на сборку конкретного узла, заданной геометрии;

- перемещение и предварительная фиксация деталей в соответствии с конструкцией узла;

- формирование системы крепежных соединений деталей в узле;

- освобождение узла от фиксаций и передача его для перемещения на последующую операцию сборки.

Наряду с основными операциями сборки важнейшей функцией программного обеспечения является автоматизация контроля правильности выполнения основных операций. С этой целью в состав программного обеспечения включаются компоненты, позволяющие визуализировать результаты моделирования основных операций сборки. Виртуальное представление сборки дает возможность убедиться в правильности программирования выполнения основных операций и тем самым избежать дополнительных материальных затрат, связанных с получением бракованных узлов в ходе «ручной» настройки робота, представляющей собой достаточно длительный итерационный процесс.

Структура программного обеспечения

Обобщенная структура программного обеспечения рассматриваемого назначения может быть представлена в следующем виде (рис. 1).

Центральным звеном программного обеспечения выступает база знаний с соответствующей поддерживающей ее оболочкой. База знаний содержит совокупность формул, уравнений, правил, проверок, реакций и т.п., необходимых для моделирования процесса сборки плоского узла и, в конечном счете, для реализации собственно сборки в робототизиро-

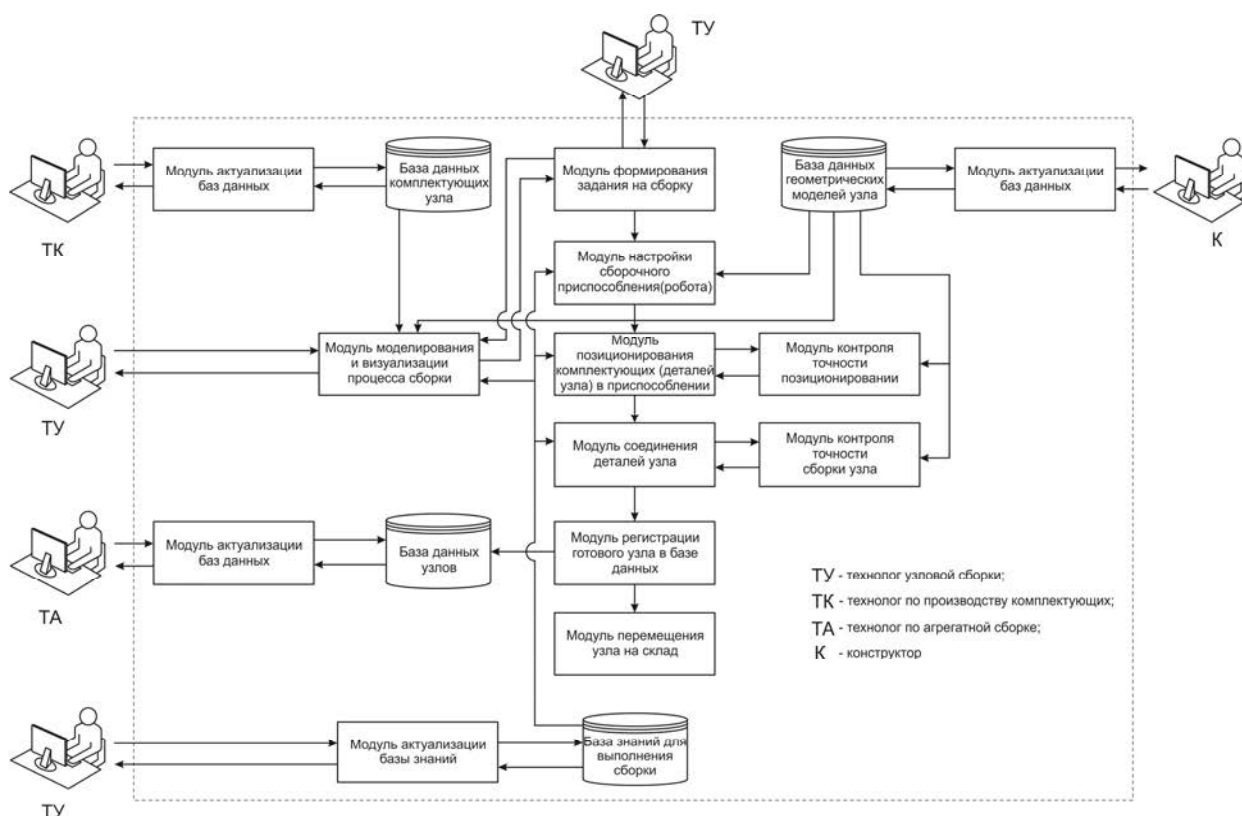


Рис. 1. Структура программного обеспечения

ванном приспособлении. Важно, чтобы содержимое базы знаний постоянно подвергалось актуализации технологом узловой сборки, под которой понимается замена устаревших знаний, добавление новых, удаление старых, потерявших актуальность.

Процесс активизирует технолог узловой сборки, который формирует в диалоговом режиме задание на сборку конкретного узла. Формирование задания поддерживается специальным модулем (см. рис. 1). Задание включает тип собираемого узла, а также дополнительные параметры, определяющие источники необходимой информации для реализации сборки и точностные ее параметры.

Модуль формирования задания на сборку с обратной связью к модулю моделирования и визуализации процесса сборки (см. рис. 1). Этот важный этап позволяет технологическому узловой сборки визуально оценить в виртуальном пространстве корректность предлагаемой схемы сборки и принять, в конечном счете, решение о запуске оборудования в соответствии с проанализированной моделью. При моделировании и визуализации процесса сборки соответствующий модуль использует геометрическую модель узла, хранящуюся в базе данных, актуализацией которой с помощью системы управления базой данных обеспечивает конструктор. Кроме этого привлекаются необходимые знания из базы знаний. Необходимыми для моделирования являются и данные о комплектующих узла, которые хранятся в собствен-

ной базе данных и регулярно подвергаются актуализации технологом по производству комплектующих (см. рис. 1).

Сформированное задание на сборку передается в модуль настройки сборочного приспособления. Используя параметры задания и компоненты базы знаний, модуль перемещает элементы приспособления в нужные точки пространства и приводит их в исходное состояние для начала сборки (см. рис. 1).

На последующем этапе модуль позиционирования комплектующих в приспособлении управляет процессом перемещения деталей в приспособление и позиционирования их относительно фиксирующих элементов приспособления. Модуль использует необходимые компоненты базы знаний, а с обратной связью к модулю контроля точности позиционирования, который, использует параметры геометрической модели, позволяет оценить текущую точность позиционирования деталей узла в приспособлении. По завершению позиционирования детали фиксируются в приспособлении. При этом на складе деталей осуществляется поиск необходимых деталей в соответствии с их параметрами, извлеченными из базы знаний комплектующих узла (см. рис. 1).

Очередным этапом сборки является неразъемное или разъемное взаимное соединение деталей. Этим процессом управляет соответствующий модуль (см. рис. 1). При подготовке к соединению и при реализации собственно соединения использу-

ются, как компоненты базы знаний, так и сведения о стандартных соединительных элементах. При этом модуль соединения обращается с возвратом к модулю контроля точности сборки узла, который, используя геометрическую модель узла, позволяет оценить точность процедуры сборки (см. рис. 1).

Собранный узел регистрируется в базе данных узлов, как готовый для последующей агрегатной сборки. Базой данных управляет технолог по агрегатной сборке (см. рис. 1).

Готовый узел перемещается на склад. Активирует перемещение специальный модуль (см. рис. 1).

Пример работы программного обеспечения

Процесс функционирования программного обеспечения удобно и наглядно проследить с помощью модуля моделирования и визуализации процесса сборки нервюры (рис. 2). Модуль написан в среде Solid Works, используя средства стандартного визуализатора системы.

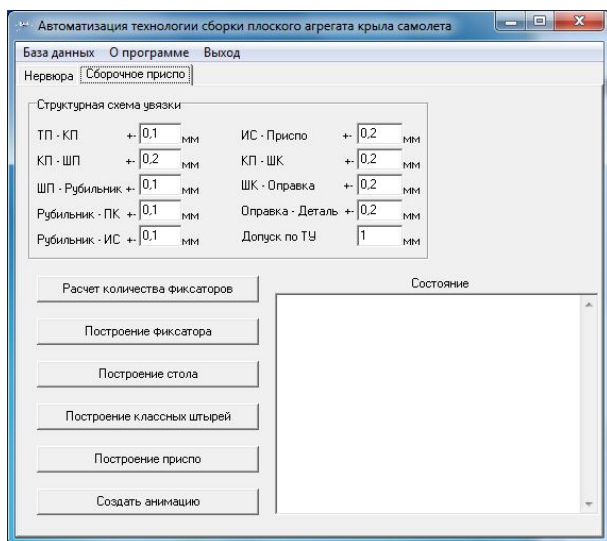


Рис. 2. Главное окно программы

На рис. 3 демонстрируется процесс настройки приспособления. Захваты-фиксаторы перемещаются в рабочее положение в соответствии с геометрической моделью нервюры.

На рис. 4 продемонстрирован результат позиционирования в приспособлении верхнего и нижнего поясов нервюры.

На рис. 5 продемонстрирован результат позиционирования в приспособлении стенки нервюры.

На рис. 6 показан результат позиционирования в приспособлении стоек нервюры.

Собранный узел (рис.7) готов для выемки из приспособления и отправки на склад.

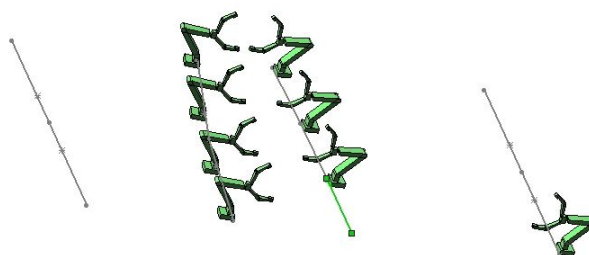


Рис. 3. Перемещение захватов в рабочее положение

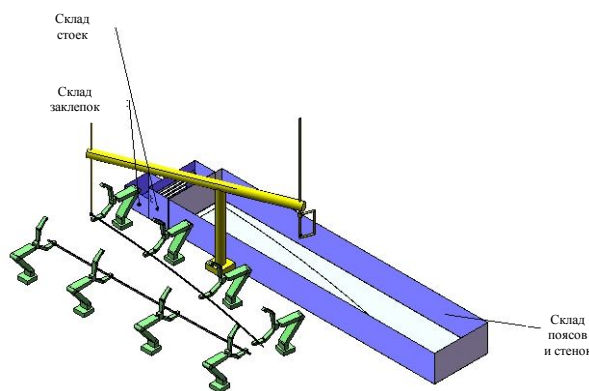


Рис. 4. Установка поясов

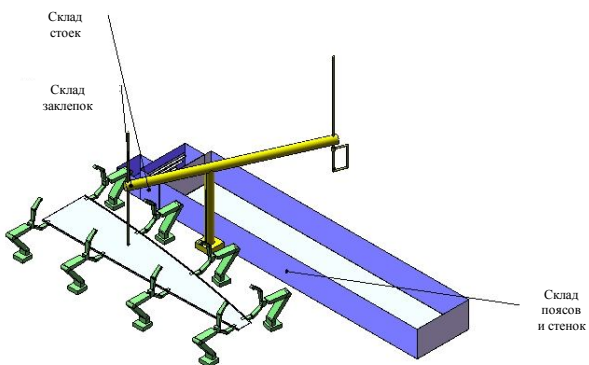


Рис. 5. Установка стенки

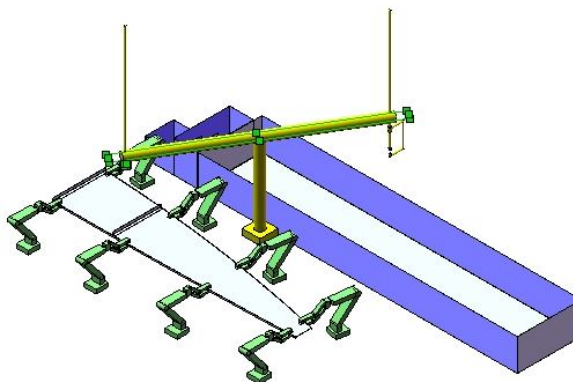


Рис. 6. Установка стоек

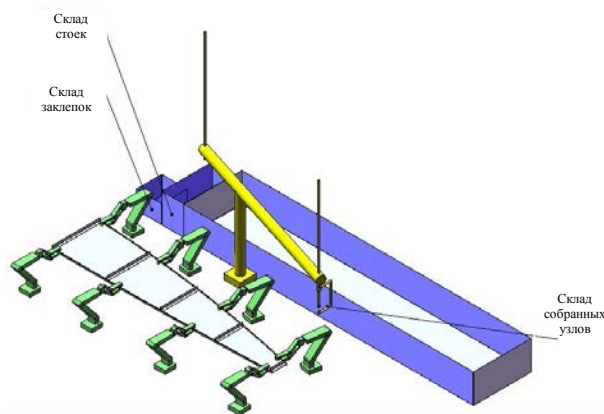


Рис. 7. Собранный узел

Заключение

1. Автоматизация процесса конвейерной сборки плоских узлов планера самолета требует разработки достаточно сложного программного обеспечения.
2. Важнейшей функцией такого программного обеспечения являются автоматизация контроля вы-

полнения операций сборки.

3. Инструментальные средства современных CAD-пакетов имеют достаточные возможности для создания программного обеспечения контроля выполнения сборки.

Литература

1. *Современные технологии агрегатно-сборочного производства (Бесплатная увязка размеров в агрегатно-сборочном производстве)* [Текст] / Ю.М. Тарасов, А.И. Пекариш, Г.А. Кривов, С.О. Огарков // *Российская энциклопедия CALS-технологии. Авиационно-космическое машиностроение*. – М.: ОАО "НИИ АСК", 2008. – С. 447 – 451.
2. *Автоматизированная технологическая подготовка производства в самолетостроении* [Текст] / М.А. Погосян, А.И. Пекариш, О.С. Сироткин и др. // *Российская энциклопедия CALS-технологии. Авиационно-космическое машиностроение*. – М.: ОАО "НИИ АСК", 2008. – С. 312 – 317.

Поступила в редакцию 19.03.2013, рассмотрена на редколлегии 27.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. графического и компьютерного моделирования И.В. Малков, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск.

КОНЦЕПЦІЯ СТВОРЕННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ВІЗУАЛІЗАЦІЇ ПРОЦЕСІВ СКЛАДАННЯ ПЛОСКИХ ВУЗЛІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА

В.В. Воронько

У статті запропоновано узагальнену структуру програмного забезпечення та розроблено програмне забезпечення для візуалізації контролю процесу конвеєрного складання плоских вузлів планера літака; показано приклад процесу функціонування програмного комплексу за допомогою модуля моделювання та візуалізації процесу складання нервюри. Запропоноване віртуальне представлення складання дає можливість переконатися у правильності програмування виконання основних операцій і тим самим уникнути додаткових матеріальних витрат, пов'язаних з отриманням бракованих вузлів в ході «ручних» налаштувань робота при конвеєрному складанні плоских вузлів планера літака.

Ключові слова: складання плоских вузлів, програмне забезпечення, візуалізація контролю, планер літака, робот.

CONCEPT OF CREATING A VISUALIZATION SOFTWARE BUILD PROCESSES FLAT KNOTS AIRFRAME

V.V. Voronko

The paper presents a generalized structure of the software and developed software for the visualization of process control conveyor assembly flat knots airframe, have shown an example of the functioning of the software process with help of simulation and visualization of the assembly process ribs. The proposed virtual view of the assembly makes it possible to make sure the correct software to perform basic operations and avoid the additional cost of obtaining faulty nodes in a "manual" setting robot with conveyor assembly flat knots airframe.

Keywords: assembly of flat units, software, imaging control glider self-aircrafts, robot.

Воронько Віталій Володимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології виробництва летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

УДК 629.735.33.015.017.3

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина

**ПРОДОЛЬНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
И ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ
ТУРБОВИНТОВОГО САМОЛЕТА ПРИ БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ
КОЭФФИЦИЕНТА НАГРУЗКИ НА ОМЕТАЕМУЮ ВОЗДУШНЫМ
ВИНТОМ ПЛОЩАДЬ И БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ
МНОГОЗВЕННЫХ ЩЕЛЕВЫХ ЗАКРЫЛКОВ**

Излагается апробация формул для расчета влияния обдува механизированного крыла струями воздушных винтов на подъемную силу, момент тангажа и силу лобового сопротивления турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Излагается вывод формул для расчета степени продольной статической устойчивости по перегрузке и скорости полета в указанной области режимов полета и апробация этих формул.

Ключевые слова: самолет, турбовинтовой двигатель, нагрузка на ометаемую воздушным винтом площадь, угол отклонения многозвенных закрылков, обдув механизированного крыла струями воздушных винтов, подъемная сила, момент тангажа, сила лобового сопротивления, степень продольной статической устойчивости.

Введение

Формулы для расчета коэффициентов результирующих продольных сил и моментов турбовинтового самолета в области малых значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и умеренных значений угла отклонения однозвенных щелевых закрылков представлены в работах [1, 2]. В этих работах коэффициенты результирующих продольных сил и моментов, действующих на самолет, представлены в виде сумм

$$C_{R_y} = C_y + \Delta C_{R_y};$$

$$C_{R_x} = C_x + \Delta C_{R_x};$$

$$m_{R_z} = m_z + \Delta m_{R_z},$$

в которых коэффициенты C_y , C_x и m_z - это коэффициенты продольных аэродинамических сил и моментов, действующих на планер самолета, а коэффициенты ΔC_{R_y} , ΔC_{R_x} и Δm_{R_z} отражают результирующее влияние турбовинтовых двигателей на аэродинамические характеристики планера самолета.

В свою очередь коэффициенты ΔC_{R_y} , ΔC_{R_x} и Δm_{R_z} представлены в виде сумм

$$\Delta C_{R_y} = C_{P_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y_s};$$

$$\Delta C_{R_x} = C_{P_x} + C_{N_x} + \Delta C_{x_s};$$

$$\Delta m_{R_z} = m_{P_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z_s},$$

где C_{P_y} , C_{P_x} и m_{P_z} - коэффициенты сил и моментов, создаваемых силой тяги двигателей P ; C_{N_y} , C_{N_x} и m_{N_z} - коэффициенты сил и моментов, создаваемых поперечной силой воздушных винтов N ; ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} - изменения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, отражающие влияние струй воздушных винтов на аэродинамические характеристики планера самолета.

Формулы для расчета коэффициентов C_{P_y} , C_{P_x} , C_{N_y} , C_{N_x} , m_{P_z} и m_{N_z} просты [1] и сохраняют силу в широком диапазоне изменения коэффициента B . Формулы для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} изложены в работах [2, 3]. Апробация формул для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков в работах [2, 3] выполнялась путем сравнения результатов расчета с результатами испытаний в аэродинамической трубе модели самолета короткого взлета и посадки с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей. Такие испытания позволяли прямо получить данные о коэффициентах ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} . Так как мо-

дель была маломасштабной, то при испытаниях такой модели с большими углами отклонения многозвенных щелевых закрылков могло реализовываться дополнительное увеличение подъемной силы, связанное с ликвидацией отрыва потока от поверхности закрылков при работе воздушных винтов. В связи с этим потребовалась расширенная апробация разработанных формул для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков путем сравнения результатов расчета с результатами испытаний крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с работающими имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе и с результатами летных испытаний турбовинтового самолета короткого взлета и посадки. Так как при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков отклоненные вниз струи воздушных винтов не омывают горизонтальное и вертикальное оперения самолета, то формулы для расчета коэффициентов ΔC_{y_s} , ΔC_{x_s} и Δm_{z_s} отражают лишь влияние обдува механизированного крыла струей воздушных винтов.

В работе [1] получены формулы для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке σ_n и скорости полета σ_v при малых значениях коэффициента B и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков. Формулы для расчета характеристик σ_n и σ_v при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков в литературе отсутствуют.

Постановка задачи:

а) выполнить апробацию формул для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на подъемную силу, момент тангажа и силу лобового сопротивления турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков; б) выполнить вывод формул для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке и скорости полета в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков и выполнить

апробацию этих формул путем сравнения результатов расчета с результатами летных испытаний турбовинтового самолета короткого взлета и посадки.

1. Аэродинамические характеристики

1.1. Подъемная сила

Согласно описанному выше подходу коэффициент результирующей подъемной силы турбовинтового самолета представим в виде суммы

$$C_{R_y} = C_y + \Delta C_{R_y}, \quad (1)$$

где

$$\Delta C_{R_y} = C_{P_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y_{бгос}} + \Delta C_{y_{гос}}. \quad (2)$$

Значения коэффициента C_y будем полагать известными. Апробация формул для расчета коэффициентов C_{P_y} и C_{N_y} не требуется. Отметим, что при больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков величина коэффициентов C_{P_y} и C_{N_y} мала по сравнению с величиной коэффициента $\Delta C_{y_{бгос}}$. При $\alpha = \varphi_{дв}$ коэффициенты C_{P_y} и C_{N_y} обращаются в ноль, а коэффициент ΔC_{R_y} становится равным коэффициенту ΔC_{y_s} [3]. Поэтому апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{бгос}}$ и $\Delta C_{y_{гос}}$ в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно выполнять путем сравнения результатов расчета коэффициента ΔC_{R_y} с результатами определения этого коэффициента при испытаниях крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе и при летных испытаниях турбовинтового самолета короткого взлета и посадки.

Опубликованы результаты испытаний крупномасштабной модели самолета короткого взлета и посадки с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе, как с горизонтальным, так и без горизонтального оперения [4, 5]. Будем называть эту модель моделью самолета № 1. Размах крыла модели самолета № 1 составлял 13,22 м. Модель имела двухзвенные щелевые закрылки, которые могли отклоняться на углы 30-60° и 40-80°. Этим углам отклонения закрылков соответствовали определенные по методике [3] эффективные углы отклонения струи воздушных винтов, равные соответственно 36° и 43,6°. Закрылки

модели занимали всю заднюю кромку крыла ($\bar{\ell}_3 = 0,83$) и весь их размах обдувался струей воздушных винтов ($\bar{\ell}_s = 0,83$). Значение коэффициента $K_{\bar{\ell}_s}$, зависящее от относительного размаха $\bar{\ell}_s$, составляло 0,78. Отношение ометаемой воздушными винтами площади iF_B к обдуваемой воздушными винтами площади крыла $S_{кр_s}$ составляло 1,0. Геометрическое удлинение крыла равнялось 5,71, значение производной $C_y^{\alpha^0}$ модели без воздушных винтов при $\delta_3 = 0$ составляло 0,063.

Выполним апробацию формулы для расчета коэффициента $\Delta C_{Y_{бго}}$ путем сравнения результатов расчета коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$ модели самолета № 1 с результатами испытаний этой модели без горизонтального оперения в большой аэродинамической трубе [4]. Формула для расчета коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$ предложена Е. Золотыко [6] и использована в работе [3]. С учетом введения эффективного угла отклонения струи воздушных винтов закрылками $\theta_{3эф}$ и коэффициента поперечной силы воздушных винтов C_{N_y} эта формула имеет вид:

$$\Delta C_{Ry_{бго}} = \left(\Delta C_y^{\theta} \sin \theta_{3эф} + C_y^{\alpha} \frac{\alpha^0}{57,3^\circ} \right) \times K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} + C_{\mu} \cdot \sin(\theta_{3эф} + \alpha) \times \left(1 - K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} \right) + C_{N_y}. \quad (3)$$

Здесь

$$K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} = C_{y_{бго} \delta_3=0}^{\alpha^0} \frac{57,3^\circ}{2\pi} (1 + \bar{C}_{сред}) K_{\bar{\ell}_s}; \quad (4)$$

$$C_{\mu} = K_{\theta} \frac{iF_B}{S_{кр_s}} B. \quad (5)$$

Способ определения коэффициентов ΔC_y^{θ} , C_y^{α} , $K_{\bar{\ell}_s}$, K_{θ} , C_{N_y} и угла $\theta_{3эф}$ изложен в работе [3].

Сравнение результатов расчета по формуле (3) с результатами испытаний модели самолета № 1 без горизонтального оперения при $\delta_3 = 30-60^\circ$ и $\delta_3 = 40-80^\circ$ показано на рис. 1 и 2. Из этих рисунков следует, что величина коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$, зависящая от угла атаки α , оказалась практически одинаковой как в расчете, так и в эксперименте. Следовательно, отмеченное расхождение между результатами расчета и результатами эксперимента объясня-

ется, в основном, погрешностью расчета той части коэффициента $\Delta C_{Ry_{бго}}$, которая зависит от угла отклонения струи воздушных винтов закрылками.

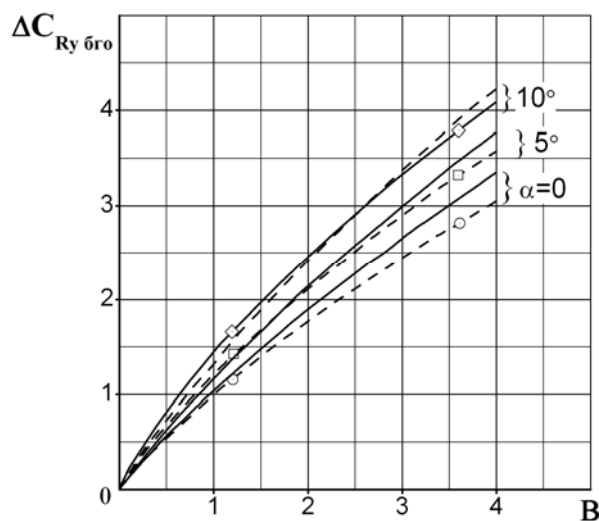


Рис. 1. Модель самолета № 1. Зависимости $\Delta C_{Ry_{бго}} = f(B, \alpha) : \delta_3 = 30-60^\circ$

— расчет
- - - эксперимент ○ - $\alpha = 0^\circ$; □ - $\alpha = 5^\circ$; ◇ - $\alpha = 10^\circ$

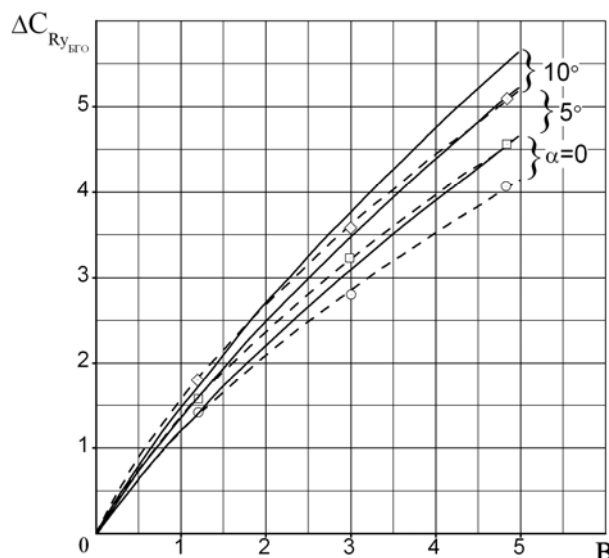


Рис. 2. Модель самолета № 1. Зависимости $\Delta C_{Ry_{бго}} = f(B, \alpha) : \delta_3 = 40-80^\circ$

— расчет
- - - эксперимент ○ - $\alpha = 0^\circ$; □ - $\alpha = 5^\circ$; ◇ - $\alpha = 10^\circ$

Уточним теоретическую зависимость $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$, используемую в формуле (3). Эту зависимость можно получить из (3), положив $\alpha = 0$ и $\varphi_{дв} = 0$:

$$\Delta C_y^{\theta} = \frac{1}{\sin \theta_{\text{эфф}}} \cdot K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s} \Delta C_{Ry_{\delta_{го}}} + \left(1 - \frac{1}{K_{\lambda, \bar{c}, \bar{\ell}_s}} \right) C_{\mu}. \quad (6)$$

Результаты расчета зависимости $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$ по формуле (6) с использованием экспериментальных зависимостей $\Delta C_{Ry_{\delta_{го}}} = f(B)$ при $\alpha = 0$, показанных на рис. 1 и 2, представлены на рис. 3. На этом же рисунке показана теоретическая зависимость $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$. Видно, что зависимость $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$, уточненная на основе результатов испытаний крупномасштабной модели самолета № 1, отличается от теоретической зависимости.

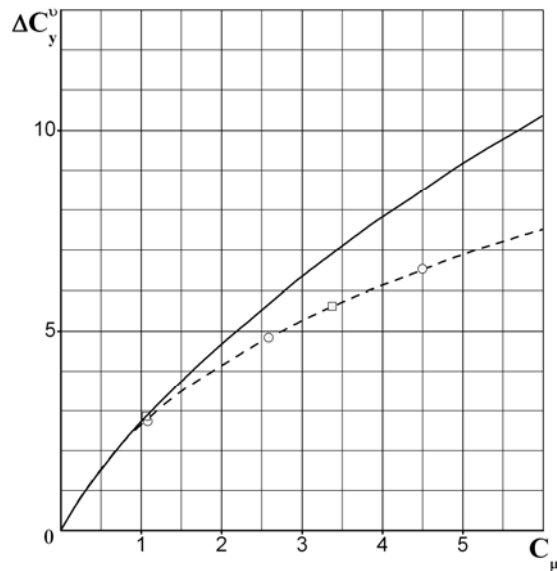


Рис. 3. Зависимости $\Delta C_y^{\theta} = f(C_{\mu})$:

— теория;
 - - - расчет по результатам испытаний модели самолета № 1; $\square$ - $\delta_3 = 30-60^\circ$; $\circ$ - $\delta_3 = 40-80^\circ$

Предпримем попытку расчета коэффициента ΔC_{Ry} полной модели самолета № 1. Для этого к коэффициенту $\Delta C_{Ry_{\delta_{го}}}$, рассчитанному выше, необходимо добавить коэффициент $\Delta C_{y_{гоs}}$, рассчитанный по формуле

$$\Delta C_{y_{гоs}} = -C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \Delta \varepsilon_s, \quad (7)$$

где [3]

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon_{y_{го}} \cdot \Delta C_{Ry_{\delta_{го}}}. \quad (8)$$

Формула (8) отражает результаты испытаний различных моделей турбовинтовых самолетов с ра-

ботающими воздушными винтами в аэродинамических трубах при малых значениях коэффициента B и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков [1]. Результаты испытаний модели самолета короткого взлета и посадки (модель самолета № 2) с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе показали (рис. 4), что формула (8) может быть применена и при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

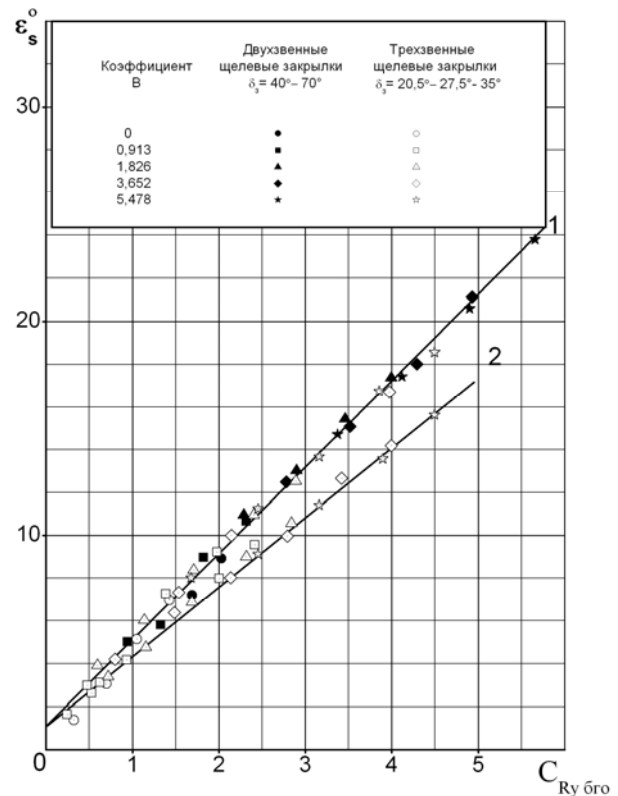


Рис. 4. Зависимость $\varepsilon_s = f(C_{Ry_{\delta_{го}}})$ по результатам

испытаний модели самолета № 2:

1 – горизонтальное оперение на палубе фюзеляжа;
 2 – горизонтальное оперение на вершине киля

Расчет по формуле (7) предполагает, что зависимость $C_{y_{го}} = f(\alpha_{го})$ линейна до больших значений угла атаки горизонтального оперения $\alpha_{гоs}$, который описывается формулой [3]

$$\alpha_{гоs} = \alpha + \varphi_{ст} - \varepsilon - \Delta \varepsilon_s. \quad (9)$$

Линейность зависимости $C_{y_{го}} = f(\alpha_{го})$ сохраняется при докритическом обтекании горизонтального оперения. С достаточным основанием можно полагать, что критический угол атаки горизонтального оперения модели самолета № 1 при обтекании горизонтального оперения сверху не превышает 17° . Определим, какой величины достигает отрицательный угол атаки горизонтального оперения этой

модели при испытаниях ее в конфигурации $\delta_3 = 40-80^\circ$. Модель самолета № 1 была испытана при различных углах установки горизонтального оперения, что дало возможность определить величину осредненного угла скоса потока в области горизонтального оперения. На рис. 5 показаны зависимости $\varepsilon_s, \alpha_{гоs} = f(C_{Ry_{бро.}})$ при $B=0, B=1,21$ и $B=3$ для $\varphi_{ст} = 0$.

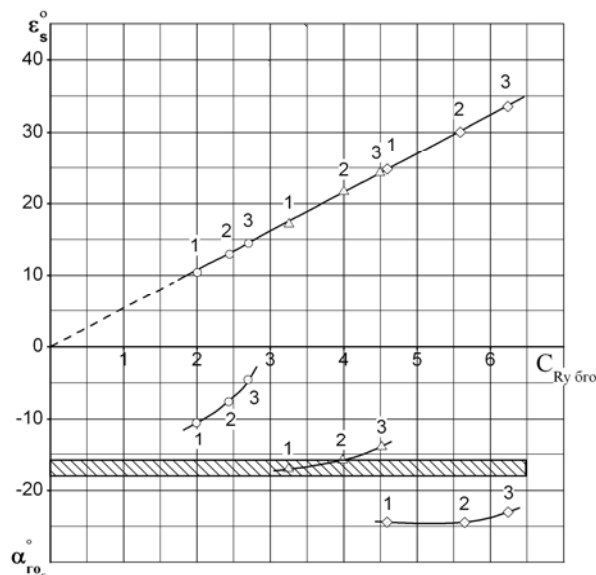


Рис. 5. Модель самолета № 1. Зависимости $\varepsilon_s, \alpha_{гоs} = f(C_{Ry_{бро.}})$: $\delta_3 = 40-80^\circ$; $\varphi_{ст} = 0$;

○ - $B=0$; △ - $B=1,21$; ◇ - $B=3$;
1 - $\alpha=0$; 2 - $\alpha=5^\circ$; 3 - $\alpha=10^\circ$;

▨ - зона критического значения угла $\alpha_{гоs}$

Из этого рисунка следует, что горизонтальное оперение модели самолета № 1 обтекается безотрывно лишь в том случае, когда обдувка крыла струями воздушных винтов отсутствует ($B=0$). Этот вывод согласуется с выводами, сделанными авторами работы [5]. Следовательно, формула (7) не может быть использована для расчета коэффициента $\Delta C_{y_{гоs}}$ модели самолета № 1 при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения двухзвенных щелевых закрылков, и апробация формулы для расчета коэффициента $\Delta C_{y_{гоs}}$ по результатам испытаний модели самолета № 1 не может быть выполнена.

Апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{броs}}$ и $\Delta C_{y_{гоs}}$ выполним путем сравнения результатов расчета коэффициента ΔC_{Ry} турбовинтового самолета короткого взлета и посадки (самолета № 2) с результатами определения коэффициента ΔC_{Ry} в летных испытаниях этого самолета при

больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков. Горизонтальное оперение самолета № 2 имеет щелевой выдвижной предкрылок, обеспечивающий безотрывное обтекание горизонтального оперения до больших отрицательных значений угла $\alpha_{гоs}$.

Самолет № 2 имеет крыло с геометрическим удлинением 9,5. Значение производной $C_{y_{бро}}^{\alpha}$ планера модели этого самолета при $\delta_3 = 0$ составляет 0,076. Относительный размах закрылков самолета № 2 составляет $\bar{l}_s = 0,624$, относительный размах обдуваемой части крыла составляет $\bar{l}_s = 0,4$. Отношение ометаемой воздушными винтами площади к обдуваемой площади крыла составляет 0,885. Самолет имеет трехзвенные щелевые закрылки, максимальный угол отклонения закрылков составляет $21-40-60^\circ$. Этому геометрическому углу отклонения закрылков соответствует эффективный угол отклонения струи воздушных винтов закрылками, равный $\theta_{эф} = 25^\circ$. Величина этого угла не превышает величину эффективного угла отклонения струи воздушных винтов закрылками модели самолета № 1, что дает основание использовать в расчетах самолета № 2 зависимость $\Delta C_{y^9} = f(C_\mu)$, уточненную по результатам испытаний модели самолета № 1.

Сравнение результатов расчета коэффициента ΔC_{Ry} самолета № 2 с результатами определения коэффициента ΔC_{Ry} при летных испытаниях самолета № 2 показано на рис. 6.

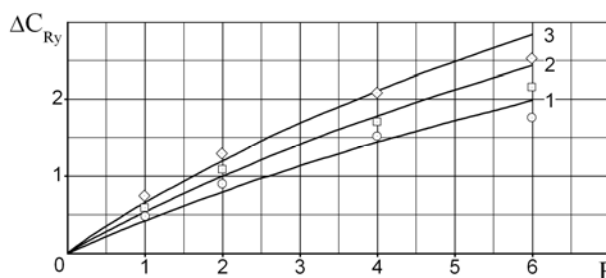


Рис. 6. Зависимости $\Delta C_{Ry} = f(B, \alpha)$: $\delta_3 = 21-40-60^\circ$;

— расчет; $\delta_b = 0$;

○ □ ◇ летные испытания; $\delta_b = \delta_{в бал}$ при $\bar{X}_T = 0,19$;

1 ○ $\alpha=0$; 2 □ $\alpha=4^\circ$; 3 ◇ $\alpha=8^\circ$

Видно, что результаты расчета близки к результатам летных испытаний. Следовательно, апробация формул для расчета коэффициентов $\Delta C_{y_{броs}}$ и

$\Delta C_{y_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков выполнена с положительным результатом. Имеющееся незначительное расхождение объясняется тем, что в расчете не учтено уменьшение подъемной силы самолета, вызванное балансировочным отклонением руля высоты. Оценку этого уменьшения выполним в разделе 1.2 при рассмотрении продольной балансировки самолета № 2.

1.2. Момент тангажа

Согласно принятому подходу коэффициент результирующего момента тангажа турбовинтового самолета представим в виде суммы

$$m_{R_z} = m_z + \Delta m_{R_z}, \quad (10)$$

где

$$\Delta m_{R_z} = m_{P_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z_{гоs}} + \Delta m_{z_{гоs}}. \quad (11)$$

Апробацию формулы $\Delta m_{z_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков выполним путем сравнения результатов расчета коэффициента $\Delta m_{R_z_{гоs}}$ модели самолета № 1 с результатами определения этого коэффициента при испытаниях модели самолета № 1 без горизонтального оперения в аэродинамической трубе [4].

Формулы для расчета коэффициентов m_{P_z} и m_{N_z} представлены в работе [1]. Формулу для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{гоs}}$, заимствованную из работы [3], представим в виде:

$$\begin{aligned} \Delta m_{z_{гоs}} = & \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{кps}}} \right) \left(\Delta C_{R_{y_{гоs}}} - \right. \\ & \left. - C_{P_y} - C_{N_y} \right) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_{3s}}} \right) \times \\ & \times \left(\Delta C_{R_{y_{гоs}}} - \Delta C_{R_{y_{гоs}}} \right). \end{aligned} \quad (12)$$

Как показали испытания модели самолета № 1 без горизонтального оперения [4], положение фокуса механизированного крыла по углу отклонения закрылков этой модели не зависит от коэффициента В в широком диапазоне изменения угла отклонения закрылков (рис. 7).

Сравнение результатов расчета коэффициента $\Delta m_{R_z_{гоs}}$ модели самолета № 1 с результатами испытаний этой модели без горизонтального оперения в аэродинамической трубе показано на рис. 8. Вид-

но, что результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента.

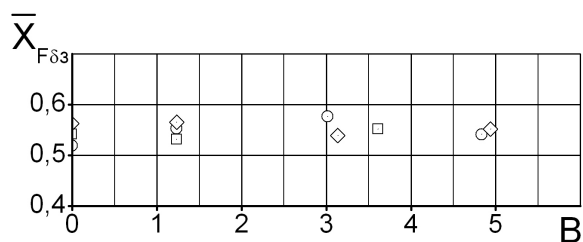


Рис. 7. Модель самолета № 1. Зависимость

$$\bar{X}_{F_{\delta_3}} = f(B):$$

$$\circ \delta_3 = 40-80^\circ; \square \delta_3 = 30-60^\circ; \diamond \delta_3 = 20-40^\circ$$

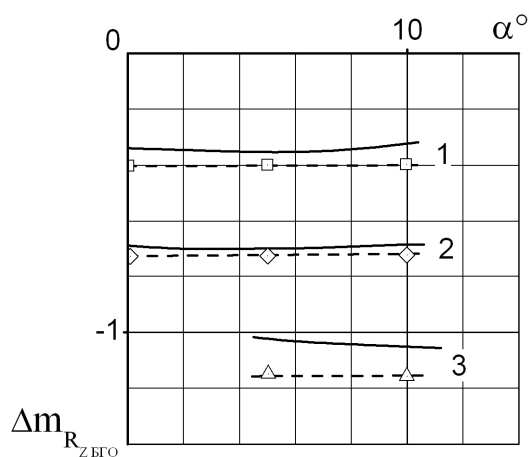


Рис. 8. Модель самолета № 1. Зависимости

$$\Delta m_{R_z_{гоs}} = f(\alpha, B): \delta_3 = 40-80^\circ$$

— расчет

- - - эксперимент 1 $\square B=1,21$; 2 $\diamond B=3$; 3 $\triangle B=4,73$

Окончательную апробацию формул для расчета коэффициентов $\Delta m_{z_{гоs}}$ и $\Delta m_{z_{гоs}}$ в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения трехзвенных щелевых закрылков выполним путем сравнения результатов расчета балансировочных кривых $\delta_B = f(V_i)$ самолета № 2 с результатами определения балансировочных кривых этого самолета в летных испытаниях. Учтем при этом, что в случае больших углов отклонения закрылков струя воздушных винтов располагается ниже горизонтального оперения самолета ($K_s = 1$), а также то, что продольная балансировка самолета № 2 осуществляется только рулем высоты ($\varphi_{ст} = \text{const}$). Тогда при умеренных значениях балансировочного угла отклонения руля высоты, когда зависимость $m_z = f(\delta_B)$ можно принимать линейной, формула для расчета балансировочной кривой $\delta_B = f(V_i)$ запишется следующим образом:

$$\delta_{в\text{бал}} = -\frac{1}{m_{z\delta_B}} \left(m_{z\delta_{го}} + m_{p_z} + m_{N_z} + \Delta m_{z\delta_{гоs}} + m_{z_{го}} + \Delta m_{z_{гоs}} \right). \quad (13)$$

Здесь коэффициент $\Delta m_{z\delta_{гоs}}$ рассчитывается по формуле (12), а для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{гоs}}$ используется формула из [3]

$$\Delta m_{z\delta_{гоs}} = -m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \Delta \varepsilon_s, \quad (14)$$

в которой приращение угла скоса потока $\Delta \varepsilon_s$ рассчитывается по формуле

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon^{C_{y\delta_{го}}} (C_{p_y} + C_{N_y} + \Delta C_{y\delta_{гоs}}). \quad (15)$$

На рис. 9 показаны полученные в летных испытаниях балансировочные кривые $\delta_B = f(V_i)$ самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ при двух режимах работы двигателей – малом ($\alpha_{руд} = 49^\circ$) и большом ($\alpha_{руд} = 101^\circ$). На этом же рисунке показаны балансировочные кривые самолета № 2, рассчитанные по формуле (13) для тех же условий летных испытаний. Видно, что результаты расчета хорошо согласуются с результатами летных испытаний. Следовательно, формулы для расчета коэффициентов $\Delta m_{z\delta_{гоs}}$ и $\Delta m_{z_{гоs}}$ апробированы с положительным результатом.

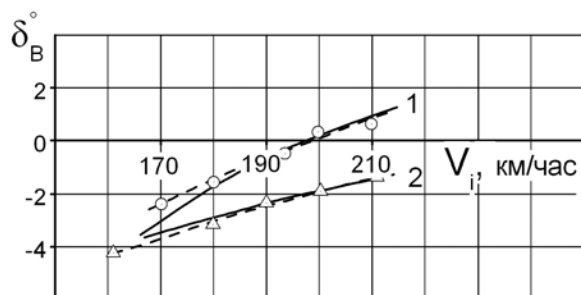


Рис. 9. Самолет № 2. Балансировочные зависимости

$$\delta_B = f(V_i): \delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,29$$

— расчет;

- - - летные испытания

1 $\circ$ $\alpha_{руд} = 49^\circ$; 2 Δ $\alpha_{руд} = 101^\circ$

Обращает на себя внимание тот факт, что балансировочные углы отклонения руля высоты самолета № 2 на рассмотренных режимах полета незначительно возрастают при переходе от $\alpha_{руд} = 49^\circ$ ($B=0,6\dots 1$) к $\alpha_{руд} = 101^\circ$ ($B=2,5\dots 4$). Это объясняется тем, что при увеличении коэффициента B рост коэффициента $\Delta m_{z\delta_{го}}$ на пикирование, определяемый ростом слагаемых m_{p_z} и

$$\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\delta_3} \right) \times \left(\Delta C_{Ry\delta_{го}\delta_3 \neq 0} - \Delta C_{Ry\delta_{го}\delta_3 = 0} \right), \text{ в значительной мере компенсируется ростом коэффициента}$$

$\Delta m_{z_{гоs}}$ на кабрирование вследствие увеличения скоса потока у горизонтального оперения на угол $\Delta \varepsilon_s$ (15).

Используем формулу (13) для расчета балансировочного угла отклонения руля высоты самолета № 2 в условиях летных испытаний этого самолета, по результатам которых построены зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B, \alpha)$, показанные на рис. 6. По рассчитанным значениям угла $\delta_{в\text{бал}}$ рассчитаем уменьшение коэффициента подъемной силы самолета от продольной балансировки по формуле

$$\Delta C_{y\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \sqrt{\bar{S}_B} \cdot \delta_{в\text{бал}}. \quad (16)$$

На рис. 10 показаны зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$ самолета № 2, рассчитанные по формуле

$$\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = \Delta C_{Ry\delta_B=0} + \Delta C_{y\delta_B=\delta_{в\text{бал}}}. \quad (17)$$

На этом же рисунке показаны зависимости $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$, построенные по результатам летных испытаний. Видно, что учет уменьшения подъемной силы от продольной балансировки самолета приблизил результаты расчета к результатам летных испытаний, особенно в области больших значений коэффициента B , однако величина этого уменьшения незначительна, что объясняется небольшими значениями угла $\delta_{в\text{бал}}$.

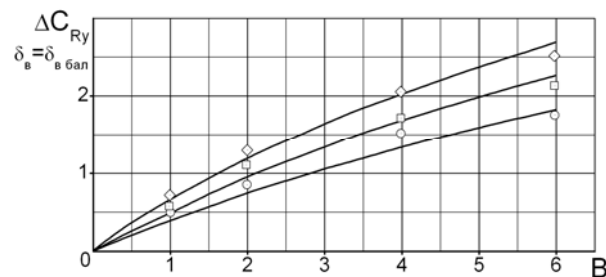


Рис. 10. Самолет № 2. Зависимость $\Delta C_{Ry} = f(B)$:

$$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,19$$

— расчет;

1 $\circ$ $\alpha=0^\circ$; 2 $\square$ $\alpha=4^\circ$; 3 $\diamond$ $\alpha=8^\circ$ - летные испытания

На рис. 11 показана зависимость $\Delta C_{y\delta_{гоs}} = f(B)$ самолета № 2, которая при $\alpha = -\varphi_{дв} = 4^\circ$ совпадает с зависимостью $\Delta C_{Ry\delta_B=\delta_{в\text{бал}}} = f(B)$ этого самолета, показанной на

рис. 10. На этом же рисунке показана зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B = \delta_{\text{бал}}}}$ при $\alpha = 4^\circ$, построенная по результатам испытаний маломасштабной модели самолета № 2 с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей при неотклоненном руле высоты путем прибавления к экспериментально полученному коэффициенту $\Delta C_{y_{\delta_B=0}}$ коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_B=\delta_{\text{бал}}}}$, рассчитанного по формуле (16).

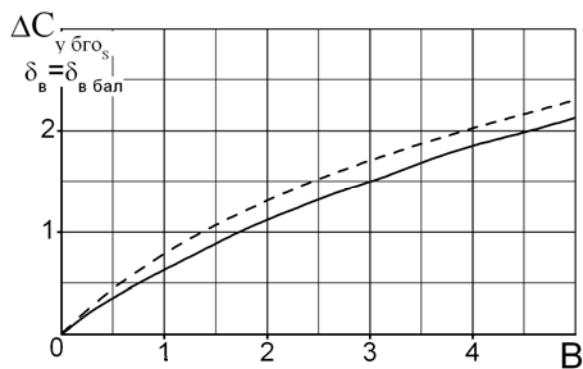


Рис. 11. Самолет № 2. Зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B = \delta_{\text{бал}}}} = f(B)$:

$$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \alpha = -\varphi_{\text{дв}} = 4^\circ$$

— по результатам летных испытаний самолета;
- - - по результатам испытаний маломасштабной модели самолета

Видно, что результаты испытаний маломасштабной модели самолета № 2 превышают результаты летных испытаний этого самолета, однако это превышение незначительно.

1.3. Сила лобового сопротивления

Формула для расчета коэффициента результирующей силы, представляющей собой сумму проекций всех сил, действующих на турбовинтовой самолет, на скоростную ось ОХ, при малых значениях коэффициента В и умеренных значениях угла отклонения однозвенных щелевых закрылков представлена в работе [2]:

$$C_{R_x} = C_{P_x} - C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} - C_{x_{\text{го}} \delta_B}, \quad (18)$$

где

$$C_{P_x} = \frac{P \cdot \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}})}{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{\text{кр}}}; \quad (19)$$

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} = C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}} + \frac{\partial C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}}{\partial C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2; \quad (20)$$

$$C_{x_{\text{го}} \delta_B} \approx C_{x_{\text{го}}} \cdot \quad (21)$$

На основе анализа имеющихся экспериментальных данных при больших значениях коэффициента В и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков для расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}}$ будем применять формулу

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}} = C_{x_{\delta_{\text{го}}} C_{y_{\delta_{\text{го}}} = 0}} (1 + \bar{S}_{\text{кр}} \cdot B), \quad (22)$$

полученную упрощением формулы, приведенной в работе [2].

Значения коэффициентов $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B} C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}}$ и $C_{x_{\text{го}}}$ будем полагать известными. Формула для расчета коэффициента C_{P_x} не требует апробации. Задача заключается в апробации формулы для расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}$.

На рис. 12 и 13 показаны результаты расчета коэффициента $C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}}$ крупномасштабной модели самолета № 1.

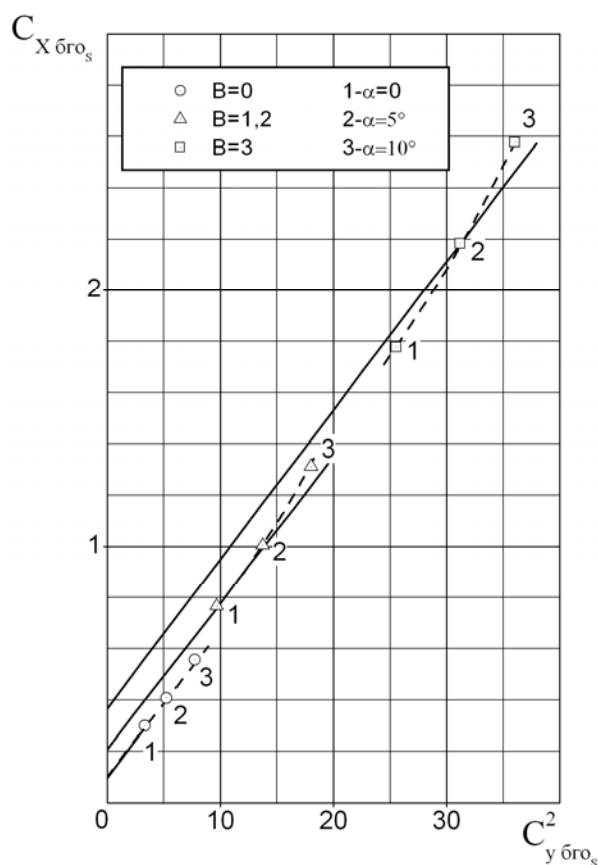


Рис. 12. Модель самолета № 1. Зависимость

$$C_{x_{\delta_{\text{го}} \delta_B}} = f(C_{y_{\delta_{\text{го}} \delta_B} = 0}^2); \delta_3 = 30-60^\circ;$$

— расчет;
- - - эксперимент

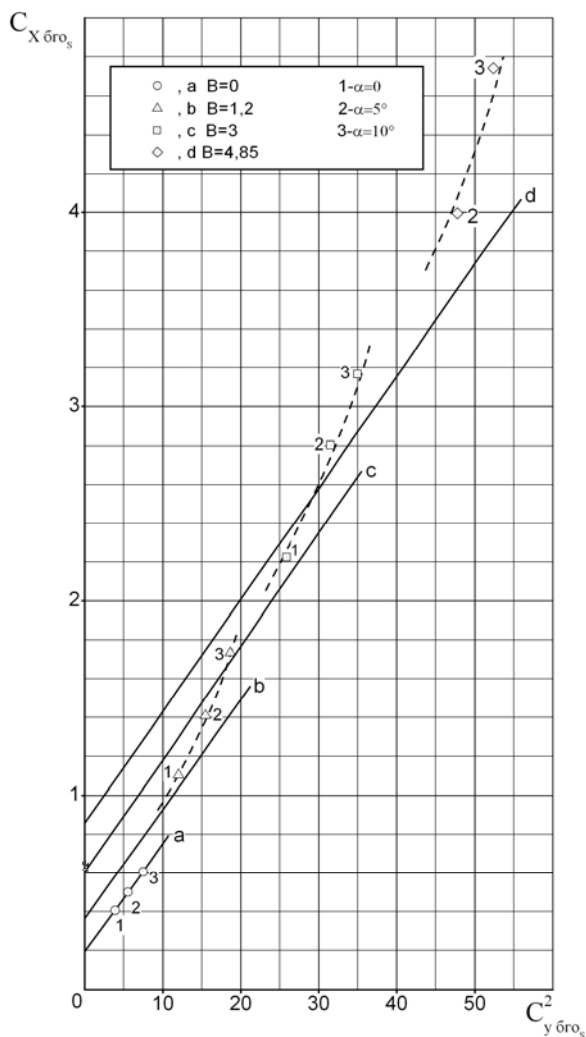


Рис. 13. Модель самолета № 1. Зависимость

$$C_{x_{бго_с}} = f\left(C_{y_{бго_с}}^2\right); \delta_3 = 40-80^\circ;$$

— расчет;

- - - эксперимент

На этих же рисунках показаны зависимости коэффициента $C_{x_{бго_с}}$, рассчитанные с использованием экспериментальных значений коэффициентов C_{P_x} и $C_{R_{x_{бго}}}$ из [4] по формуле

$$C_{x_{бго_с}} = C_{P_x} - C_{R_{x_{бго}}} \quad (23)$$

Видно, что результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента при $\delta_3 = 30-60^\circ$ и несколько отличаются от результатов эксперимента при $\delta_3 = 40-80^\circ$.

Таким образом, апробацию формулы (20) нельзя признать вполне удовлетворительной.

Попытаемся оценить приемлемость формулы

(20) для расчета коэффициента $C_{x_{бго_с}}$ в области больших значений коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, используя результаты летных испытаний самолета №2.

Аэродинамическая компоновка механизированного крыла самолета № 2 при $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ обеспечивает поворот струи воздушных винтов закрылками на угол $\theta_{3_{эф}} = 25^\circ$. У крупномасштабной модели самолета № 1 в конфигурации $\delta_3 = 30-60^\circ$ эффективный угол поворота струй воздушных винтов закрылками составляет $\theta_{3_{эф}} = 36^\circ$ и при таком значении угла $\theta_{3_{эф}}$ результаты расчета коэффициента $C_{x_{бго_с}}$ модели самолета № 1 по формуле (20) хорошо согласуются с результатами эксперимента (рис. 12).

В летных испытаниях силу лобового сопротивления самолета при известной тяге двигателей можно оценить, анализируя зависимости угла наклона траектории полета θ от скорости полета V при нескольких режимах работы двигателей. Апробацию формулы (20) попытаемся выполнить, сравнивая значения критерия устойчивости длиннопериодического движения самолета $\frac{d\theta}{dV}$, полученные путем графического дифференцирования экспериментальных зависимостей $\theta = f(V, \alpha_{руд})$, со значениями этого критерия, полученными расчетом для тех же условий летных испытаний. Если принять, что в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков сохраняет силу формула (20), то для расчета критерия $\frac{d\theta}{dV}$ можно использовать формулу, полученную в работе [7]:

$$\frac{d\theta}{dV} = -\frac{\rho V S_{кр}}{G} \left\{ C_{x_{бго}} C_{y_{бго}=0} - \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \cdot C_{y_{бго}}^2 \right\} < 0. \quad (24)$$

Результаты расчета, выполненные с помощью формулы (24) по методике, изложенной в [7], показаны на рис. 14.

Из этого рисунка следует, что при выдерживании заданного угла наклона траектории полета длиннопериодическое движение самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ неустойчиво во всем

допустимом в эксплуатации диапазоне углов атаки и режимов работы двигателей. Такой вывод согласуется с оценками летчиков, выполнявших летные испытания самолета № 2. Следовательно, формулы (20) и (24) могут быть использованы в области больших значений коэффициента B и угла отклонения закрылков δ_3 лишь для решения вопроса о том, является ли длиннопериодическое движение самолета устойчивым или неустойчивым.

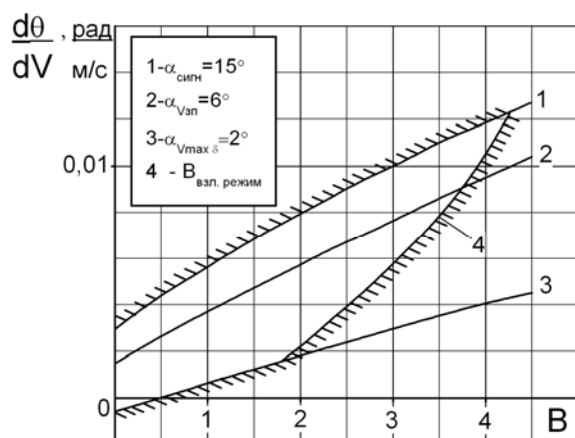


Рис. 14. Самолет № 2. Зависимость $\frac{d\theta}{dV} = f(B)$:
 $\delta_3 = 21-40-60^\circ$; $G/S=510 \text{ кг/м}^2$; $H=0$;

Так как продольное длиннопериодическое движение самолета № 2 при выдерживании заданного угла наклона траектории полета неустойчиво, то выдержать в летных испытаниях установившиеся режимы с постоянными значениями угла наклона траектории полета θ , скорости полета V и положения рычага управления двигателями $\alpha_{руд}$ оказалось невозможным. По этой причине при построении зависимостей $\theta = f(V)$ для различных режимов работы двигателей был получен неприемлемо большой разброс экспериментальных точек. В итоге апробация формулы (20) для расчета коэффициента $C_{x_{бгоs}}$ путем сравнения результатов расчета критерия $\frac{d\theta}{dV}$ по формуле (24) с результатами определения этого критерия по зависимостям $\theta = f(V, \alpha_{руд})$, полученным при летных испытаниях самолета № 2, оказалась невыполнимой. Необходимо отметить, что требования к величине критерия $\frac{d\theta}{dV}$ в нормах летной годности отсутствуют, поэтому можно ограничиться использованием формул (20) и (24) для решения вопроса о том, является ли длиннопериодическое

движение самолета устойчивым или неустойчивым. Если на этапе расчетов установлено, что продольное длиннопериодическое движение проектируемого самолета неустойчиво, то оценку приемлемости полученной степени неустойчивости должны дать летчики путем выполнения испытаний на исследовательско-пилотажном стенде. Они же могут выбрать, при необходимости, алгоритм работы автомата тяги, обеспечивающий положительные пилотажные оценки летчиков. В качестве начального значения частной производной тяги двигателей по скорости полета, фигурирующей в алгоритме работы автомата тяги, можно рекомендовать значение производной $P_{двиг}^V$, обеспечивающее выполнение неравенства

$$\frac{P_{двиг}^V}{G} - \frac{\rho V S_{кр}}{G} \left(C_{x_{бго}} - C_{y_{бго}=0} - \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \cdot C_{y_{бго}}^2 \right) < 0. \quad (25)$$

2. Степень продольной статической устойчивости

2.1. Степень продольной статической устойчивости по перегрузке

Формула для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке имеет вид [1]

$$\sigma_n = m_{R_z}^{C_{R_y}} + \Delta\sigma_n, \quad (26)$$

где

$$\Delta\sigma_n \approx -57,3^\circ C_{y_{го}}^{\alpha_{го}} \cdot \bar{S}_{го} \cdot \bar{L}_{го}^2 \frac{\rho g b_A S_{кр}}{2G}. \quad (27)$$

Получим формулу для расчета производной $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных целевых закрылков. Вначале получим формулу для частной производной $m_{R_z}^\alpha$. Для этого продифференцируем (10) по углу атаки α . Приняв, что частная производная $m_{R_z}^\alpha$ при $B=0$ выражается формулой [1]

$$m_{z_{бго}}^\alpha = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha_{кр}} \right) \cdot C_{y_{бго\delta_3=0}}^\alpha, \quad (28)$$

где $\bar{X}_{F_{\alpha_{кр}}} \approx \bar{X}_{F_{\alpha_{крs}}}$, после преобразований получим

$$m_{R_z}^{\alpha} = m_{N_z}^{\alpha} + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_{3s}}} \right) \cdot \left(C_{y_{\delta_{3=0}}}^{\alpha} + \Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} - C_{P_y}^{\alpha} - C_{N_y}^{\alpha} \right) + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_{3s}}} \right) \times \left(\Delta C_{R_{y_{\delta_{3 \neq 0}}}}^{\alpha} - \Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} \right) + m_{Z_{ст}}^{\varphi} \left(1 - \varepsilon^{C_{y_{\delta_{3=0}}}} \cdot C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} \right). \quad (29)$$

Формула для частной производной коэффициента результирующего момента тангажа самолета по коэффициенту его результирующей подъемной силы имеет следующий вид:

$$m_{R_z}^{C_{R_y}} = \frac{m_{R_z}^{\alpha}}{C_{R_y}^{\alpha}}. \quad (30)$$

При больших значениях коэффициента В и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно принять

$$C_{R_y}^{\alpha} = C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}. \quad (31)$$

Получим формулу для расчета частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$. Для этого продифференцируем по α выражение для $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}$ (1), в котором коэффициент $\Delta C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}$ описывается формулой (3).

Для выполнения операции дифференцирования представим графическую зависимость $\Delta C_y^{\alpha} = f(C_{\mu})$ [3] следующей аналитической зависимостью

$$\Delta C_y^{\alpha} = 2,5 C_{\mu} - 0,18 C_{\mu}^2. \quad (32)$$

При нахождении частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$ требуется определить производную синуса суммы углов $\theta_{3\text{эф}}$ и α по углу атаки α . Так как

$$\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha) = \sin \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha + \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \sin \alpha,$$

а угол $\theta_{3\text{эф}}$ есть величина постоянная, то

$$\frac{d}{d\alpha} [\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha)] = \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha - \sin \theta_{3\text{эф}} \cdot \sin \alpha.$$

В диапазоне $\theta_{3\text{эф}} = 0 \dots 30^\circ$ и $\alpha = 0 \dots 10^\circ$ можно принять

$$\frac{d}{d\alpha} [\sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha)] \approx \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha. \quad (33)$$

Дифференцируя (1) по α (в градусах) с учетом (3), (32) и (33), получим следующую формулу для частной производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$:

$$C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = C_{y_{\delta_{3=0}}}^{\alpha} + \frac{C_{\mu}}{57,3^\circ} \left[K_{\lambda, c, \ell_s} \times \times (2,5 - 0,18 C_{\mu}) + \cos \theta_{3\text{эф}} \cdot \cos \alpha (1 - K_{\lambda, c, \ell_s}) \right] + C_{N_y}^{\alpha}. \quad (34)$$

Результаты расчета зависимости

$C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = f(B)$, выполненные по формуле (34) для самолета № 2, показаны на рис. 15. Из этого рисунка следует, что градиент увеличения производной $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha}$ уменьшается с ростом коэффициента В, что, как следует из (30) и (31), существенно влияет на характер изменения производной $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ по коэффициенту В.

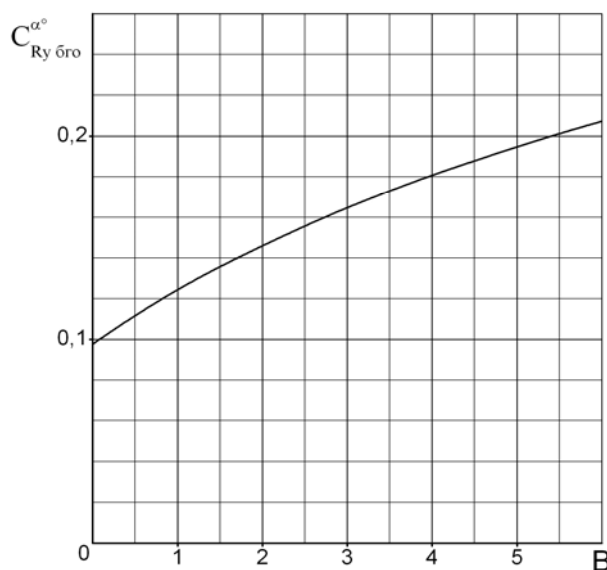


Рис. 15. Самолет № 2. Зависимость $C_{R_{y_{\delta_{3=0}}}}^{\alpha} = f(B)$:

$$\delta_3 = 21-40-60^\circ; \alpha = 5^\circ$$

Формулу (30) с учетом формул (29), (31) и (34) можно привести к следующему виду:

$$m_{R_z}^{C_{R_y}} \approx m_{N_z}^{C_{R_y}} + m_{Z_{\delta_{3=0}}}^{C_{R_y}} + \Delta m_{Z_{\delta_{3 \neq 0}}}^{C_{R_y}} + m_{Z_{\delta_{3=0}}}^{C_{R_y}}, \quad (35)$$

где

$$m_{N_z}^{C_{R_y}} = \frac{m_{N_z}^{\alpha}}{C_{R_{y\delta_{\text{го}}}}^{\alpha}}; \quad (36)$$

$$m_{z_{\delta_{\text{го}}\delta_3=0}}^{C_{R_y}} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha_{\text{кps}}} \right) \times \frac{C_{y\delta_{\text{го}}\delta_3=0}^{\alpha} + \Delta C_{R_{y\delta_{\text{го}}\delta_3=0}}^{\alpha} - C_{P_y}^{\alpha} - C_{N_y}^{\alpha}}{C_{R_{y\delta_{\text{го}}}}^{\alpha}}; \quad (37)$$

$$\Delta m_{z_{\delta_{\text{го}}\delta_3 \neq 0}}^{C_{R_y}} = \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\delta_3} \right) \times \frac{\Delta C_{R_{y\delta_{\text{го}}\delta_3 \neq 0}}^{\alpha} - \Delta C_{R_{y\delta_{\text{го}}\delta_3=0}}^{\alpha}}{C_{R_{y\delta_{\text{го}}}}^{\alpha}}; \quad (38)$$

$$m_{z_{\delta_{\text{го}}}}^{C_{R_y}} = m_{z_{\text{ст}}}^{\varphi} \left(\frac{1}{C_{R_{y\delta_{\text{го}}}}^{\alpha}} - \varepsilon^{C_{y\delta_{\text{го}}}} \right). \quad (39)$$

На рис. 16 показана зависимость производной $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ от коэффициента В, рассчитанная по формуле (35) для самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ при $\bar{X}_T = 0,19$.

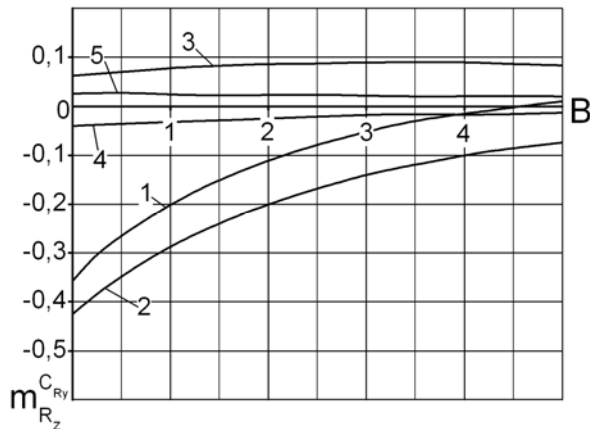


Рис. 16. Самолет № 2. Зависимости $m_{R_z}^{C_{R_y}}$ и ее составляющих от коэффициента В: $\delta_3 = 21-40-60^\circ$;

$\bar{X}_T = 0,19$; 1- $m_{R_z}^{C_{R_y}}$; 2- $m_{z_{\delta_{\text{го}}}}^{C_{R_y}}$; 3- $m_{N_z}^{C_{R_y}}$; 4- $\Delta m_{z_{\delta_{\text{го}}\delta_3 \neq 0}}^{C_{R_y}}$; 5- $m_{z_{\delta_{\text{го}}\delta_3=0}}^{C_{R_y}}$

На этом же рисунке показаны составляющие (36)...(39), входящие в формулу (35). Из рисунка 16 следует, что при малых ($B < 1$) и средних ($B = 1 \dots 3$) значениях коэффициента В основную роль играет слагаемое (39), определяющее вклад горизонтально-

тойчивости самолета. Вследствие того, что величина частной производной $C_{R_{y\delta_{\text{го}}}}^{\alpha}$ с ростом коэффициента В возрастает нелинейно, то и вклад горизонтального оперения в создание продольной статической устойчивости самолета снижается нелинейно. Благодаря такому нелинейному снижению горизонтальное оперение продолжает вносить вклад в создание продольной статической устойчивости турбовинтового самолета до больших значений коэффициента В.

Апробацию формулы (26) выполним, сравнив результаты определения степени продольной статической устойчивости по перегрузке самолета № 2 в летных испытаниях с результатами расчета по формуле (26) в условиях этих летных испытаний.

На рис. 17 показаны точки, полученные расчетом по формуле

$$\sigma_n = -\frac{1}{C_{y_{\Gamma, \Pi}}} m_{z_{\delta_{\text{го}}}}^{\delta_B} \cdot \delta_B^{n_y}. \quad (40)$$

В расчете по формуле (40) значения производной $\delta_B^{n_y}$ определялись по балансировочным кривым $\delta_B = f(n_y)$, полученным при летных испытаниях самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ с центровкой $\bar{X}_T = 0,29$ при двух режимах работы двигателей. На этом же рисунке показаны зависимости $m_{R_z}^{C_{R_y}}$, σ_n , $\Delta \sigma_n = f(B)$, рассчитанные по формулам (35), (26) и (27). Видно, что результаты расчета степени продольной статической устойчивости по перегрузке σ_n близки к результатам летных испытаний.

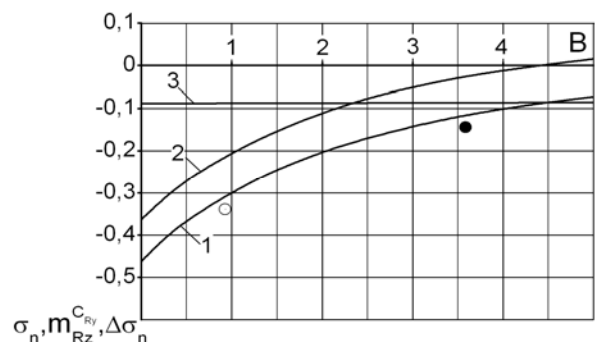


Рис. 17. Самолет № 2. Зависимости σ_n , $m_{R_z}^{C_{R_y}}$,

$\Delta \sigma_n = f(B)$: $\delta_3 = 21-40-60^\circ$; $\bar{X}_T = 0,29$;

— расчет; 1- σ_n ; 2- $m_{R_z}^{C_{R_y}}$; 3- $\Delta \sigma_n$;

○ ● σ_n - летные испытания;

○ $\alpha_{\text{руд}} = 49^\circ$; ● $\alpha_{\text{руд}} = 101^\circ$

2.2. Степень продольной статической устойчивости по скорости полета

Формула для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по скорости полета имеет вид [1]

$$\sigma_V = m_{R_z}^{C_{R_y}} + \Delta\sigma_V, \quad (41)$$

где

$$\Delta\sigma_V = m_{R_z}^B \frac{S_{кр} \cdot P_B}{G \cdot F_B}. \quad (42)$$

Получим формулу для расчета частной производной $m_{R_z}^B$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Для этого продифференцируем (10) по коэффициенту B , используя (12) и, учитывая, что эффективность руля высоты не зависит от коэффициента B ($K_s = 1$), а слагаемыми $m_{N_z}^B$ и

$$\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\alpha_{крs}}} \right) \left(\Delta C_{R_y \delta_3=0}^\alpha - C_{P_y}^\alpha - C_{N_y}^\alpha \right) \quad \text{можно}$$

пренебречь, получим

$$\begin{aligned} m_{R_z}^B &= m_{P_z}^B + \left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) \times \\ &\times \left(\Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B - \Delta C_{R_y \delta_3=0}^B \right) - \\ &- m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y_{бго}}} \cdot C_{R_y \delta_3=0}^B. \end{aligned} \quad (43)$$

При больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков величиной производной $\Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B$ можно пренебречь по сравнению с

величиной производной $\Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B$. Тогда, учитывая,

что $C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B = \Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B$, получим

$$\begin{aligned} m_{R_z \delta_3 \neq 0}^B &\approx m_{P_z}^B + \Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B \times \\ &\times \left[\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) - m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y_{бго}}} \right]. \end{aligned} \quad (44)$$

Подставив (44) в (42), получим приближенную формулу для расчета коэффициента $\Delta\sigma_V$ при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков:

$$\begin{aligned} \Delta\sigma_V &= \left\{ m_{P_z}^B + \Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B \left[\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3s}} \right) - \right. \right. \\ &\left. \left. - m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y_{бго}}} \right] \right\} \frac{S_{кр} \cdot P_B}{G \cdot F_B}. \end{aligned} \quad (45)$$

Получим формулу для расчета частной производной $\Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B$ при больших значениях коэф-

фициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Для этого зависимость $\Delta C_y^B = f(C_\mu)$ (рис. 3) представим следующей формулой, работающей в диапазоне изменения коэффициента C_μ от 0 до 4:

$$\Delta C_y^B = 2,85 C_\mu - 0,325 C_\mu^2. \quad (46)$$

Так как

$$\Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B = \Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^{C_\mu} \cdot C_\mu^B, \quad (47)$$

где

$$C_\mu^B = K_\theta \cdot \frac{iF_B}{S_{крs}}, \quad (48)$$

то, продифференцировав выражение (3) по C_μ с учетом (32) и (46) и подставив его в (47), получим:

$$\begin{aligned} \Delta C_{R_y \delta_3 \neq 0}^B &= C_\mu^B \left\{ \left[(2,85 - 0,325 C_\mu) \sin \theta_{3\text{эф}} + \right. \right. \\ &+ (2,35 - 0,26 C_\mu) \frac{\alpha^\circ}{57,3^\circ} \left. \right] K_{\lambda, c, \ell_s} + \\ &+ \sin(\theta_{3\text{эф}} + \alpha) (1 - K_{\lambda, c, \ell_s}) \left. \right\}. \end{aligned} \quad (49)$$

Таким образом, степень продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по скорости полета при больших значениях коэффициента B и больших значениях угла отклонения многозвенных щелевых закрылков можно рассчитать по формуле (41), рассчитав коэффициент $m_{R_z \delta_3 \neq 0}^{C_{R_y \delta_3 \neq 0}}$ по формуле (35), а коэффициент $\Delta\sigma_V$ по формуле (45) с использованием формулы (49).

Апробацию формулы (41) выполним, сравнив результаты определения степени продольной статической устойчивости σ_V самолета №2 в летных испытаниях с результатами расчета по формуле (41) для тех же условий летных испытаний.

На рис. 18 показаны точки, полученные расчетом по формуле

$$\sigma_V = \frac{V_i}{2C_{y_{г.п}}} m_z^{\delta_B} \frac{d\delta_B}{dV_i}. \quad (50)$$

В расчете по этой формуле значения производной $\frac{d\delta_B}{dV_i}$ определялись по балансировочным кривым $\delta_B = f(V_i)$, полученным в летных испытаниях самолета № 2 в конфигурации $\delta_3 = 21-40-60^\circ$ с центровкой $\bar{X}_T = 0,29$ при двух режимах работы двигателей (рис. 9). На этом же рисунке показаны характеристики $m_{R_z}^{C_{R_y}}$, σ_V и $\Delta\sigma_V$, рассчитанные для самолета № 2 по формулам (35), (41) и (45). Видно, что результаты расчета степени продольной статической устойчивости по скорости полета σ_V близки к результатам летных испытаний.

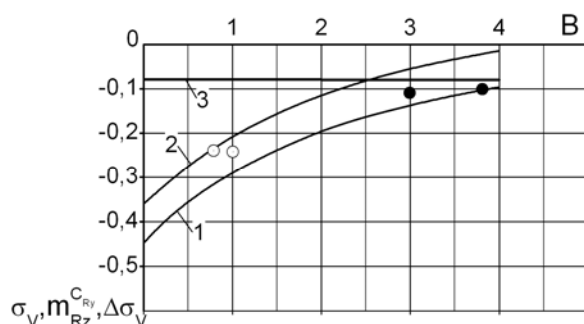


Рис. 18. Самолет № 2. Зависимости $\sigma_V, m_{R_z}^{C_{R_y}}, \Delta\sigma_V = f(B)$;

$\Delta\sigma_V = f(B) : \delta_3 = 21-40-60^\circ; \bar{X}_T = 0,29$;
 — расчет; 1- σ_V ; 2- $m_{R_z}^{C_{R_y}}$; 3- $\Delta\sigma_V$;
 ○ ● σ_V - летные испытания;
 ○ $\alpha_{руД} = 49^\circ$; ● $\alpha_{руД} = 101^\circ$

Обращает на себя внимание полученная расчетом слабая зависимость характеристики $\Delta\sigma_V$ от коэффициента В, что свидетельствует о доминирующей роли постоянного слагаемого

$$m_{P_z}^B = -\frac{iF_B}{S_{кр_s}} \frac{Y_B}{b_A}, \quad (51)$$

стоящего в фигурных скобках формулы (45). Доминирующая роль этого слагаемого объясняется тем, что у самолета № 2 величина $\left(\bar{X}_T - \bar{X}_{F_{\delta_3}}\right)$ близка к

величине $m_z^{\varphi_{ст}} \cdot \varepsilon^{C_{y_{бго}}}$, поэтому возрастание пикирующего момента от отклонения закрылков при увеличении коэффициента В компенсируется возрастанием кабрирующего момента от увеличения угла скоса потока при увеличении коэффициента В.

Выводы

1. Формулы [3] для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на подъемную силу и момент тангажа самолета применимы в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков при использовании уточненной по экспериментальным данным зависимости приращения производной коэффициента подъемной силы профиля крыла с реактивным закрылком по углу отклонения закрылка от коэффициента импульса струи воздушных винтов.

2. Формулу [2] для расчета влияния обдува механизированного крыла струей воздушных винтов на силу лобового сопротивления самолета можно использовать для решения вопроса о том, является ли устойчивым продольное длиннопериодическое движение турбовинтового самолета в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

3. Получены формулы, пригодные для расчета степени продольной статической устойчивости турбовинтового самолета по перегрузке и скорости полета в области больших значений коэффициента В и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков.

Литература

1. Пустовойтов, В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Аэродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“*. – Вып. 2. – Х., 2006. – С. 142-160.
2. Пустовойтов, В.П. Влияние турбовинтовых двигателей на силу сопротивления самолета и статическую силовую устойчивость самолета по скорости полета [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3(50). – С. 30-36.
3. Пустовойтов, В.П. Приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на момент тангажа и подъемную силу самолета-высокоплана при больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6(42). – С. 5-13

4. Page, V. Robert. *Large-scale wind-tunnel tests of a deflected slipstream STOL model with wings of various aspect ratios* [Text] / V. Robert Page, Stanley O. Dickinson, Wallace H. Deckert // *NASA technical note; D-4448*. – Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration; Springfield, VA: For sale by the Clearinghouse for Federal Scientific and Technical Information, 1968. – 53 p.

5. Page, V. Robert. *Stability and control characteristics of a large-scale deflected slipstream STOL model with a wing of 5.7 aspect ratio* [Text] / V. Robert Page, Thomas N. Aiken // *NASA technical note; D-6393*. – Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1971. – 62 p.

6. Золотко, Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов [Текст] // *Труды ЦАГИ*. – 1973. – Вып. 1452. – С. 12-26.

7. Пустовойтов, В.П. Устойчивость длинно-периодического движения турбовинтового регионального самолета при выдерживании летчиком заданного угла наклона траектории полета [Текст] / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 5 (92). – С. 75–80.

Поступила в редакцию 26.12.2012, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков.

ПОЗДОВЖНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ І ПОЗДОВЖНЯ СТАТИЧНА СТІЙКІСТЬ ТУРБОГВИНТОВОГО ЛІТАКА ПРИ ВЕЛИКИХ ЗНАЧЕННЯХ КОЕФІЦІЄНТА НАВАНТАЖЕННЯ НА ПЛОЩУ, ЩО ОМІТАЄТЬСЯ ПОВІТРЯНИМ ГВИНТОМ, І ВЕЛИКИХ ЗНАЧЕННЯХ КУТА ВІДХИЛЕННЯ БАГАТОЛАНКОВИХ ЩІЛИННИХ ЗАКРИЛКІВ

В.П. Пустовойтов

Викладається апробація формул для розрахунку впливу обдування механізованого крила струменем повітряних гвинтів на підймальну силу, момент тангажу і силу лобового опору турбогвинтового літака в області великих значень коефіцієнта навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, і великих значень кута відхилення багатоланкових щілинних закрилків. Викладається виведення формул для розрахунку ступеня поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню і розрахунку ступеня поздовжньої статичної стійкості по швидкості польоту у вказаній області режимів польоту і апробація цих формул.

Ключові слова: літак, турбогвинтовий двигун, навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, кут відхилення багатоланкових щілинних закрилків, обдування механізованого крила струменем повітряних гвинтів, підймальна сила, момент тангажу, сила лобового опору, ступінь поздовжньої статичної стійкості.

LONGITUDINAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND STATIC LONGITUDINAL STABILITY OF TURBOPROP AIRCRAFT AT HIGH VALUES OF PROPELLER DISC LOADING COEFFICIENT AND HIGH VALUES OF MULTI-SEGMENT SLOTTED FLAP DEFLECTION ANGLE

V.P. Pustovoytov

The paper describes appraisal of the formulae used for analysis of the effect of propeller slipstream blowing of the wing equipped with high-lift devices on lift, pitching moment, and drag of a turboprop aircraft in the region of high values of propeller disc loading and high values of multi-segment slotted flap deflection angle. The paper describes the development of formulae for calculation of the degree of static longitudinal maneuvering stability and stability with speed in the said flight envelope, and presents the appraisal of the formulae.

Key words: aircraft, turboprop engine, propeller disc loading, multi-segment flap deflection angle, propeller slipstream blowing of wing equipped with high-lift devices, lift, pitching moment, drag force, degree of static longitudinal stability.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, ведущий конструктор, Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com

УДК 539.4:517.958:629.7.02

С.А. ХАЛИЛОВ, В.Б. МИНТЮК, Д.А. ТКАЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПОСТРОЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИБЛИЖЁННОГО АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ БИГАРМОНИЧЕСКОЙ ПРОБЛЕМЫ В ПРЯМОУГОЛЬНИКЕ ПРИ ОДНОРОДНЫХ ГЛАВНЫХ КРАЕВЫХ УСЛОВИЯХ

Исходя из свойства квазиортогональности в энергетической метрике бигармонического оператора системы функций, предложенной авторами, построено приближённое аналитическое решение поставленной краевой задачи. Выполнено полное исследование точности и сходимости полученного решения в различных метриках. Важные поточечные оценки решения и его производных до второго порядка включительно, представленные в виде подробных таблиц и графиков, позволяют сделать вывод о высокой его точности, согласованной с точностью математической модели тонких жестких пластин. Полученные решения дают возможность проектировщику многократно и оперативно применять их в инженерных расчётах.

Ключевые слова: энергетическое пространство положительно определённого оператора, квазиортогональность в энергетической метрике, приближённое аналитическое решение, сходимость по энергии, поточечная сходимость, точность.

Введение

Точное решение рассматриваемой проблемы до сих пор не получено. Приближённые же решения, полученные на основе различных подходов, не обладают требуемой точностью, устойчивостью, как процедур численного анализа, так и самих решений, а их сходимость и эффективность вычислений остаются желать лучшего.

В предыдущей работе авторов [1], естественным продолжением которой является данная работа, получены решения «жёсткой» задачи для бигармонического оператора в прямоугольнике способом сведения к бесконечной системе алгебраических уравнений, а также вариационным методом с привлечением различных систем координатных функций (базисов).

Эти решения сопоставлялись в плане точности и сходимости между собой и с результатами, полученными по методу конечного элемента (МКЭ). Было показано, что наихудшими свойствами матрицы линейных алгебраических уравнений (матрицы Грама) обладают базисы Даревского-Шаринова и МКЭ (рис. 1 работы [1]). Что касается четырёх других базисов, то с вычислительной точки зрения лучшими представляются базисы, предложенные в работах [2, 3]. Поскольку эти базисы являются полиномиальными, то решения, доставляемые ими, полностью совпадают в любом приближении, а их точность несколько превосходит точность решений, приведенных в широко известной монографии [4].

Одна из важнейших задач - обеспечение стремления невязки к нулю. Этот вопрос был исследован в работе [1] с использованием базисов работ [2, 3], и

было показано, что относительная невязка при приближении к угловым токам составляет менее 1,2%, а в областях, удалённых от угловых точек, она практически обращается в нуль (рис. 6 работы [1]). Это несомненное достоинство указанных базисов.

К данной краевой задаче редуцируются неоднородные краевые задачи при произвольных краевых условиях: плоская задача теории упругости при произвольной корректно заданной системе напряжений на границе и задача изгиба при произвольной системе заданных на границе перемещений и углов поворота.

Здесь ставится задача построения и исследования аналитических решений указанных выше задач, которые способствуют созданию эффективных подходов к анализу тонкостенных пространственных систем, состоящих из гладких и подкреплённых пластин, работающих в условиях обобщенного плоского напряжённого состояния и изгиба.

Один из таких подходов, опирающийся на метод сопряжения конструктивных элементов, разработан в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» и широко используется авторами и сотрудниками, а также в Государственном предприятии «Антонов». Разработанные методы и алгоритмы позволяют многократно проводить численные эксперименты на стадии проектирования, а также дать окончательное заключение о рациональности (прочности, устойчивости, собственных частотах, ресурсе, надёжности и т.д.) силовых схем конструкций аэрокосмической техники.

При решении задач прямыми методами матрица Грама линейно независимой полной системы координатных функций строится в энергетической

метрике H_A положительно определённого оператора A , каковым является оператор рассматриваемой задачи. Следует отметить, что матрица Грама, построенная по базису работы [2], имеет диагональное преобладание, а по базису работы [3] – является ленточной (одно из достоинств МКЭ здесь исчезает).

Обратимся к проблеме построения базиса, обладающего требуемыми свойствами. Пусть в некоторой открытой области Ω с липпшецевой границей Γ ищется решение краевой задачи с положительно определённым оператором A

$$Au = f \text{ в } \Omega, \quad Bu = \varphi \text{ на } \Gamma,$$

где A и B – некоторые матричные дифференциальные операторы (причём A – положительно определённый), f и φ – заданные вектор-функции, такие, что обозначенная выше краевая задача корректна и разрешима единственным образом, u – искомая вектор-функция. Энергетическое пространство оператора A обозначим через H_A . В этом пространстве введём энергетическое произведение $[u, v]$ и энергетическую норму $\|u\|$ (здесь элементы $u, v \in H_A$)

$$[u, v] \equiv (Au, v) = (Av, u), \quad u \in H_A, \quad v \in H_A, \quad (1)$$

$$[u, u] = (Au, u) \equiv \|u\|^2, \quad (2)$$

где (u, v) – скалярное произведение в гильбертовом пространстве $L_2(\Omega)$

$$(u, v) = \int_{\Omega} u^T v d\Omega.$$

В рассматриваемой задаче u – скалярная функция двух вещественных переменных, $f \in L_2(\Omega)$ (это условие можно ослабить), A – двумерный бигармонический оператор, B – оператор, задающий главные краевые условия, $\varphi \equiv 0$, Ω – область, занятая прямоугольником. Тогда

$H_A(\Omega) \equiv W_2^2(\Omega)$ – пространство С.Л. Соболева, состоящее из функций, интегрируемых в Ω с квадратом вплоть до вторых частных производных включительно и обращающихся в нуль вместе с производной по нормали на границе Γ .

Точное решение этой задачи не получено по сей день, поэтому целесообразно её решать прямыми методами математической физики (Релея-Ритца, Бубнова-Галёркина и др.). Качество подобных приближённых решений (устойчивость, сходимости, точность и стремление невязки к нулю) определяется удачным назначением системы координатных функций, которые должны удовлетворять известным требованиям.

Если выполнены обязательные условия линейной независимости и полноты системы координатных функций в H_A , то из этой исходной системы можно путём ортогонализации в метрике H_A по Грама-Сонину-Шмидту получить новый базис, удовлетворяющий всем требованиям к нему. Однако процедура ортогонализации, как известно, является неустойчивой и требует значительных затрат времени. Более того, с увеличением числа элементов базиса они становятся весьма близкими к линейно зависимым. Поэтому от такого пути приходится отказаться.

Следовательно, для получения диагональной матрицы Грама требуется ортогональность в $L_2(\Omega)$ как самих функций, так и их производных до некоторого порядка K относительно одной и той же весовой функции $\rho_k \equiv 1$, $k = 0, 1, 2, \dots, K$. А таких систем функций, кроме тригонометрической системы, не существует в классе непрерывных и непрерывно дифференцируемых функций до некоторого требуемого порядка (в зависимости от порядка оператора A). И вот почему.

В конце XIX столетия перед математиками – специалистами по теории функций вещественной переменной стал вопрос [5, Дополнения Я.Л. Геронимуса]: «...существуют ли ортогональные многочлены, производные которых любого порядка $k = 0, 1, 2, \dots$ также ортогональны?», при этом веса $\rho_k(x)$ не оговаривались.

В 1887 г. будущий академик Петербургской академии наук (с 1894 г.) Николай Яковлевич Сонин доказал теорему [5, Дополнения Я.Л. Геронимуса], которая утверждала, что такими многочленами могут быть только классические ортогональные многочлены, при этом оказалось, что весовые функции $\rho_k(x)$ различны при различных k .

Классическими ортогональными многочленами являются общие многочлены Якоби $P_n^{(\alpha, \beta)}(x)$, $\alpha > -1$, $\beta > -1$, $x \in [-1, 1]$ ортогональные с весом $\rho_0(x) = (1-x)^\alpha \cdot (1+x)^\beta$; многочлены Чебышёва-Лагерра $L_n(x, \alpha)$, $x \in (0; \infty)$, $\alpha > -1$ и многочлены Эрмита $E_n(x)$, $x \in (-\infty; \infty)$. Частные случаи многочленов Якоби – многочлены Чебышёва первого рода $\left(\alpha = \beta = -\frac{1}{2}\right)$, многочлены Чебышёва второго рода $\left(\alpha = \beta = \frac{1}{2}\right)$ и многочлены Лежандра $(\alpha = \beta = 0)$. Так, для общих многочленов Якоби весовая функция $\rho_k(x)$ имеет вид [6]

$$\rho_k(x) = (1-x)^{\alpha+k} (1+x)^{\beta+k}. \quad (3)$$

Таким образом, получить диагональную матрицу Грама без процедуры ортогонализации в H_A невозможно.

Более общий вопрос, поставленный в первой половине XX века академиком АН СССР Николаем Николаевичем Лузиным [5, Дополнения Я. Л. Геронимуса]: «...выяснить, существуют ли, кроме тригонометрической системы, ортогональные системы функций, производные которых также образуют ортогональную систему». Этот вопрос, к сожалению, по сей день не нашел ответа.

Пусть область Ω является декартовым произведением одномерных областей

$$\omega_i = \{x_i : a_i < x_i < b_i\},$$

и пусть в каждой области ω_i существует множество систем ортогональных в $L_2(\omega_i)$ функций и задано некоторое число $\varepsilon > 0$. Поставим задачу: среди оговоренных систем функций выбрать такую систему, чтобы выполнялись неравенства

$$\int_{\omega_i} \varphi_m^{(k)}(x) \varphi_n^{(k)}(x) dx \leq \varepsilon, \quad k=1, 2 \dots K, \quad (4)$$

при как можно меньших значениях ε .

Производные от этих функций до K -го порядка назовём **квазиортогональными**. В нашем случае $K=2$ (этим случаем и ограничимся), а область Ω есть декартово произведение областей $\omega_1(-1,1)$, $\omega_2(-1,1)$:

$$\Omega = \{(x, y) : -1 < x < 1, -1 < y < 1\} = \omega_1 \{x : -1 < x < 1\} \times \omega_2 \{y : -1 < y < 1\}. \quad (5)$$

Составим из функций $\varphi_m(x) \in \omega_1$ и $\psi_n(y) \in \omega_2$ функцию $\gamma_{mn}(x, y) = \varphi_m(x) \cdot \psi_n(y)$. Тогда функции $\gamma_{mn}(x, y)$ будут квазиортогональными в оговорённом выше смысле в энергетическом пространстве H_A оператора A . Введенное понятие квазиортогональности означает, что влиянием недиагональных членов матрицы Грама на решение системы линейных алгебраических уравнений можно пренебречь. Погрешность такого допущения можно исследовать только путём численного эксперимента для рассматриваемого класса задач. Подробному исследованию этого вопроса и посвящена настоящая работа.

1. Постановка задачи и приближённое аналитическое решение

Как и ранее [1], рассматривается краевая задача в прямоугольной области

$$\Omega = \{(x, y) : -1 < x < 1; -1 < y < 1\},$$

описываемая дифференциальным уравнением

$$Aw = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2\lambda^2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \lambda^4 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \frac{qa^4}{D} \quad (6)$$

при однородных краевых условиях

$$w = \frac{\partial w}{\partial n} = 0 \quad \text{на } \Gamma, \quad (7)$$

где $w(x, y)$ – функция прогиба пластины;

n – нормаль к границе Γ ;

$\lambda = a/b$; $2a, 2b$ – размеры пластины в плане;

$q(x, y)$ – функция давления из класса $L_2(\Omega)$;

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \quad \text{– цилиндрическая жёсткость пла-}$$

стины постоянной толщины h ;

E, ν – модуль упругости и коэффициент Пуассона материала пластины соответственно.

На основе сказанного об ортогональности производных некоторой ортогональной системы функций зададимся вопросом: нельзя ли сконструировать такую полную в $L_2(-1,1)$ и ортонормированную с единичным весом систему функций, производные которой до заданного порядка k были бы приближённо ортогональны с тем же единичным весом? Если это так, то можно построить, хотя и приближённое в указанном выше смысле, но аналитическое решение краевой задачи (6) – (7). Было обнаружено [2], что такие системы функций всё-таки существуют. Это функции $H_n^{(\alpha=1)}(x)$ [2], которые в дальнейшем обозначаются просто $H_n(x)$, $n=0,1,2,\dots$. Для подтверждения сказанного ниже приводятся графики первых десяти функций $H_n(x)$ (рис. 1) и их первых (рис. 2) и вторых (рис. 3) производных.

Нетрудно заметить, что сами функции $H_n(x)$ и их первая и вторая производные обладают теми же основными свойствами, что и классические ортогональные многочлены (например, многочлены Лежандра), а именно:

– функции с чётными индексами и их производные четного порядка являются чётными, производные же нечётного порядка – нечётными; и наоборот: функции с нечётными индексами и их производные четного порядка являются нечётными, производные же нечётного порядка – чётными;

– число нулей этих функций в открытой области $(-1,1)$ в точности совпадает с их порядком n , число нулей производных этих функций всякий раз увеличивается на единицу;

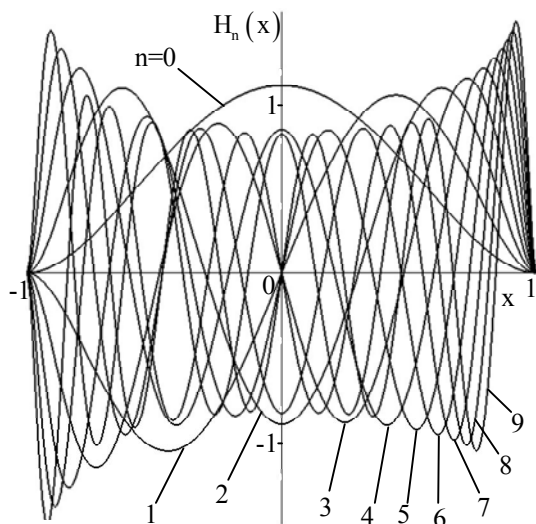


Рис. 1. Ортонормированные функции $H_n(x)$

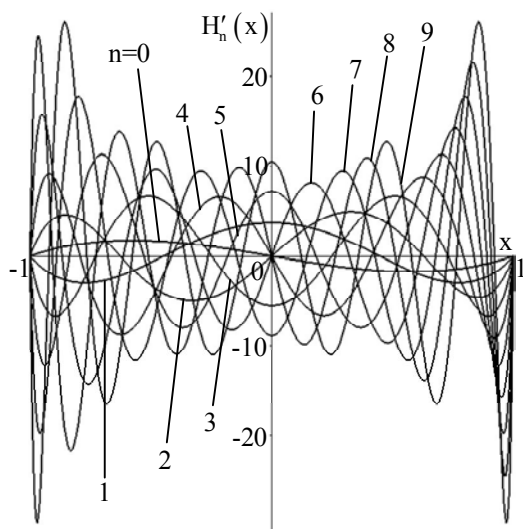


Рис. 2. Первые производные функций $H_n(x)$

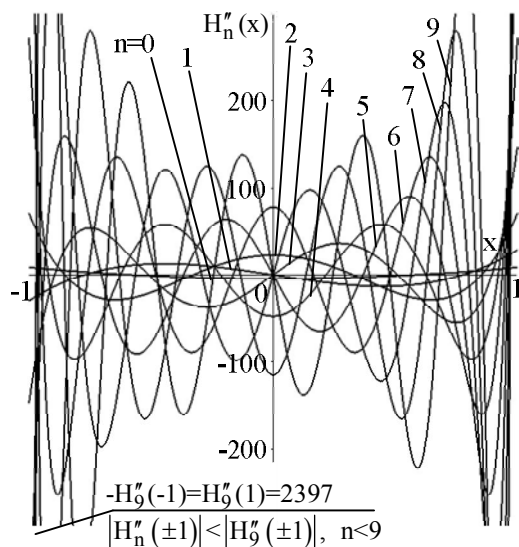


Рис. 3. Вторые производные функций $H_n(x)$

– нули функций и их первых и вторых производных перемежаются и сгущаются к концам отрезка ортогональности;

– между двумя соседними нулями функций, их первых и вторых производных имеет место экстремум.

Отсюда следует, что функции $H_n(x)$ и их первые и вторые производные обладают такими же хорошими аппроксимативными свойствами, как и классические ортогональные многочлены, хотя сами функции к последним не относятся.

Исходя из сказанного можно заключить, что ответ на поставленный вопрос – положительный, используем это для дальнейшего исследования.

Из краевой задачи (6) – (7) следует интегральное тождество

$$(Aw, v) - (q^*, v) \equiv 0, \quad (8)$$

$$\text{где } q^* = \frac{qa^4}{D}.$$

В тождестве (8) $w \in W_2^0(\Omega)$, $v \in W_2^0(\Omega)$, (Aw, v) – энергетическое произведение в $H_A(\Omega)$, (q^*, v) – скалярное произведение в $L_2(\Omega)$, $W_2^0(\Omega)$ – пространство С.Л. Соболева, элементы которого удовлетворяют условиям (7).

Конкретно

$$(Aw, v) = \int_{\Omega} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + 2\lambda^2 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} + \lambda^4 \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) d\Omega \equiv [w, v], \quad (9)$$

$$(q^*, v) = \int_{\Omega} q^* v d\Omega.$$

При $v = w$ первое равенство из (9) определяет квадрат нормы функции w в H_A . Эта величина пропорциональна потенциальной энергии деформирования в задаче изгиба пластин (w – функция прогиба) и в плоской задаче теории упругости (w – функция напряжений).

Решение краевой задачи (6) – (7) будем искать в виде

$$\sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} A_{mn} H_m(x) H_n(y), \quad (10)$$

$$H_m(x) H_n(y) \in W_2^0(\Omega).$$

В тождестве (8) положим $w = H_m(x) H_n(y)$, $v = H_i(x) H_j(y)$, в результате чего после интегрирования по частям с учётом краевых условий (7)

получим

$$(Aw, v) = (H'_i H'_j) \delta_{ij} + 2\lambda^2 (H'_i H'_j) (H'_n H'_j) + \lambda^4 (H''_n H''_j) \delta_{mi}, \quad (11)$$

здесь $m, n, i, j = 0, 1, 2, \dots$, δ_{kl} – символ Кронекера.

Известно [2], что первые и вторые производные функции H_n квазиортогональны в $L_2(-1, 1)$. Тогда

$$(Aw, v) = 0, \\ (Aw, w) = \|H''_m\|^2 + 2\lambda^2 \|H'_m\|^2 \|H'_n\|^2 + \lambda^4 \|H''_n\|^2 \equiv \|w\|^2, \quad (12)$$

и матрица Грама полной линейно независимой системы $\varphi_{mn}(x, y) \equiv H_m(x)H_n(y) \in H_A(\Omega)$ является диагональной.

С учётом этого положения можно записать приближённое аналитическое решение краевой задачи (6) – (7)

$$w(x, y) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} A_{mn} \varphi_{mn}(x, y) = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 q a^4 \varphi_{mn}(x, y) dx dy \\ = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{D \| \varphi_{mn}(x, y) \|^2} \varphi_{mn}(x, y). \quad (13)$$

Таким образом, равенством (13) даётся приближённое, но аналитическое решение поставленной краевой задачи.

Точное решение при краевых условиях $w = \frac{\partial^2 w}{\partial n^2} = 0$ получено в двойных тригонометрических рядах и известно как решение Навье, которое соответствует условиям свободного опирания пластины по её границе (единственный «счастливый» случай). Решение же (13) в терминах задачи изгиба пластин отвечает полному защемлению пластины по границе, поэтому такое решение может быть названо решением типа Навье.

В равенстве (13) присутствуют интегралы в числителе и знаменателе дроби, а также функции H_n . Ниже приводятся точные формулы для вычисления этих интегралов [7]:

$$H_n(x) = (1-x^2)^{\frac{r}{2}} \cdot \sum_{m=0}^r A_{nm} \cdot x^{n-2m}, \\ A_{nm} = \frac{(-1)^m}{2^{n+3}} \sqrt{\frac{n!(2n+9)}{2(n+8)!}} \frac{(2n-2m+7)!}{(n-m+3)!m!(n-2m)!}, \quad (14)$$

где r – целая часть числа $n/2$;

$$\int_{-1}^1 [H'_n(x)]^2 dx = \frac{2n+9}{15} (n^2 + 9n + 5), \quad (15)$$

$$\int_{-1}^1 [H''_n(x)]^2 dx = \frac{2n+9}{4} \left\{ (n+2)(n+7) \left[1 + \frac{n(n+2)(n+7)(n+9)}{60} \right] - \frac{n(n+9)}{84} [252 + (n-1)(n+4)(n+5)(n+10)] \right\}. \quad (16)$$

Если $q(x, y)$ является многочленом от двух переменных (x, y) , то для вычисления интегралов, стоящих в числителе дроби в равенстве (13), необходимо воспользоваться приводимыми ниже формулами:

$$\int_{-1}^1 x^k H_n(x) dx = \begin{cases} D_n I_{nk}, & k+n=2s; \\ 0, & k+n=2s+1; \end{cases} \quad (17)$$

$$I_{nk} = 8[(n+4)(n+5) - 6(n+1)] + I_{1nk} + I_{2nk} + I_{3nk}; \quad (18)$$

$$I_{1nk} = \begin{cases} \frac{2k(k-1) \dots (k-n-6)}{(k+n+1)(k+n-1) \dots (k-n-5)}, & n \leq k-8; \\ 0, & n > k-8; \end{cases} \quad (19)$$

$$I_{2nk} = \begin{cases} \frac{-4(k+2)(k+1) \dots (k-n-4)}{(k+n+3)(k+n+1) \dots (k-n-3)}, & n \leq k-6; \\ 0, & n > k-6; \end{cases} \quad (20)$$

$$I_{3nk} = \begin{cases} \frac{2(k+4)(k+3) \dots (k-n-2)}{(k+n+5)(k+n+3) \dots (k-n-1)}, & n \leq k-4; \\ 0, & n > k-4; \end{cases} \quad (21)$$

$$D_n = \left[\frac{1}{2} (2n+9) \prod_{i=1}^8 \frac{1}{n+i} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (22)$$

здесь n, k – целые положительные числа; запись $n+k=2s$ (или $n+k=2s+1$) означает, что $n+k$ является чётным (соответственно нечётным) числом.

Формулы, приведенные выше, получены путём многократного интегрирования по частям с учётом свойств многочленов Лежандра.

Решение (13) позволяет получить решение более сложной задачи, когда краевые условия (7) неоднородны. Краевая задача (6) – (7) при неоднородных условиях (7) имеет не только самостоятельное значение, но и является основополагающей при статическом анализе плоских и пространственных систем, состоящих из пластин (как гладких, так и подкреплённых рёбрами жёсткости).

2. Исследование точности приближённого решения

Функции $H_m(x) \cdot H_n(y)$ являются элементами

пространства С.Л. Соболева $W_2^0(\Omega)$. Это полное гильбертово пространство. Энергетическое произведение для положительно определённого оператора A (11) и энергетическая норма (12) позволяют определить углы между элементами в энергетической метрике H_A

$$\beta_{mnij} = \arccos \left(\frac{[H_m H_n, H_i H_j]}{(\|H_m H_n\| \cdot \|H_i H_j\|)^{\frac{1}{2}}} \right). \quad (23)$$

Отклонение этих углов от 90° характеризует неортогональность функций $H_m H_n$ и $H_i H_j$ в пространстве H_A . Если обозначенные выше углы были бы точно равны 90° , то это означало бы ортогональность этих функций в H_A . В последнем случае матрица Грама линейно независимых элементов $H_m H_n$ и $H_i H_j$ становится диагональной. Как видно из равенства (11), для этого необходима ортогональность не только самих функций $H_k(z)$, $z \in [-1, 1]$, но и ортогональность с весом, равным единице, их первых и вторых производных. Однако из теоремы Н.Я. Сониной и проблемы Н.Н. Лузина следует, что добиться такой ортогональности по энергии в H_A невозможно, если только отказаться от утомительной, неустойчивой и

неэффективной процедуры ортогонализации в H_A . Как будет показано ниже, предложенные функции квазиортогональны в H_A , т.е. углы β_{mnij} мало отличаются от 90° . Исходя из этого получено приближённое аналитическое решение (13). О степени приближённости этого решения можно судить по приводимой ниже таблице, характеризующей отклонения от ортогональности в энергетической метрике H_A предложенных функций.

В табл. 1 над диагональю стоят величины, соответствующие парам индексов mn (колонка слева) и ij (строка сверху), приведенным в числителях дробей; под диагональю – индексам, указанным в знаменателях дробей. Например, $\beta_{0240} = 89,786^\circ$ (над диагональю), а $\beta_{1731} = 89,925^\circ$ (под диагональю). Данные таблицы не требуют особых обсуждений. Укажем только на то, что имеются отдельные «выбросы», которые в ряде случаев могут привести к погрешностям при определении внутренних моментов на границе области, поскольку они выражаются через вторые производные от функции прогиба.

Следует отметить, что случай квадратной пластины является самым неблагоприятным. При удлинении, отличных от единицы, отклонение углов β_{mnij} от прямого уменьшается, и, более того, с ростом суммы индексов $m+n$ и $i+j$

Таблица 1

Значение углов β_{mnij} при $\lambda = 1$

Индексы функций		ij									
		00/11	02/13	20/31	22/15	04/51	40/33	06/17	60/71	24/35	42/53
mn	00/11	0	87,139	87,139	89,469	89,826	89,826	90,071	90,071	89,573	89,826
	02/13	83,548	0	89,667	91,105	71,895	89,786	82,905	89,896	89,978	91,470
	20/31	83,548	89,904	0	91,105	89,786	71,895	89,896	82,905	91,470	89,978
	22/15	88,599	69,051	89,873	0	89,982	89,982	89,834	89,834	80,184	80,184
	04/51	88,599	89,873	69,051	89,833	0	89,862	60,043	89,933	91,227	89,862
	40/33	89,869	88,549	88,549	90,055	90,055	0	89,933	60,043	89,986	91,227
	06/17	89,629	80,927	89,925	57,629	89,901	89,916	0	89,967	90,127	89,866
	60/71	89,629	89,925	80,927	89,901	57,629	89,916	89,941	0	89,866	90,127
	24/35	89,794	89,794	90,787	90,007	90,007	77,195	90,113	89,869	0	89,999
	42/53	89,794	90,787	90,066	90,087	90,007	77,195	89,869	90,113	89,955	0
		10/01	30/03	12/21	50/05	32/23	14/41	70/07	52/25	34/43	16/61
	10/01	0	79,288	89,979	86,691	89,765	90,980	88,709	89,663	89,786	90,591
	30/03	79,288	0	89,832	65,497	91,341	89,881	79,012	90,091	91,557	89,940
	12/21	89,979	89,832	0	89,792	86,667	76,086	89,879	89,982	89,985	84,987
	50/05	86,691	65,497	89,792	0	90,079	89,852	55,378	91,020	90,072	89,925
	32/23	89,765	91,341	86,667	90,079	0	89,989	89,884	73,147	83,532	89,889
	14/41	90,980	89,881	76,086	89,852	89,989	0	89,914	89,984	89,541	62,896
	70/07	88,709	79,012	89,879	55,378	89,884	89,914	0	90,143	89,894	89,957
	52/25	89,663	90,091	89,982	91,020	73,147	89,984	90,143	0	90,008	89,842
	34/42	89,786	91,557	89,985	89,985	83,532	89,541	89,894	90,008	0	90,095
	16/61	90,591	89,940	84,987	89,925	89,889	62,896	89,957	89,842	90,095	0

указанные отклонения также уменьшаются при любом удлинении.

Представляется целесообразным сопоставить значения относительной потенциальной энергии деформирования

$$\bar{U} = \frac{1}{2\lambda a^2} \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + 2\lambda^2 \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 + \lambda^4 \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 \right] dx dy = \frac{U}{D}, \quad (24)$$

вычисленной в двух случаях: по решению работы [1] и по равенству (13). Здесь U – потенциальная энергия деформации пластины. Эти вычисления приведены в табл. 2 при численном значении $a = 1$, M и N – количество удерживаемых функций при аппроксимации прогиба.

Из данных табл. 2 следует два основных вывода. Во-первых, сходимость обоих решений в энергетической метрике достаточно быстрая при всех значениях параметра λ . Во-вторых, погрешность в энергетической метрике приближённого решения (13) по сравнению с решением в двойных рядах [1] очень мала (составляет около 1%). Таким образом, приближённое решение (13) обладает достаточно быстрой сходимостью и высокой точностью по энергии.

Введём далее в рассмотрение конечномерное векторное пространство V размерности $(M+1) \times (N+1)$, элементами которого являются компоненты вектора $\bar{A}^* = \{A_{mn}^*\}_{m=0, n=0}^{M, N}$ решения системы линейных алгебраических уравнений рабо-

ты [1] и компоненты вектора $\bar{A} = \{A_{mn}\}_{m=0, n=0}^{M, N}$ из решения (13). Сопоставим квадраты норм

$$\|\bar{A}^*\|^2 \text{ и } \|\bar{A}\|^2$$

$$\|\bar{A}^*\|^2 = \sum_{m=0}^M \sum_{n=0}^N (A_{mn}^*)^2, \quad (25)$$

$$\|\bar{A}\|^2 = \sum_{m=0}^M \sum_{n=0}^N (A_{mn})^2.$$

Результаты вычислений по формулам (25) даны

в табл. 3 в долях от $\left(\frac{qa^4}{D}\right)^2$ ($q = \text{const}$).

Выводы по данным табл. 3, как и следовало ожидать, точно такие, как и выводы по данным табл. 2. Функция $w(x; y) \in W_2^0(\Omega)$ и тем более $w(x; y) \in L_2(\Omega)$. По теореме вложения

С. Л. Соболева [8, 9] $W_2^0(\Omega)$ компактно вкладывается в $L_2(\Omega)$ и более того, элементы пространства $W_2^0(\Omega)$ являются элементами пространства $C^1(\Omega)$.

Из сказанного следует, что, если имеют место выводы по данным табл. 2, то такие же выводы должны иметь место по данным табл. 3. Стоит отметить, что для каждого удлинения λ разница между квадратами норм векторов решения незначительна, то есть два вектора решений $\bar{A}^*$ и $\bar{A}$ имеют практически одну и ту же сферическую норму. Сходимость

Таблица 2

Относительная энергия деформации пластины (значения увеличены в 10^5 раз)

M×N	$\lambda = 0,2; s = 2$		$\lambda = 1; s = 3$		$\lambda = 2; s = 4$		$\lambda = 3; s = 5$	
	[1]	(13)	[1]	(13)	[1]	(13)	[1]	(13)
1×1	4,52665	4,52665	3,60684	3,60684	2,40456	2,40456	3,54770	3,54771
2×2	5,38900	5,36851	3,71199	3,71899	2,60832	2,55262	4,06112	3,97021
3×3	5,61250	5,57839	3,71206	3,73937	2,61298	2,58021	4,11166	4,04957
4×4	5,64640	5,65633	3,71208	3,74410	2,61300	2,58782	4,11270	4,07583
5×5	5,64805	5,69262	3,71210	3,74542	2,61300	2,59021	4,11272	4,08539
6×6	5,64810	5,70972	3,71210	3,74585	2,61300	2,59104	4,11272	4,08908
7×7	5,64810	5,71778	3,71209	3,74601	2,61300	2,59137	4,11274	4,09060
8×8	5,64810	5,72168	3,71209	3,74607	2,61300	2,59150	4,11272	4,09126
9×9	5,64810	5,72362	3,71209	3,74610	2,61300	2,59156	4,11278	4,09158
10×10	5,64810	5,72463	3,71210	3,74611	2,61312	2,59159	4,11385	4,09173

Таблица 3

Квадраты норм векторов решений по работе [1] и равенству (13)
(значения увеличены в 10^5 раз)

M×N	$\lambda = 0,2; s = 3$		$\lambda = 1; s = 4$		$\lambda = 2; s = 6$		$\lambda = 3; s = 7$	
	[1]	(13)	[1]	(13)	[1]	(13)	[1]	(13)
1×1	1,88211	1,88212	2,98734	2,98734	5,31082	5,31085	2,60119	2,60119
2×2	1,88211	2,15972	2,99005	2,99331	5,53684	5,40833	2,87158	2,77998
3×3	2,26083	2,20696	2,99026	2,99338	5,53564	5,41010	2,87757	2,78881
4×4	2,26179	2,21290	2,99031	2,99338	5,53569	5,41018	2,87724	2,78925
5×5	2,26142	2,21353	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87724	2,78927
6×6	2,26139	2,21361	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87726	2,78927
7×7	2,26141	2,21362	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87726	2,78927
8×8	2,26142	2,21362	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87726	2,78927
9×9	2,26142	2,21362	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87726	2,78927
10×10	2,26142	2,21362	2,99034	2,99338	5,53582	5,41018	2,87726	2,78927

этих норм весьма быстрая для каждого из решений, а их также быстрая стабилизация носит монотонный характер. Эти обстоятельства позволяют сделать вывод о высоком качестве приближённого решения в смысле, как его устойчивости, так и точности.

В заключение приведём распределение определяющих компонент напряженного и деформированного состояния при $\lambda = 1$ во всей области пластины.

Так, на рис. 4 даны поверхности функций относительного прогиба $\bar{w}$ ($w = \bar{w} \frac{qa^4}{D}$), отвечающие двум решениям: решению (13) – сплошные линии и решению работы [1] – точки. Эти результаты говорят сами за себя и не подлежат никакому обсуждению.

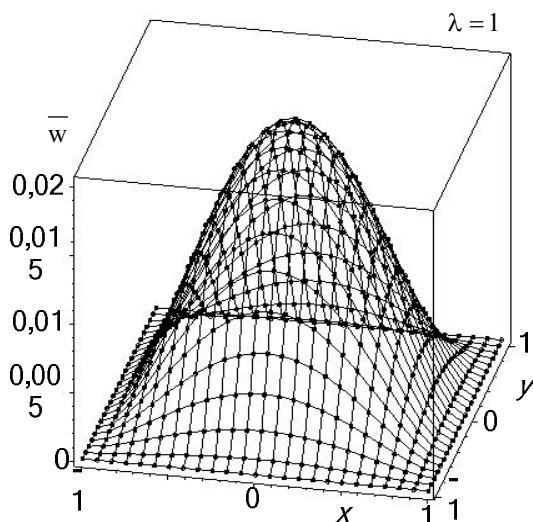


Рис. 4. Поверхности относительных прогибов $\bar{w}$, полученных по двум решениям: сплошная линия – решение (13), точки – решение работы [1]

Несколько иначе обстоит дело с поверхностями относительных моментов $\bar{M}$ (например, $M_x = qa^2 \bar{M}_x$). Эти поверхности показаны на рис. 5, причём, как и в предыдущем случае, сплошные линии соответствуют решению (13), а точки – решению работы [1]. Нетрудно видеть, что существует некоторая область $\Omega' \subset \Omega$, в которой два решения практически совпадают. Некоторые различия этих решений наблюдаются в приграничной полосе $\delta = \Omega \setminus \Omega'$. Отметим, что моменты, вычисленные по решению (13), как правило, превосходят по модулю соответствующие величины, доставляемые решением работы [1], что идёт в запас прочности. Для уточнения приближённого решения (13) в смысле точности значений моментов достаточно выполнить один-два дополнительных шага, например, по процедуре Зейделя, хотя особой необходимости в этом нет¹.

На рис. 6 показаны сечения поверхностей (рис. 4 и 5) некоторыми плоскостями, способы обозначения кривых те же, что и на указанных рисунках. Здесь более наглядно видны погрешности приближённого решения (13) в приграничной полосе.

Из рисунка 6 следует:

- функция прогибов не нуждается в уточнении;
- функция моментов может быть (при желании) уточнена в некоторой приграничной зоне. Ширина этой зоны зависит от желаемой точности.

При удлинении $\lambda > 1$ точность результатов повышается.

¹ Авторы готовы предложить эффективный аналитический метод уточнения решения (13) в приграничной зоне. Этому будет посвящена отдельная работа.

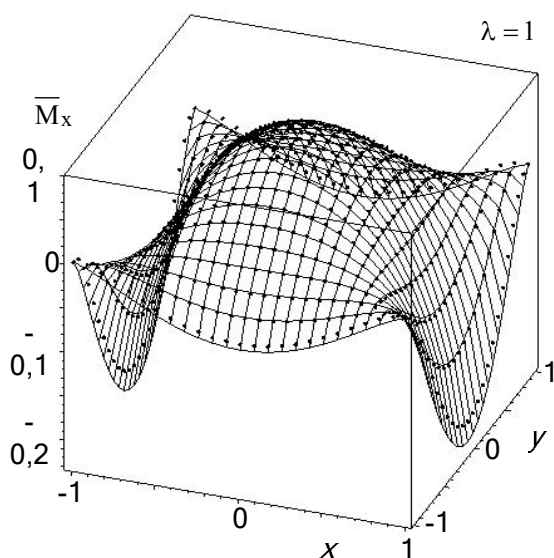


Рис. 5. Поверхности относительных моментов $\bar{M}_x$, полученных по двум решениям: сплошная линия – решение (13), точки – решение работы [1]

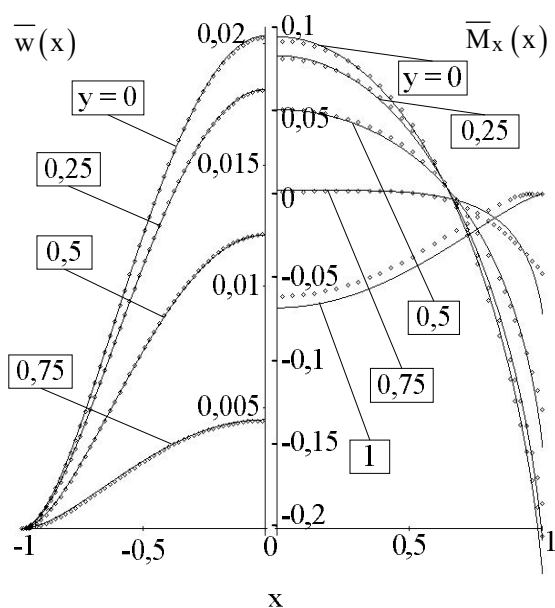


Рис. 6. Распределение относительных прогибов $\bar{w}$ и относительных моментов $\bar{M}_x$ по некоторым линиям

Заключение

Для решения полуоднородной бигармонической проблемы в прямоугольнике предложена и исследована система координатных функций, обладающая рядом замечательных свойств:

- будучи ортонормированной в области Ω , занимаемой пластиной, она квазиортогональна в энергетической метрике $H_A(\Omega)$ бигармонического оператора;
- показано, что углы между функциями данно-

го семейства, рассматриваемыми как элементы гильбертова пространства H_A , слабо отклоняются от 90° , что позволило принять матрицу Грама этих элементов в H_A диагональной и, как следствие, получить приближённое аналитическое решение;

- сопоставление квадратов норм векторов двух решений (аналитико-численного решения работы [1] в двойных рядах и данного приближённого аналитического решения, подобного известному решению Навье) показало их практическое совпадение;

- аналогичный результат имеет место при сопоставлении потенциальных энергий, вычисленных по оговоренным выше решениям;

- конкретные вычисления компонент напряжённо-деформированного состояния пластины при различных удлинениях показали высокую точность определения максимальных прогибов и изгибающих моментов в центре пластины при действии равномерно распределённой изгибающей нагрузки;

- точность вычисления изгибающих моментов вдоль защемлённых сторон гораздо ниже, и устранению этого недостатка будет посвящена следующая работа авторов.

Литература

1. Халилов, С.А. Построение и исследование аналитико-численного решения задачи об изгибе жёстко защемлённой прямоугольной пластины [Текст] / С.А. Халилов, В.Б. Минтюк, Д.А. Ткаченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2011. – Вып. 49. – С. 81 – 94.
2. Халилов, С.А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения [Текст] / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. ХАИ. – Вып. 5. – Х., 1978. – С. 46 – 56.
3. Минтюк, В.Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач [Текст] / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 32 – 36.
4. Тимошенко, С.П. Пластины и оболочки [Текст] / С.П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер. – М.: Наука, 1966. – 636 с.
5. Сегё, Г. Ортогональные многочлены [Текст] / Г. Сегё. – М.: ГИФМЛ, 1962. – 500 с.
6. Суетин, П.К. Классические ортогональные многочлены [Текст] / П.К. Суетин. – М.: Наука, 1979. – 416 с.
7. Халилов, С.А. Вычисление некоторых определённых интегралов, содержащих присоединённые функции Лежандра второго и четвёртого порядков [Текст] / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. ХАИ.

– Вып. 7. – X., 1984. – С. 158 – 165.

8. Соболев, С.Л. Некоторые применения функционального анализа в математической физике [Текст] / С.Л. Соболев. – М.: Наука, 1988. – 333 с.

9. Соболев, С.Л. Введение в теорию кубатурных формул [Текст] / С.Л. Соболев. – М.: Наука, 1974. – 808 с.

Поступила в редакцию 5.03.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. высшей математики В.С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОБУДОВА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ НАБЛИЖЕНОГО АНАЛІТИЧНОГО РОЗВ'ЯЗАННЯ БІГАРМОНІЧНОЇ ПРОБЛЕМИ У ПРЯМОКУТНИКУ ПРИ ОДНОРІДНИХ ГОЛОВНИХ КРАЙОВИХ УМОВАХ

С. А. Халілов, В. Б. Минтюк, Д. А. Ткаченко

Виходячи з властивості квазіортогональності в енергетичній метриці бігармонічного оператора системи функцій, запропонованої авторами, побудовано наближене аналітичне розв'язання поставленої крайової задачі. Виконано повне дослідження точності й збіжності запропонованого розв'язання в різних метриках. Важливі поточкові оцінки розв'язання та його похідних до другого порядку включно, які представлено у вигляді докладних таблиць та графіків, дозволяють зробити висновок про високу його точність, що узгоджена з точністю математичної моделі тонких жорстких пластин. Отримані рішення дозволяють проектувальнику багаторазово й оперативно застосовувати їх в інженерних розрахунках.

Ключові слова: енергетичний простір позитивно визначеного оператора, квазіортогональність в енергетичній метриці, наближене аналітичне розв'язання, збіжність за енергією, поточкова збіжність, точність.

DEVELOPMENT AND RESEARCH OF THE APPROXIMATE ANALYTIC SOLUTION FOR THE BIHARMONIC PROBLEM AT THE RECTANGLE WITH THE HOMOGENEOUS BOUNDARY CONDITIONS

S. A. Khalilov, V. B. Myntyuk, D. A. Tkachenko

Based on properties of near-orthogonality of the proposed by the authors function system in the biharmonic operator energy metric, the approximate analytical solution of the boundary problem has been constructed. Full research of the got solution's exactness and convergence has been completed at the different metrics. Important pointwise estimations of solution and its derivatives including the second order, presented in the form of detailed tables and graphics, allow us to conclude its high accuracy, agreed with accuracy the mathematical model of thin rigid plates. The obtained solutions provide an opportunity the designer operatively and many times apply them in engineering calculations.

Keywords: energetic space of the positive definite operator, the near-orthogonality in the energy metric, the approximate analytical solution, the convergence by energy, the pointwise convergence, the accuracy.

Халілов Сиявуш Ахмедович – старший научный сотрудник кафедры высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khalilov@ukr.net.

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

Ткаченко Денис Анатольевич – магистр кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: 20Black_and_White07@ukr.net.

УДК 629.7.05

А.М. СУББОТА, А.В. КРАСНОЖЕН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Современная космонавтика немыслима без использования малых космических аппаратов (КА). Малые КА могут выводиться на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки с более крупными КА. К настоящему времени возрос объем работ, выполняемых малыми КА. При помощи таких аппаратов осуществляется зондирование Земли, съемка участков суши или поверхности океана, исследование факторов околоземного космического пространства и т.д. Согласно предложенной критериальной модели проектируемой системы ориентации и стабилизации, в статье рассматриваются сравнительные характеристики малых КА с точки зрения конструктивного исполнения. Описывается использование элементов солнечных батарей в качестве датчиков Солнца. А так же рассматривается методика определения параметров подспутниковой точки.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации и стабилизации, критериальная модель, сравнительный анализ конструктивного исполнения, солнечные батареи, подспутниковая точка, оскучивающие параметры.

Введение

Международный космический рынок переживает значительные изменения в объеме, структуре и уровне конкуренции вследствие развития малых космических аппаратов (КА). Большие многотонные и многофункциональные КА, оснащенные дорогостоящим оборудованием и предназначенные для выполнения целого комплекса научных и народнохозяйственных задач, требуют огромных материальных и трудовых затрат, что не всегда является оправданным. В связи с этим современная космонавтика практически уже немыслима без использования малых КА, предоставляющих разнообразные возможности дальнейшего развития и усовершенствования формы и методов космической деятельности. Такие аппараты, из-за относительной дешевизны, доступности технологий, небольших сроков реализации проектов, небольшого риска в случае неудачного запуска, низкой стоимости средств выведения их на орбиту, как дополнительной нагрузки к большим аппаратам, наиболее развивающийся сектор этого рынка [1].

Малые КА могут выводиться на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки с более крупными КА. Запуск целой группы малых КА одного или разного класса с помощью одного носителя, т.е. формирование «роя» или «кластера» малых КА может обеспечить одновременное измерение характеристик космического пространства в различных его

точках, одновременную съемку участка суши либо поверхности океана, наблюдение и зондирование участка земной поверхности, т.е. её мониторинг и т.д. [2]. Так, например, КА «МС-2-8», являясь орбитальным сегментом комплекса «Сіс-2», для Украины обеспечивает дистанционное зондирование Земли для получения информации о кризисных ситуациях (пожарах, наводнениях, авариях), о состоянии растительного и почвенного покрова, о месторождениях полезных ископаемых и транспортных потоках. Масса такого спутника не превышает 170 кг, из которых 34 кг приходится на систему управления. При этом такие функции как зондирование и мониторинг участков суши и водной поверхности, исследование факторов влияния околоземного космического пространства на бортовую радиоэлектронную аппаратуру могут производиться с помощью спутников, масса которых не превышает 50 кг. Так, например, масса молдавского студенческого спутника МСС, предназначенного для этих целей, составляет всего 45 кг. С целью углубления фундаментальных знаний о новых физических эффектах, открытых при генерации молний, о природе «космической погоды» в России в 2012 году запущен микроспутник «Чибис – М», вес которого менее 40 кг [3]. Подводя итог можно заключить, что к настоящему времени резко возрос обмен работ, выполняемых малыми КА, а в связи с этим и соответствующие требования к их системам управления и приема/передачи информации на Землю и с Земли. Так,

например, точность положения луча антенны КА, направленной на Землю, должна быть не хуже $\varepsilon = 0,1$ град, что включает точность, связанную как с ошибкой угла установки антенны ($\varepsilon_a = 0,06$ град) так и точностью стабилизации антенны ($\varepsilon_{ст} = 0,08$ град), точность ориентации КА при наведении на район съемки должен быть не хуже $0,2$ град, а угловая скорость стабилизации КА при съемке – не более $0,005$ град/с и т.д. Кроме того, при выведении КА на орбиту его системы управления в общем должны быть способны решаться следующие задачи:

- гашение угловой скорости после отделения КА от разгонного блока;
- построение начальной (одноосной, орбитальной или солнечной) ориентации;
- построение трехосной базовой ориентации на Землю и программной инерциальной ориентации;
- осуществление маневров и прецизионная стабилизация на участке выполнения целевой задачи;
- коррекция орбиты и решение навигационной задачи, например, с использованием информации GPS;
- реализация заданной программы управления аппаратурой;
- проведение контроля и диагностики приборов с автоматическим парированием отказов;
- прием и расшифровку директив наземного комплекса управления;

- передачу информации с КА на наземный комплекс управления и наземный пункт приема информации.

Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследования выбран малогабаритный КА. Актуальность проблемы заключается в выборе стратегии проектирования малогабаритных КА, при наличии определенных ограничений: их внешней формы, измерителей параметров движения, ориентации и стабилизации, исполнительных органов с целью обеспечения проведения высокоэффективных научных исследований.

Построение критериальной модели в соответствии с программой запуска КА

Из выше сказанного вытекает, что прежде чем приступить к разработке концепции проектирования малогабаритного КА необходимо построить критериальную модель, учитывающую всевозможные целевые функции и соответствующие ограничения (на габариты, массу, стоимость, время активного существования и т.д.). Одна из таких моделей, применительно к разработке системы ориентации и стабилизации КА, приведена на рис. 1.

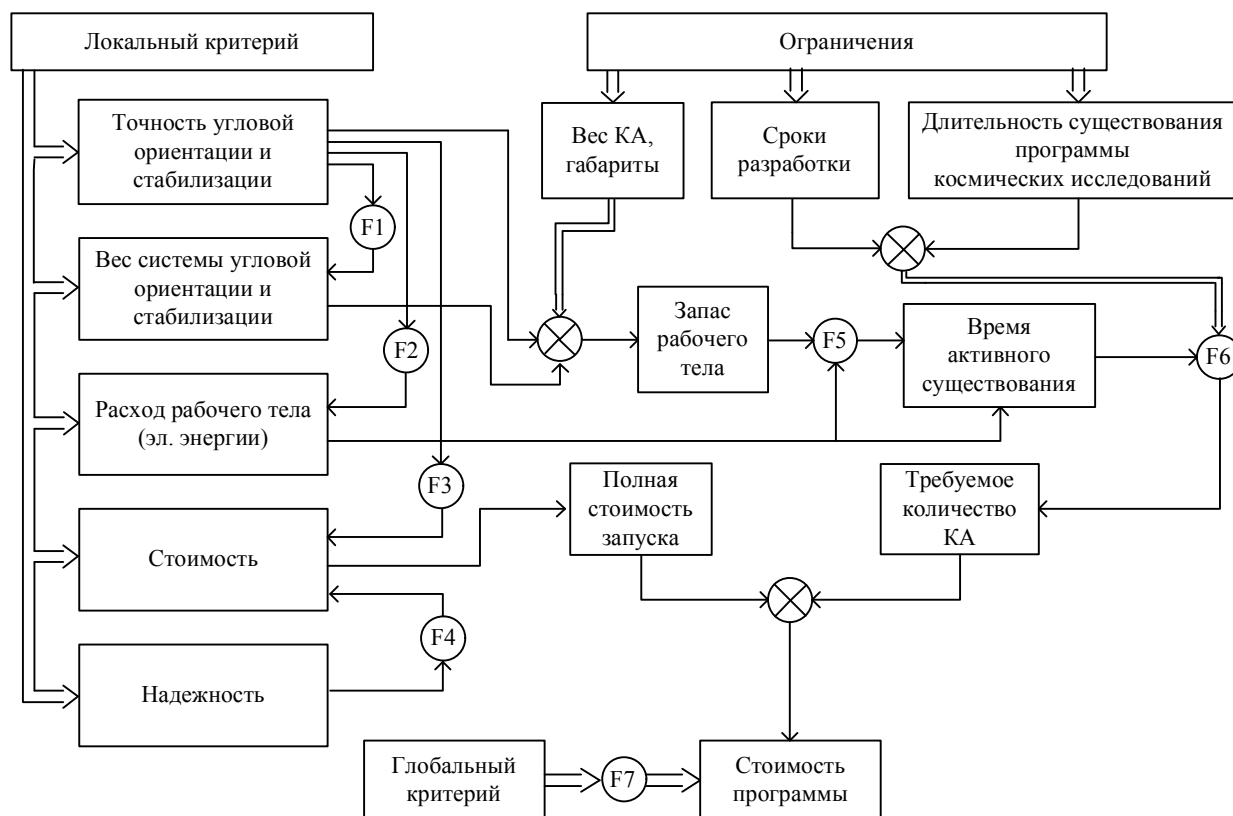


Рис. 1. Критериальная модель проектируемой системы управления малогабаритных КА

Как видно из рис. 1, между соответствующими локальными критериями и ограничениями существует достаточно жесткая логическая связь, которая, в конце концов, приводит разработчиков к удовлетворению, глобальному критерию, а именно – стоимости программы, как одного из главных аргументов конкуренции на мировом космическом рынке. На рис. 1 введены следующие обозначения:

- F1-F4 – промежуточные критерии между локальными критериями;
- F5-F6 – промежуточные критерии между ограничениями;
- F7 – глобальный критерий.

Сравнительная характеристика и особенности конструктивного исполнения малых спутников

Согласно критериальной модели проектируемых КА наряду со сроками разработки и длительностью существования программы космических исследований немаловажное значение играют ограничения на вес и габариты КА. Указанные ограничения непосредственно связаны с конструктивным исполнением КА.

Предположим, что задана масса микроспутника М. Необходимо из некоторого набора наиболее распространенных простых внешних форм микроспутников (в виде шара, цилиндра, куба, тора) выбрать такую, которая обеспечила бы получение максимально возможной электроэнергии от солнечных

батарей, при условии их расположения на поверхности микроспутника (МС).

Исходя из опыта разработок МС, считаем, что среднее значение плотности материала МС известно, т.е. $\rho = \rho_{\text{ср}}$. Тогда имеем ограничение на его объем

$$V = \frac{M}{\rho_{\text{ср}}}. \text{ В качестве базового варианта МС, с кото-}$$

рым будем сравнивать площади внешних поверхностей микроспутников с другими конструктивными формами, выберем МС шарообразной формы. Результаты такого сравнения приведены в табл. 1.

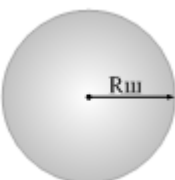
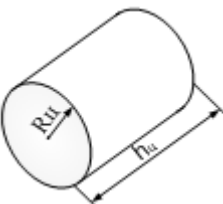
Как видно из табл. 1, при одной и той же массе и объеме МС, микроспутник тороидальной формы имеет наибольшую площадь поверхности, что при расположении элементов солнечных батарей (СБ) на его внешней поверхности обеспечит получение максимальной мощности СБ.

Использование элементов солнечных батарей в качестве датчиков Солнца

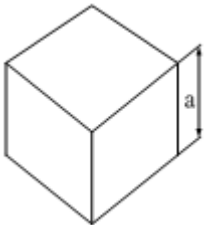
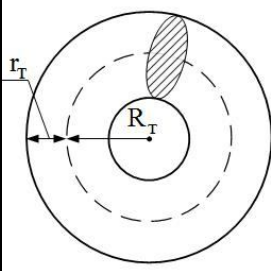
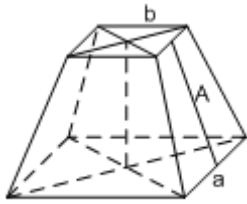
При создании систем ориентации КА в качестве датчиков на современных малых спутниках наибольшее распространение получили звездные датчики, датчики Солнца и Земли, магнитометры.

С точки зрения их расположения на спутнике все же более приемлемой формой является кубическая или близкая к ней форма (рис. 2).

Таблица 1
Сравнительная характеристика и особенности конструктивного исполнения малых спутников

№ п/п	Конструктивная форма микроспутника	Исходные зависимости		Размеры, приведенные к радиусу шара $R_{\text{ш}}$	Отношение площадей, k
		Объем, V	Площадь, S		
1	Шар 	$V_{\text{ш}} = \frac{4}{3} \pi R_{\text{ш}}^3$	$S_{\text{ш}} = 4 \pi R_{\text{ш}}^2$	$R_{\text{ш}} = R_{\text{ш}}$	$\frac{S_{\text{ш}}}{S_{\text{ш}}} = 1$
2	Цилиндр 	$V_{\text{ц}} = \pi R_{\text{ц}}^2 h_{\text{ц}}$ $(V_{\text{ц}} = V_{\text{ш}})$	$S_{\text{ц}} = 2 \pi R_{\text{ц}} (R_{\text{ц}} + h_{\text{ц}})$	$R_{\text{ц}} = R_{\text{ш}}$ $h_{\text{ц}} = \frac{4}{3} R_{\text{ш}}$	$\frac{S_{\text{ц}}}{S_{\text{ш}}} = 1,16$

Окончание табл. 1

№ п/п	Конструктивная форма микроспутника	Исходные зависимости		Размеры, приведенные к радиусу шара $R_{ш}$	Отношение площадей $k=S_i/S_{ш}$
		Объем, V	Площадь, S		
3	Куб 	$V_K = a^3$ $(V_K = V_{ш})$	$S_K = 6a^2$	$a = 1,61R_{ш}$	$\frac{S_K}{S_{ш}} = 1,24$
4	Тор 	$V_T = 2\pi^2 R_T r_T^2$ $(V_T = V_{ш})$	$S_T = 4\pi^2 R_T r_T$	$R_T = R_{ш}$ $r_T = 0,46R_{ш}$	$\frac{S_T}{S_{ш}} = 1,45$
5	Усеченная пирамида 	$V_{п} = \frac{1}{3}h(a^2 + ab + b^2)$ $(V_{п} = V_{ш})$	$S_{п} = \frac{1}{2}(4a + 4b)A$	$a = \sqrt{2}R_{ш}$ $b = \frac{\sqrt{2}}{2}R_{ш}$ $h = 3,59R_{ш}$ $A = 3,61R_{ш}$	$\frac{S_{п}}{S_{ш}} = 1,22$

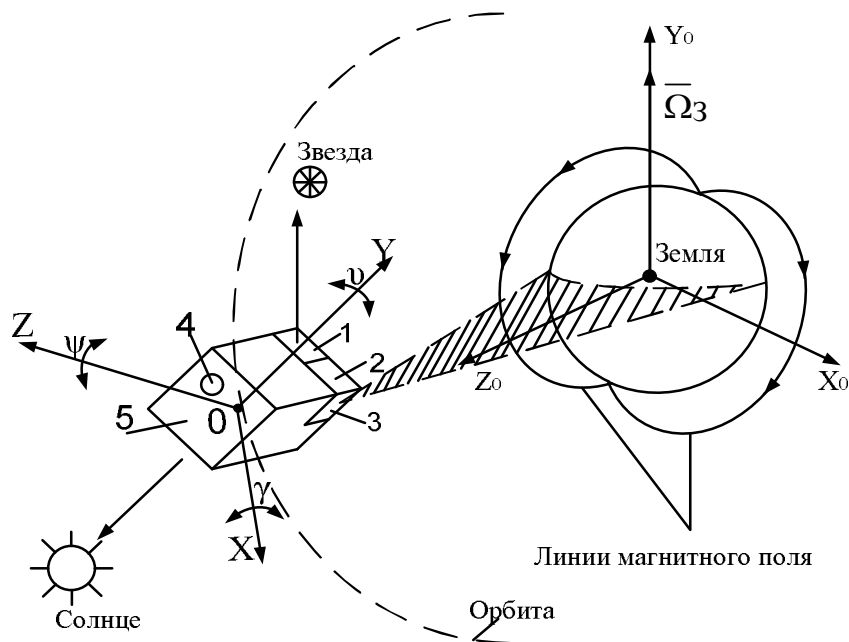


Рис. 2. Спутник с трехосной системой ориентации: 1 – звездный датчик, 2 – магнитометр, 3 – датчик Земли, 4 – датчик Солнца, 5 – спутник

При расположении солнечных батарей непосредственно на поверхности спутника их отдельные элементы могут выполнять функции датчиков Солнца [3,4]. При этом нет необходимости в корпусе спутника предусматривать различного рода щели для обзора и нахождения направления на Солнце,

что усложняет в целом конструктивное исполнение корпуса, а сам датчик занимает определенный объем и увеличивает исходный вес спутника. Примеры использования элементов СБ в качестве датчиков Солнца приведены на рис. 3.

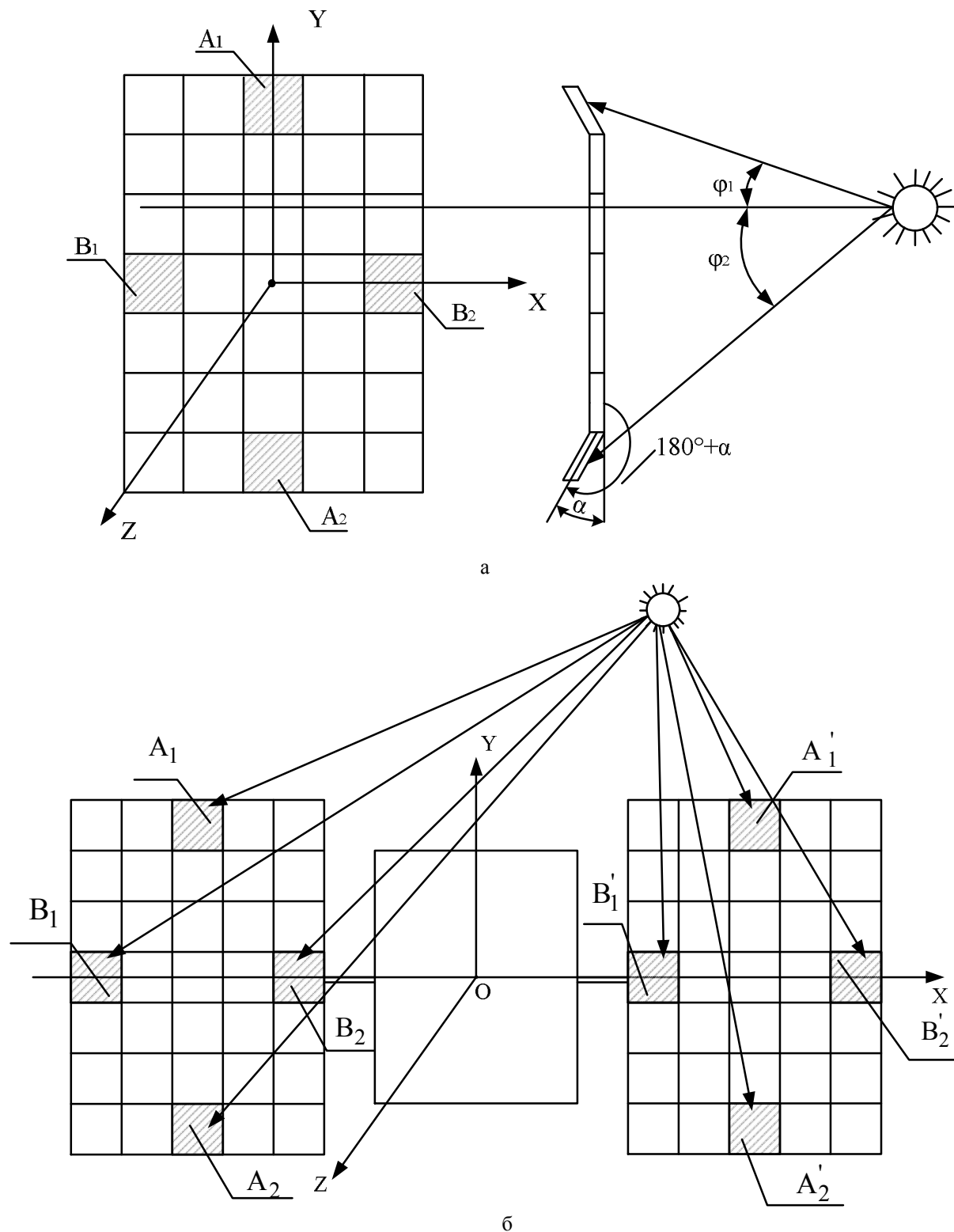


Рис. 3. Использование элементов СБ в качестве датчиков Солнца:
а – при наличии СБ непосредственно на поверхности спутника; б – при наличии выносных СБ

Как видно из рис. 3,а, при наличии неточной ориентации на Солнце углы φ_1, φ_2 . При этом с элементов A_1 и A_2 солнечных батарей снимают разные потенциалы U_{A_1} и U_{A_2} , разность которых поступает в систему ориентации. Точная ориентация на Солнце относительно плоскости OXY достигается при условии $U_{A_1} = U_{A_2}$, $U_{B_1} = U_{B_2}$.

С целью увеличения угла зрения системы ориентации на Солнце элементы СБ, выполняющие роль датчиков Солнца устанавливаются к плоскости СБ под углом $\psi = 180^\circ + \alpha$. Наиболее оптимальным является $\alpha = 60^\circ$, т.е. угол ψ достигает значения 240° по отношению к связанным с КА осям X и Y , что обеспечивает высокую чувствительность такой системы ориентации на Солнце. При наличии выносных СБ (рис. 3,б) чувствительность, точность и надежность системы ориентации может быть значительно увеличена за счет обработки информации различных комбинаций выходных сигналов элементов солнечных батарей $A_1, A_2, B_1, B_2, A'_1, A'_2, B'_1, B'_2$.

Определение параметров подспутниковой точки

При анализе полученной со спутника информации, особенно в виде фото и видеоизображения, необходимо иметь их привязку к параметрам подспутниковой точки. В зависимости от исходной информации решение данного вопроса может быть осуществлено двумя способами:

- по известным прямоугольным координатам КА, вычисленных на момент измерения;
- по известным оскулирующим элементам орбиты, вычисленных на момент измерения.

Первоначально рассмотрим решение задачи согласно первому способу. Для этих целей положение КА в геоцентрической прямоугольной декартовой системе координат зададим координатами X, Y, Z . Горизонтальную составляющую $\bar{V}_\Gamma$ скорости полета КА разложим на две составляющие: $\bar{V}_N$, совпадающую по направлению на север (N) и с касательной к меридиану и $\bar{V}_E$, совпадающей по направлению с касательной к параллели и направленной на восток (E), проведенных с центра масс КА (рис. 4).

Для получения искомых параметров (φ_0 – широты, λ_0 – долготы, направления азимута A_0) подспутниковой точки, считаем на момент вычисления известными: координаты КА (X, Y, Z), а также скорости движения (V_x, V_y, V_z) КА относительно прямоугольной декартовой системы координат $OgXgYgZg$, принятой за инерциальную. Тогда связь координат подспутниковой точки с параметрами, определяющими положение КА в пространстве и её

составляющими скорости ($\bar{V}_N$ и $\bar{V}_E$), заданных в проекциях на оси географической системы координат ONE , может быть определена при помощи следующих соотношений:

$$\begin{cases} V_N = -(V_X \cos \lambda_0 + V_Y \sin \lambda_0) \sin \varphi_0 + V_Z \cos \varphi_0; \\ V_E = -V_X \sin \lambda_0 + V_Y \cos \lambda_0; \\ \sin \varphi_0 = \frac{Z}{r}; \cos \varphi_0 = \sqrt{1 - \sin^2 \varphi_0}; \\ \sin \lambda_0 = \frac{Y}{r \cos \varphi_0}; \cos \lambda_0 = \frac{X}{r \cos \varphi_0}; \\ \sin A_0 = \frac{V_E}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2}}; \\ \cos A_0 = \frac{V_N}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2}}. \end{cases} \quad (1)$$

где $V_X = \dot{X}, V_Y = \dot{Y}, V_Z = \dot{Z}$ – линейные скорости КА, вычисленные в проекциях на оси инерциальной системы координат $OgXgYgZg$.

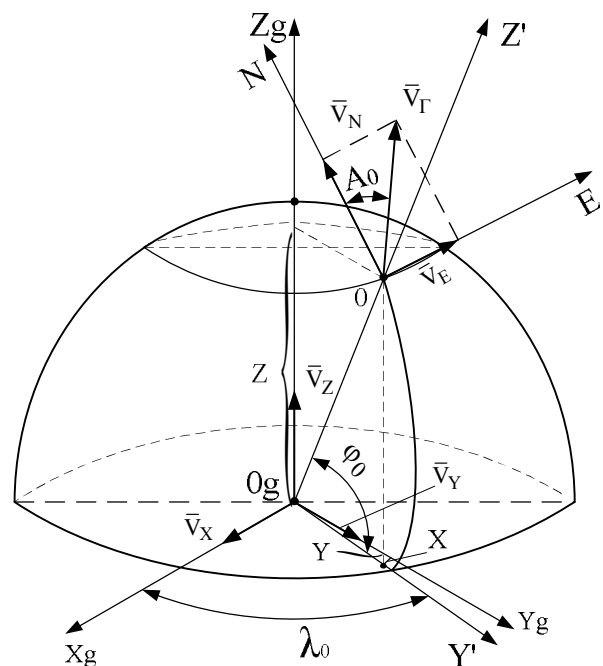


Рис. 4. Координаты, определяющие положение КЛА в пространстве

При анализе полученной со спутника информации, особенно в виде фото и видеоизображений, необходимо иметь их привязку к параметрам подспутниковой точки. Для этих целей в статье рассмотрены два способа решения данного вопроса. При этом определение параметров подспутниковой точки по известным оскулирующим элементам орбиты КА, вычисленных на момент измерения, является существенно проще при реализации в БЦВМ.

Литература

1. Бритова, Ю.А. Вибрационный анализ динамических характеристик двигателей-маховиков [Текст] / Ю.А. Бритова, В.Я. Андросов, В.С. Дмитриев // Известия Томского политехнического университета. – 2009. – Т. 315, № 2. – С. 167-172.

2. Лебедев, Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наук. Думка, 2006. – 298 с.

3. Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» [Электронный ресурс] / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2011. – № 40. – 29 с. – Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-40>. – 18.02.2012.

4. Пат. 37813 Україна, МПК F24J2/06, Сонячна електростанція [Текст] / Субота А.М., Джуглаков В.Г., Воовкін В.С.; Заявник та власник НАКУ ім. М.С. Жуковського «ХАІ». – № u200808651; заявл. 01.07.08; опубл. 10.12.2008, Бюл. № 23/2008. – 6 с.: іл.

Поступила в редакцию 8.02.2013, рассмотрена на редколлегии 27.02.2013

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, начальник сектора Ю.А. Кузнецов, НПП Хартрон-Аркос, Харьков

РОЗРОБКА МОДЕЛІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

А.М. Субота, О.В. Красножон

Сучасна космонавтика неможлива без використання малих космічних апаратів (КА). Малі КА можуть виводитися на орбіту в якості попутного корисного навантаження з більш великими КА. До теперішнього часу зріс обсяг робіт, виконуваних малими КА. За допомогою таких апаратів здійснюється зондування Землі, зйомка ділянок суші або поверхні океану, дослідження факторів навколосезонного космічного простору і т.д. Згідно запропонованої критеріальної моделі проекрованої системи орієнтації та стабілізації, в статті розглядаються порівняльні характеристики малих КА з точки зору конструктивного виконання. Описується використання елементів сонячних батарей в якості датчиків Сонця. А також розглядається методика визначення параметрів підспутникової точки.

Ключові слова: космічний апарат, система орієнтації та стабілізації, критеріальна модель, порівняльний аналіз конструктивного виконання, сонячні батареї, підспутникова точка, оскулюючі параметри.

DEVELOPMENT MODEL OF THE SYSTEM ORIENTATION AND STABILIZATION OF SMALL SATELLITES

A.M. Subbota, A.V. Krasnozhan

Modern Space is unthinkable without the use of small spacecraft (SS). Small satellites are in orbit as the payload of associated with larger spacecraft. To date, the increased volume of work carried out by small spacecraft. With the help of such devices by sensing, surveying plots of land or ocean surface, the study of the factors of near space, etc. According to the proposed criterion model of the designed system of orientation and stabilization, the article examines the comparative characteristics of small spacecraft in terms of application design. Describes the use of solar cells as sensors of the Sun. As well as the technique of determining the parameters of the sub-satellite point.

Key words: spacecraft attitude control system and stabilization criterion model, a comparative analysis of application design, solar panels, subsatellite point, the osculating parameters.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, проф., проф. кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Красножон Александра Владимировна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 623.46.001:533.011

А.В. КУЛАЛАЕВ

Национальный авиационный университет, г. Киев, Украина

УПРАВЛЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ КАНАЛА ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ ПРИ САМОНАВЕДЕНИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ДИНАМИЧЕСКИЙ ИЗЛУЧАЮЩИЙ ОБЪЕКТ

На основании системного феноменологического подхода проведено исследование параметров управления пространственным положением каналов передачи информации (КПИ) и связи оптико - электронных систем слежения (ОЭСС) при самонаведении беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на динамический излучающий объект в поле внешних, возмущающих искусственных тепловых помех (ИТП). Составлены математические модели и получены аналитические зависимости для исследования параметров пространственного управления КПИ при сближении двух динамических объектов: БПЛА и излучающего летательного аппарата (ЛА) по методу пропорционального сближения (МПС). Результаты работы могут быть использованы при исследованиях методов помехозащищённости и динамической устойчивости контуров управления ОЭСС, а также при синтезе систем оптико - электронного противодействия (СОЭП) ОЭСС различного оптического диапазона на БПЛА, например, для обеспечения безопасности полетов гражданской и коммерческой авиации.

Ключевые слова: *информационное поле, тепловой образ, поле искусственных тепловых помех, вектор, электромагнитные излучения, управление, противодействие, коррекция, оптико-электронная следящая система.*

Общие положения

В настоящей работе проведено исследование научной проблемы пространственного управления КПИ между БПЛА с ОЭСС (здесь БПЛА – объект управления) и динамическим пассивно излучающим ЛА при сближении по заданному алгоритму в условиях искусственных детерминированных помех. При исследованиях принят системный феноменологический подход (СФП). Под данным подходом понимается: учёт накопленного теоретического и экспериментального научного материала для построения адекватных физико-математических моделей для исследований проблемы с оптимальным числом аргументов иерархических уровней значимости. СФП позволяет с оптимальной эффективностью исследовать переходные процессы в сложных динамических системах управления, к которым относятся современные типы ОЭСС. Особенно, когда КПИ управления ОЭСС подвержены воздействию специально организованных, детерминированных внешних полей ИТП, генерируемых СОЭП. Доступные опубликованные научные работы указанного научного направления [1-4, 6, 7, 11-14] не раскрывают в полной мере решение поставленной в данной работе задачи. В современных пассивных ОЭСС заложен, как правило, алгоритм МПС или его модификации [10-14]. Этот метод

сближения позволяет сопровождать БПЛА с ОЭСС криволинейно движущийся пассивно излучающий объект (ПИО), например ЛА с высокой степенью помехозащищённости и эффективности [1, 9, 10].

Процессы самонаведения и слежения пассивной ОЭСС БПЛА осуществляются в одной плоскости по единственному КПИ, направленному по линии визирования (ЛВ) объекта пассивного электромагнитного излучения (ЭМИ) ЛА или по вектору дальности $\vec{r}(t)$ между динамическими объектами [1, 9, 10, 12]. При этом КПИ совпадает с направлением лучистого потока от излучающего объекта – ЛА [9, 12]. В поле зрения приёмной оптической системы (ПОС) создается первичный оптический сигнал управления пропорциональный углу рассогласования $\Delta(t)$ между $\vec{r}(t)$ – КПИ и направлением оптической оси координатора ОЭСС БПЛА в данный момент времени [9, 12, 13]. При исследовании процессов самонаведения ОЭСС при воздействии специально организованных ИТП СОЭП, особое значение приобретает разработка и исследование методов пространственного управления КПИ в интересах решения двойной прикладной научно – технической задачи. Первой – в обеспечении точности наведения и динамической устойчивости замкнутого контура управления (ЗКУ) ОЭСС и второй – в создании СОЭП при управлении про-

пространственным положением КПИ ОЭСС, например, для обеспечения безопасности полетов ЛА в зонах возможного применения БПЛА с ОЭСС [5, 15–18]. Проблема пространственного управления КПИ ОЭСС сводится к исследованию процесса слежения и самонаведения при одновременном сопровождении, в поле зрения ПОС, нескольких сигнатур тепловых сигналов одинакового спектрального состава и разной мощности и контраста. Однако по данным источников доступной информации таким исследованиям уделяется мало внимания. В известных работах рассмотрены только случаи сопровождения ОЭСС неподвижного двойного источника излучения одинаковой мощности [6, 7, 11, 13] для анализа вида модуляторов в системе анализатора изображений (АИ), что требует проведения дополнительных научных исследований данного направления.

Таким образом, целью работы является:

- разработка методологии проведения исследований;
 - построение моделей влияния детерминированных полей ИТП СОЭП на управление пространственным положением КПИ в каналах управления ОЭСС БПЛА при самонаведении на динамический пассивно излучающий объект (ПИО);
 - исследование динамической устойчивости электронного усиливающего тракта ОЭСС в условиях воздействия детерминированной системы пространственных помех;
 - исследование связи между кинематическими параметрами траектории сближения управляемого БПЛА с ЛА–целью и сигналов управления электронного усиливающего блока бортовой ОЭСС БПЛА при воздействии детерминированных помех.
- Работа выполнена в Киевском авиационном университете, г. Киев, Украина, в рамках международного проекта Р371 УНТЦ, г. Киев.

1. Модель траектории сближения динамических объектов в поле искусственных тепловых помех

Для получения исходных данных при составлении математической модели управления пространственным положением КПИ рассмотрим МПС [1-3, 8-14]. Пусть БПЛА с ОЭСС пассивного типа и ЛА (например, пассажирский самолёт типа Boeing –747–800) – ПИО в режиме взлёта сближаются в трёхмерном пространстве по МПС в одной плоскости. Предлагаемая система уравнений, описывающих модель сближения объектов, имеет вид:

$$\left\{ \begin{aligned} h_0 &= r_0 \cdot \sin \psi_0, \\ \omega_0(t) &= V_z(t) \cdot \sin \psi_0 / r_0, \\ V_z(t) &= V_0 + a \cdot t, \\ V_W(t) &= V_z(t) \cdot \cos \psi(t) - V_p \cdot \cos \beta(t), \\ r_z(t) &= r_0 + \int_0^t V_z(t) \cdot \cos \psi(t) \cdot dt, \\ r_p(t) &= V_p \cdot \int_0^t \cos \beta(t) \cdot dt, \\ r_W(t) &= r_z(t) - r_p(t), \\ \Delta(t) &= \exp\left(\frac{-t}{T_c}\right) \cdot \int_0^t \exp\left(\frac{t}{T_c}\right) \cdot \omega_0(t) \cdot dt, \\ \psi(t) &= \psi_0 - \Delta(t) + \frac{1}{T_c} \int_0^t \Delta(t) \cdot dt, \\ \beta(t) &= \beta_0 + f(k_w) \cdot (\psi(t) - \psi_0), \\ W_{pn}^{pot}(t) &= V_p \cdot \frac{d^2}{dt^2} (\sin \beta(t)), \\ W_{pn}(t) &= W(p) \cdot W_{pn}^{pot}(t), \\ W(p) &= \frac{1}{\left(1 + \sum_{i=1}^n a_i \cdot p\right)}, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где $W_{pn}^{pot}(t)$, $W_{pn}(t)$ – потребное ускорение при управлении БПЛА и реальное ускорение, нормальные к ЛВ, соответственно;

$W(p)$ – оператор управления БПЛА;

a_i – коэффициенты оператора управления;

$p = \frac{1}{dt}$ – оператор дифференцирования.

Начальные условия:

$V_0 = 195$ – начальная скорость ЛА при захвате его в сопровождение ОЭСС, м/с;

$V_p = 550$ – средняя скорость БПЛА с ОЭСС (объекта управления), м/с;

$r_0 = 1400$ – модуль вектора дальности в момент пуска БПЛА с ОЭСС (начальное расстояние), м;

$k_w = 3,5$ – коэффициент пропорциональности (пропорциональной навигации) МПС;

T_c – постоянная времени ЗКУ ОЭСС (задаётся);

$\psi_0 = \frac{\pi}{4}$ – начальный дополнительный курсовой угол ЛА – цели;

$\beta_0 = \frac{\pi}{10}$ – начальный угол упреждения при пуске БПЛА с ОЭСС;

$a = 2$ – ускорение ЛА при взлёте;

$\alpha = 0,18$ – угол траектории взлёта.

Все величины начальных условий модели сближения приведены в системе СИ.

Траектории полёта ЛА и БПЛА с ОЭСС находим по следующим соотношениям, определяющим их координаты по времени:

– для траектории ЛА – цели (ПИО):

$$\begin{aligned} x_o(t) &= \begin{cases} r_o \cdot \cos \psi_o, & \text{если } t = 0; \\ r_o \cdot \cos \psi_o + \sin \alpha \cdot \int_0^t V_z(t) \cdot dt, & \text{если } t > 0; \end{cases} \\ y_o(t) &= \begin{cases} r_o \cdot \sin \alpha, & \text{если } t = 0; \\ h_o + \sin \alpha \cdot \int_0^t V_z(t) \cdot dt, & \text{если } t > 0; \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

– для траектории БПЛА с ОЭСС:

$$x_p(t) = r_o \cdot \cos \psi_o - r_w(t) \cdot \cos \psi(t) + \cos \alpha \cdot \int_0^t V_z(t) \cdot dt; \quad (3)$$

$$y_p(t) = h_o - r_w(t) \cdot \sin \psi(t) + \sin \alpha \cdot \int_0^t V_z(t) \cdot dt.$$

При проведении расчётов кинематики сближения приняты следующие допущения: траектории сближения объектов лежат в одной плоскости и их скорости постоянны. Результаты расчётов траекторий встречи ЛА и носителя ОЭСС представлены на рис. 1.

Расчётное время встречи определим графически согласно графикам представленным на рис. 2.

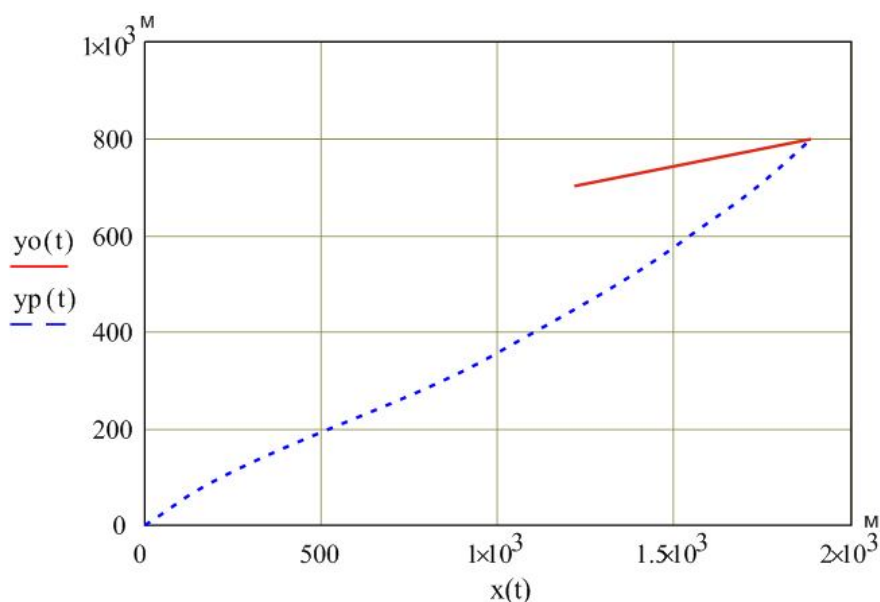


Рис. 1. График траекторий встречи ЛА по МПС:

$y_o(t)$ – траектория ЛА (ПИО) при взлёте; $y_p(t)$ – траектория БПЛА с ОЭСС (объект управления)

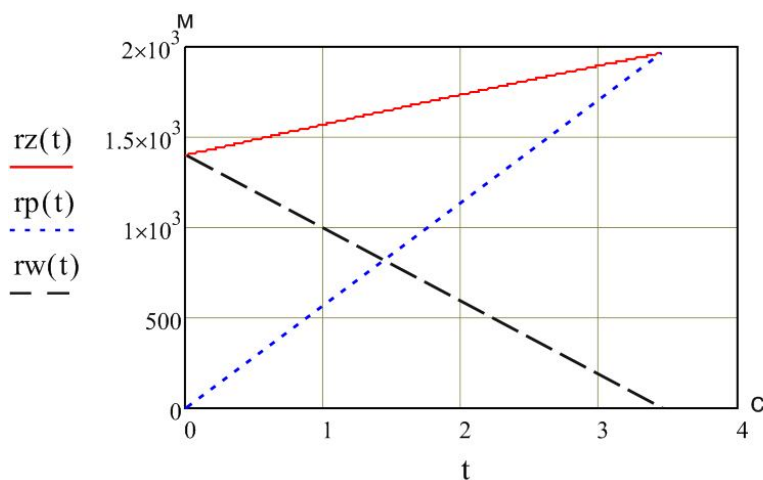


Рис. 2. График для определения времени встречи ЛА:

$r_z(t)$ – расстояние пройденное целью; $r_p(t)$ – расстояние пройденное БПЛА с ОЭСС;

$r_w(t)$ – расстояние между целью и БПЛА

Из анализа графиков рис.2 следует, что расчётное время встречи ЛА составляет $t_b \approx 3,4$, сек.

Параметры модулированных тепловых образов (ТО) поля ИТП СОЭП зададим следующими соотношениями:

– энергетические параметры:

$K_{\Pi i} = I_{\Pi i}^{\max} / I_0$ – коэффициент интенсивности помехового излучения i – го ТО поля ИТП, здесь $I_{\Pi i}^{\max}$ и I_0 – максимальное значение энергетической силы излучения i – го ТО поля ИТП и цели – ЛА ПИО Вт/ср ;

$k_{\Pi i}(t) = 1 + k_f(t) \cdot K_{\Pi i} \cdot F_{\Pi}(t, |\Delta \vec{r}_i|, \dots)$ – коэффициент эффективности внешних возмущающих воздействий излучения i – го ТО поля ИТП СОЭП на приёмную оптическую систему ОЭСС, здесь $k_f(t) = f_{\Pi}(t) / \Delta f_{\text{ЭКВ}}^{\text{ЗКУ}}$ – коэффициент пропускания частот управления бортовыми генераторами ТО поля ИТП и ЗКУ ОЭСС;

$F_{\Pi}(t, |\Delta \vec{r}_i|, \dots)$ – пространственный закон модуляции ТО поля ИТП с заданной амплитудной частотой – фазовой характеристикой (АЧФ);

$|\Delta \vec{r}_i|$ – модуль вектора пространственного смещения i – го ТО поля ИТП;

– кинематические параметры:

$\Delta \psi_{\Pi i} = f(t, |\Delta \vec{r}_i|, F_{\Pi}(t, |\Delta \vec{r}_i|, \dots), dF_{\Pi}/dt, |\vec{r}_w(t)|)$,
если $r_w(t) \geq r_{\Pi P}$;

$\Delta \psi_{\Pi i}(t) = 0$, если $r_w(t) < r_{\Pi D}$ – детерминированный шумовой (ошибочный) дополнительный курсовой угол (ДКУ) ЛА, возникающий за счёт воздействия i – го ТО поля ИТП; $r_{\Pi P} = \frac{|\Delta \vec{r}_i|}{2 \cdot \omega_{\text{ЗР}}}$ – предельное

расстояние оптического разрешения i – го ТО поля ИТП в угловой апертуре ПОС ОЭСС, где $2 \cdot \omega_{\text{ЗР}}$ – угловое поля зрения (конструктивная величина);

$\Delta \omega_{\Pi i}(t) = \frac{d}{dt}(\Delta \psi_{\Pi i}(t))$ – относительная угловая скорость вобуляции КПИ

(детерминированное управление флуктуацией оси координатора ОЭСС) при внешнем возмущающем воздействии угловой фазы и мощности i – го ТО поля ИТП в угловой апертуре ПОС ОЭСС, измеряется координатором.

Шум (ошибка) угла рассогласования, определяемого координатором ОЭСС при вобуляции КПИ в поле сигнатур i – го ТО ИТП СОЭП, определяется соотношением

$$\Delta_{\Pi i}(t) = \exp\left(\frac{-t}{T_C}\right) \cdot \int_0^t \exp\left(\frac{t}{T_C}\right) \cdot \Delta \omega_{\Pi i}(t) \cdot dt. \quad (4)$$

2. Кинематика сближения объектов по МПС и их связь с параметрами переходных процессов в ЗКУ ОЭСС в поле ИТП

Процессы сближения ЛА по МПС, в описанных условиях, состоят из нескольких этапов:

Первый этап. "Захват" цели (ЛА – ПИО) в сопровождение координатором ОЭСС БПЛА. Обычно оператор пуска БПЛА с ОЭСС в ручном или автоматическом режиме обеспечивает "захват" цели в течение нескольких секунд [8]. После выхода на рабочие режимы систем раскручивания гироскопа и арретирования оси координатора ОЭСС (выполнения команды "захват") и разрешения команды "пуск", БПЛА с ОЭСС покидает пусковую установку и находится в режиме автономного полёта. При этом полярная ось стабилизирующей гироскопической системы (ГС) координатора строго направлена на систему сигнатур тепловых сигналов от ЛА – ПИО. Цель воспринимается приёмником лучистой энергии (ПЛЭ) ОЭСС как групповой источник тепла с сигнатурами полей ИТП с одним яркостным центром. Так как нет оптического разрешения сигнатур двигателей цели и помеховых тепловых сигналов на большом расстоянии, полярная ось ГС координатора ОЭСС отслеживает яркостный центр – системы сигнатур цели. Половина поля зрения ПОС ОЭСС $\beta = 0,5 \cdot (2 \cdot \omega_{\text{ЗР}})$ определяет линейную часть дискриминационной характеристики (ДХ) ЗКУ [1-3, 8-14]. ДХ представляет собой математическую модель зависимости сигнала на выходе анализатора изображений (АИ) ОЭСС от угла рассогласования цели $\Delta_i(t)$, измеряемого координатором. При этом угловая скорость полярной оси ГС ограничивается максимальной угловой скоростью ЛВ цели ω_{max} , которая определяет нижнюю границу работоспособности ЗКУ по коэффициенту усиления $K_C(t) = 1/T_C$ ОЭСС, здесь T_C – постоянная времени контура управления ОЭСС [9, 12]. Управление ОЭСС, с момента автономного полета БПЛА осуществляется по двум основным конструктивным элементам. Первый элемент – это оптическая система с ПЛЭ и анализатором изображения с предварительным усилителем (ПУ) сигнала фототока, куда поступает первичная информация по КПИ от системы сигнатур излучающего ЛА, в виде векторных сигнатур тепловых сигналов от разогретых его конструктивных частей и от полей ИТП [5–7,9,10]. Второй элемент – это электронный блок усиления (ЭБУ) обработки первичной информации, где вырабатываются электрические (вторичные) сигналы управления исполнительными конструктивными силовыми

звеньями ЗКУ ОЭСС (к ним относятся: коррекционный блок управления координатором и силовой блок привода аэродинамических рулей, при управлении БПЛА с ОЭСС по тангажу и рысканию) [8, 9, 12-14]. Отметим, что первичная информация оптического диапазона через КПИ поступает в первичный элемент управления – оптическую систему ОЭСС, который является основным при формировании сигналов управления [10, 11]. Изменение первичной информации управления в начале автономного полёта БПЛА с ОЭСС в виде измеряемого координатором ОЭСС шума (ошибки) угла рассогласования $\Delta_{pi}(t)$

под воздействием i – го ТО поля ИТП СОЭП показано на рис. 4. Управление ЗКУ ОЭСС на первом этапе и последующих, происходит только динамическими векторными сигналами тепловых сигналов, которые находятся в угловой апертуре оптической системы от момента "захвата" цели в сопровождение до момента пространственной встречи ЛА по принятому алгоритму метода сближения [5].

Особенностью первого этапа является то, что при "захвате" ОЭСС тепловой цели в сопровождение оператором пуска БПЛА с ОЭСС, определенное время в ручном или автоматическом режиме, следует удерживать цель в прицеле пусковой установки с ограниченной амплитудой угловой раскачки линии визирования на цель [8]. В противном случае будет заблокирована команда "захват", а в дальнейшем и команда "пуск" [8]. Это связано с тем, что в момент "захвата" цели в сопровождение ОЭСС, полярная ось гироскопической системы координатора должна быть строго стабилизированной в направлении на цель по ЛВ (КПИ), при этом по заданному алгоритму формируется угол пеленга цели системой арретирования. За счёт воздействия поля ИТП генераторов СОЭП, команда «захват» на пусковой установке может быть заблокирована (нарушается работа системы арретирования), и «захват» цели ОЭСС в сопровождение не происходит [5].

Второй этап. Движение объектов (БПЛА с ОЭСС и ЛА – цели) по траекториям сближения по алгоритму МПС, заложенному в ЗКУ ОЭСС. При сближении, ось координатора ОЭСС постоянно направлена по вектору сигнатуры теплового сигнала от цели (КПИ) с определенным рассогласованием, а вектор скорости БПЛА с ОЭСС направлен с упреждением в мгновенную точку встречи [8]. Объекты движутся (если нет внешних помеховых возмущающих воздействий в виде полей ИТП) по расчетным кинематическим траекториям и встречаются в точке встречи в расчётное время t_b . По мере приближения БПЛА с ОЭСС к ЛА – цели, расстояние между объектами сокращается, т.е. $\bar{r}_w(t) \rightarrow 0$. Картиная плоскость, в

которой находится цель, приближается с одновременным уменьшением площади поля зрения ПОС ОЭСС. Наступает оптическое разрешение векторных тепловых сигналов от двигателей ЛА – цели с одновременным разрешением векторных сигнатур модулированных ТО полей ИТП, генерируемых средством индивидуальной ИК – защиты СОЭП. Поля ИТП могут быть созданы по новой концептуальной технологии ПСТО, описание которой приведено в работах [5, 15-18]. В этом случае в поле зрения ПОС, на ПЛЭ ОЭСС попадают векторные аддитивные тепловые сигналы непосредственно от цели и от системы генераторов модулированных ТО полей ИТП, т.е. происходит одновременное сопровождение ОЭСС нескольких тепловых сигнатур одного спектрального состава, но переменного контраста и мощности [5]. На определённом расстоянии (оптического разрешения системы источников излучения) от ЛА – цели, эти оптические сигналы, в зависимости от мощности лучистого потока, спектрального состава и заложенных в ОЭСС методов селекции и фильтрации, формируют сигналы управления ЭБУ (автопилотом), который выдаёт команды управления рулями БПЛА.

Определим изменение площади и диаметра круга поля зрения ПОС ОЭСС в полётное время БПЛА, при $\bar{r}_w(t) \rightarrow 0$:

$$S_{zr}(t) = \pi \cdot r_w(t) \cdot \omega_{zp}^2, \quad (5)$$

$$D_{zr}(t) = \sqrt{4/\pi \cdot S_{zr}(t)}. \quad (6)$$

Результаты расчётов по зависимостям (5) и (6) представлены на рис. 3. Из анализа графиков рис.3 следует, что процесс пространственной встречи ЛА по методу МПС сводится к следующей математической модели:

$$\lim S_{zr}(t) = 0, \text{ при } t \rightarrow t_b. \quad (7)$$

Сближение объектов и пространственная встреча по МПС, практически, сводится к попаданию цели - ПИО в своеобразную "ловушку", а именно: в вершину конуса с угловой апертурой поля зрения ПОС ОЭСС БПЛА. На рис.3 видно, что это происходит на 3,4 с. полёта БПЛА с ОЭСС, т.е. в расчётное время встречи. Нарушение модели пространственной встречи ЛА согласно зависимости (6) приводит к срыву процесса самонаведения или к промаху БПЛА с ОЭСС.

Отметим, что все этапы сближения ЛА являются пригодными для организации методов индивидуальной ИК – защиты ПИО от БПЛА с ОЭСС [3, 11, 14]. Обзор современных видов и параметров индивидуальных средств ИК – защиты (СОЭП) ЛА приведен в работах [11, 15].

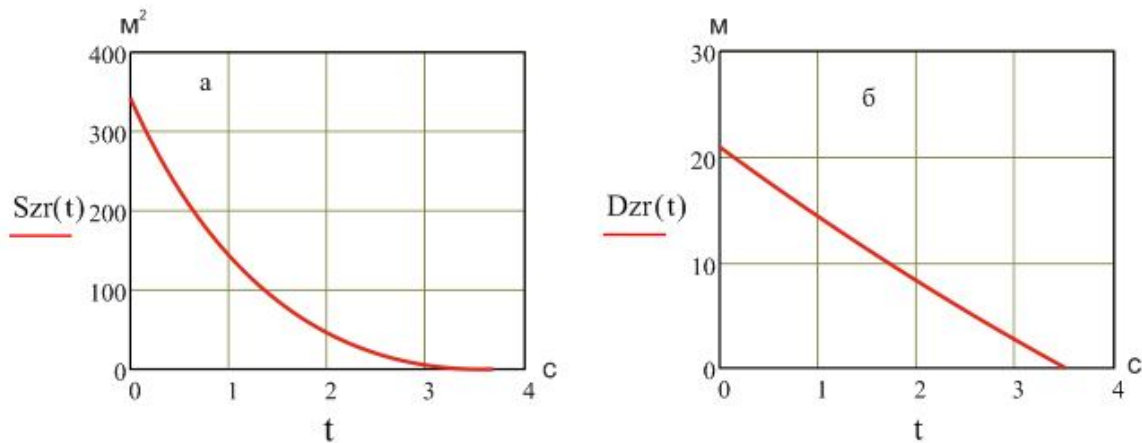


Рис. 3. Изменение площади $S_{zr}(t)$ и диаметра круга $D_{zr}(t)$ поля зрения ПОС ОЭСС БПЛА при заданном угле зрения $2 \cdot \omega_{зр}$ в полётное время

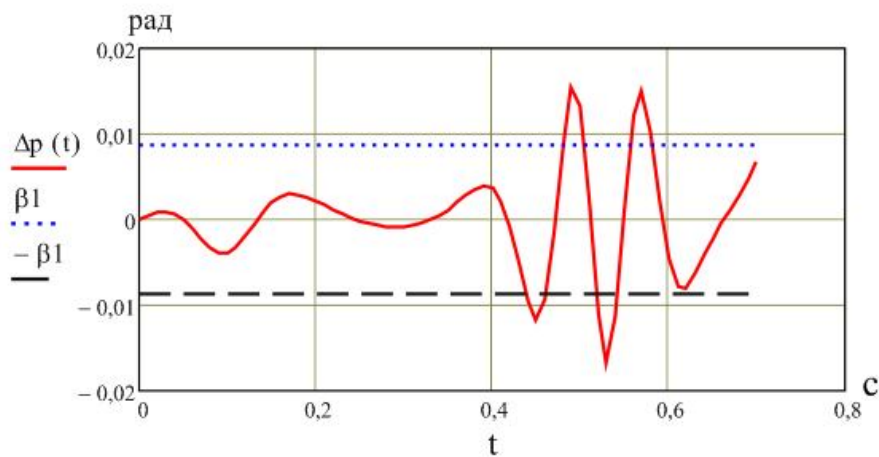


Рис. 4. Шум (ошибка) угла рассогласования при управлении СОЭП КПИ ТО поля ИТП в начале полёта БПЛА с ОЭСС:

$|\beta_1|$ – угловая апертура ограничения параметров управления БПЛА

Третий этап. Завершающий этап сближения ЛА – объектов по МПС. Этот этап наиболее ответственный и энергонапряженный (энтропия процесса максимальна) для всех звеньев ЗКУ, так как траектории сближения ЛА должны сходиться в мгновенной точке пространства, притом только одной [8]. Возможны два вероятностных случая:

- пространственная встреча БПЛА с ОЭСС с ЛА – целью, т. е. поражение цели;
- не встреча ЛА, т.е. промах, когда не выполняется задача БПЛА с ОЭСС в заданный промежуток времени.

При сближении БПЛА с ОЭСС с целью до расстояния $r_W(t) = 300 - 600$ м., ЗКУ ОЭСС работает на пределе динамической устойчивости с максимальным коэффициентом усиления и энергонапряженностью всех динамических звеньев управления, так как угол рассогласования обнуляется $\Delta(t) \rightarrow 0$ [3,5,8,9-14].

На этом этапе особенно важна стабильная работа инерционного звена ЗКУ ОЭСС автомата регулировки усиления (АРУ), который определяет нижний и верхний пределы изменения коэффициента усиления $K_S(t)$ ЗКУ, т. е. определяет его работоспособность и динамическую устойчивость [8,12,13].

Третий этап наиболее благоприятен для применения индивидуальной ИК – защиты ЛА по технологии ПСТО [5,15-18] пространственного управления КПИ, что эквивалентно вобуляции линии визирования цели в апертуре поля зрения ПОС ОЭСС, за счёт одновременного сопровождения двух и более нестационарных сигнатур ТО заданного спектрального состава поля ИТП СОЭП.

Действительно, динамические характеристики работоспособности и устойчивости ЗКУ ОЭСС наиболее полно определяются его ДХ, описываемой аналитической моделью первого или второго порядка [6,13]. Для описания математической модели управления КПИ под воздействием системы ТО поля ИТП,

приведём следующие выкладки и рассуждения.

Допустим, что на третьем этапе сближения ЛА по МПС, в угловой апертуре ПОС ОЭСС $2\omega_{зр}$, созданы ТО с сигнатурой $\bar{S}_{pi}(t)$ поля ИТП с заданными параметрами: АЧФ характеристикой; коэффициентом интенсивности спектрального излучения ТО $K_{\Pi i} > 1$. В поле зрения ПОС тепловые образы поля ИТП СОЭП синхронизированы по заданной пространственной угловой фазе $\theta(t)$, тогда можно записать уравнение, описывающее изменение коэффициента усиления $K_S(t)$ ЗКУ ОЭСС в полётное время БПЛА с ОЭСС в виде:

$$\begin{cases} K_{S0} \geq \frac{\omega_{\max}}{\beta}; \\ K_{Sp}(t) \leq \frac{\omega_{\max}}{\beta - k_{ЗКУ}(t) \cdot |\Delta_{\Pi}(t)|}, \end{cases} \quad (8)$$

где $K_{S0} = 1/T_c$; $K_{Sp}(t)$ – нижний и верхний предел изменения коэффициента усиления ЗКУ ОЭСС, обеспечивающий её работоспособность и динамическую устойчивость, соответственно: $K_{sp}^{DY} \geq K_{sp}(t) \geq K_{S0}$ [12];

$k_{ЗКУ}(k_{\Pi i}(t), \dots) > 1$ – коэффициент аддитивно - мультипликативного шума усилительного тракта ЗКУ, возникающего за счёт воздействия i -го ТО поля ИТП, который уменьшает (зашумляет) линейную часть ДХ ОЭСС [12,13]. Изменение коэффициента усиления ЗКУ ОЭСС в начале пространственной встречи ЛА по МПС, в поле модулированных ТО ИТП при нестационарной частоте модуляции, показано на рис. 5.

Представляет интерес исследование дискриминационной характеристики ЗКУ ОЭСС при сближении ЛА на предельное расстояние оптического разрешения сигнатур помех – модулированных ТО поля ИТП в 300 – 600 м, т. е. при детерминированном управлении пространственным положением КПИ

СОЭП [5,15-18]. При этом сигнатуры ТО находятся на краю поля зрения ПОС ОЭСС. Исследование дискриминационной характеристики ЗКУ ОЭСС при воздействии системы генераторов ТО поля ИТП проведём по зависимости вида [13]

$$U_p(t) = \begin{cases} K_{sp}(t, f_{\Pi}(t), \dots) \cdot \sin \left(\pi \cdot \frac{\sum \Delta_i^P(t)}{\beta} \right), & \text{если } \Delta_i^P(t) \leq \beta; \\ 0, & \text{если } \Delta_i^P(t) > \beta, \end{cases} \quad (9)$$

здесь $\Delta_i^P(t) = \Delta_o(t) + \Delta_{\Pi i}(t)$.

Результаты расчёта ДХ, в указанных условиях, представлены на рис. 6 и рис.7. Расчёт величины промаха БПЛА с ОЭСС, в условиях воздействия векторных сигнатур $\bar{S}_{pi}(t)$ тепловых внешних возмущений в виде ТО поля ИТП, проведен по следующему предлагаемому алгоритму:

$$\begin{aligned} \psi_p(t) &= \psi_o - \Delta^p(t) + \frac{1}{T_c} \cdot \int_0^t \Delta^p(t) \cdot dt; \\ \beta_p(t) &= \beta_o + f(k_W) \cdot (\psi_p(t) - \psi_o); \\ W_{np}(t) &= V_p \cdot \left(\frac{d}{dt} \beta_p(t) \right) \cdot \cos \beta_p(t) \cdot W(p); \\ n_p(t) &= \frac{W_{np}(t)}{g}; \\ V_{wp}(t) &= V_z(t) \cdot \cos \psi_p(t) - V_p \cdot \cos \beta_p(t); \\ \Delta h_p(t) &= 0,5 \cdot |\Delta \vec{r}_i| \cdot \left(1 - \frac{n_p(t) \cdot |\Delta \vec{r}_i| \cdot \sin \eta(t)}{(V_{wp}(t) \cdot 2 \cdot \omega_{зр})^2} \right), \end{aligned}$$

где индекс p обозначает кинематические параметры помех;

$W_{np}(t)$, $n_p(t)$ – реальное нормальное ускорение и коэффициент поперечной перегрузки БПЛА с ОЭСС на траектории встречи;

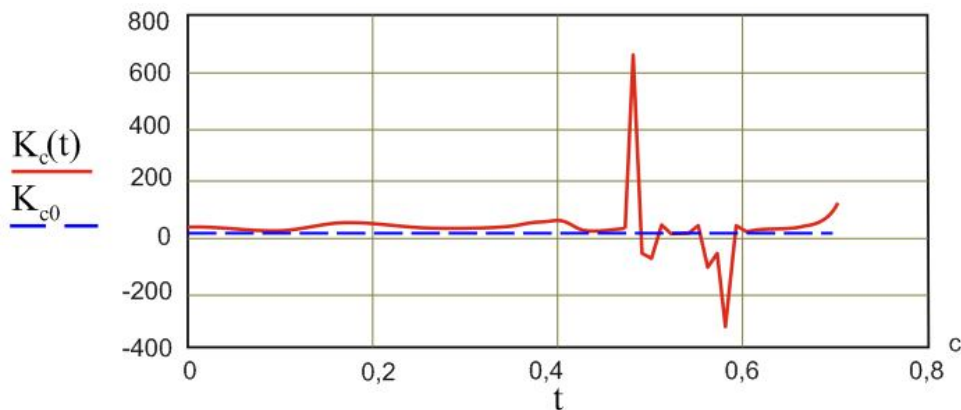


Рис. 5. Изменение коэффициентов усиления ЗКУ ОЭСС : $K_c(t)$ – в условиях воздействия ТО поля ИТП; K_{c0} – беспомеховые условия

$\Delta h_p(t)$ – расчетный промах БПЛА с ОЭСС в данный момент времени полёта;

$\eta(t)$ – угол между нормалью к вектору смещения сигнатуры ТО $\Delta \vec{l}$ в плоскости предметов и вектором скорости БПЛА с ОЭСС $\vec{V}_p$ в данный момент време-

ни.

Результаты расчёта промаха $\Delta h_p(t)$ и коэффициента перегрузки $n_p(t)$ приведены на рис. 8 и рис. 9.

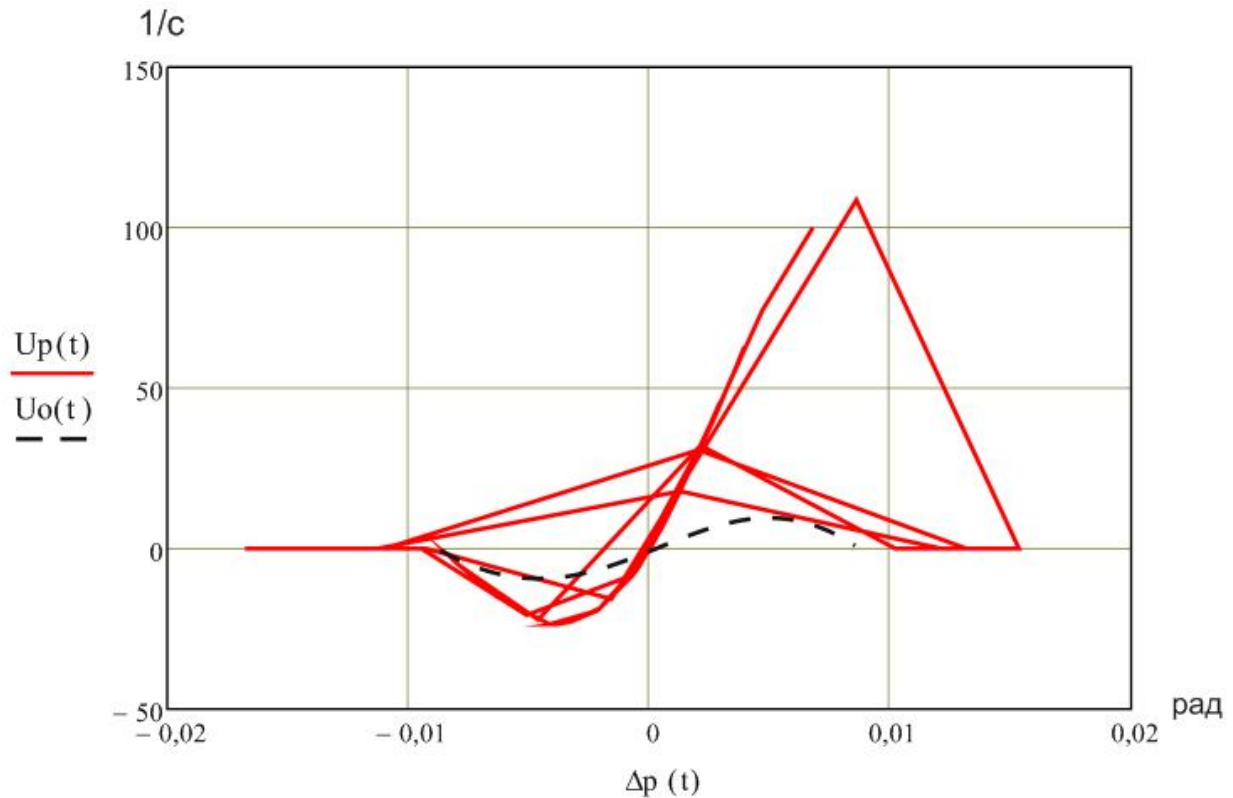


Рис. 6. Вид дискриминационной характеристики ЗКУ управления ОЭСС:

$U_p(t)$ – при возбуждении КПИ под воздействием ТО поля ИТП СОЭП; $U_0(t)$ – в беспомеховых условиях

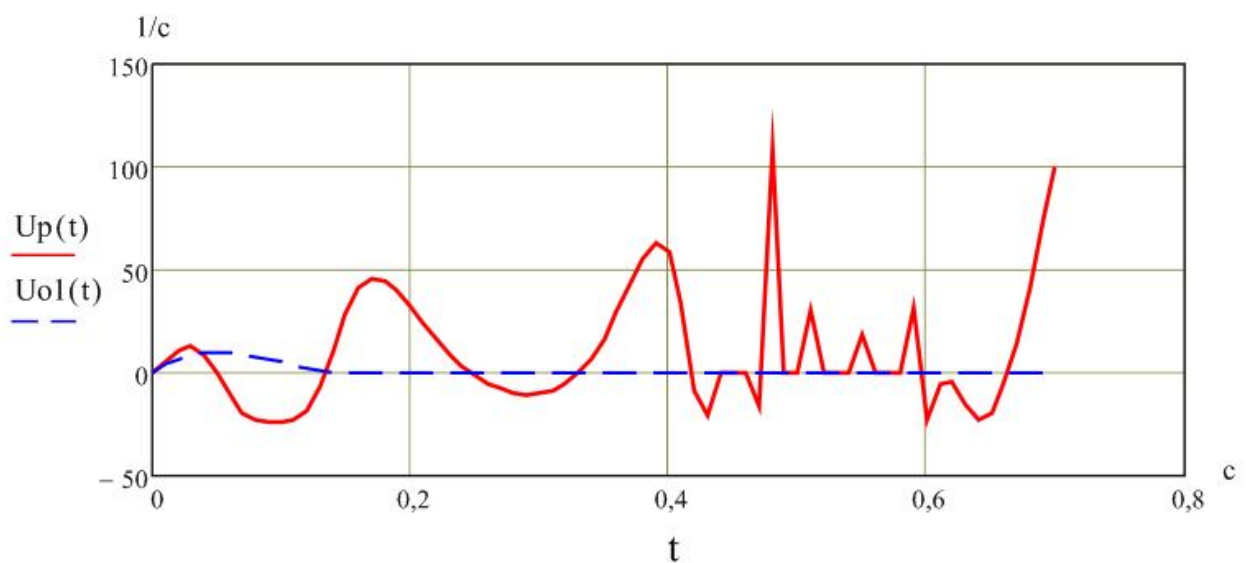


Рис. 7. Вид дискриминационной характеристики ЗКУ ОЭСС во время полёта БПЛА:

$U_p(t)$ – при возбуждении КПИ под воздействием ТО поля ИТП СОЭП; $U_{01}(t)$ – в беспомеховых условиях

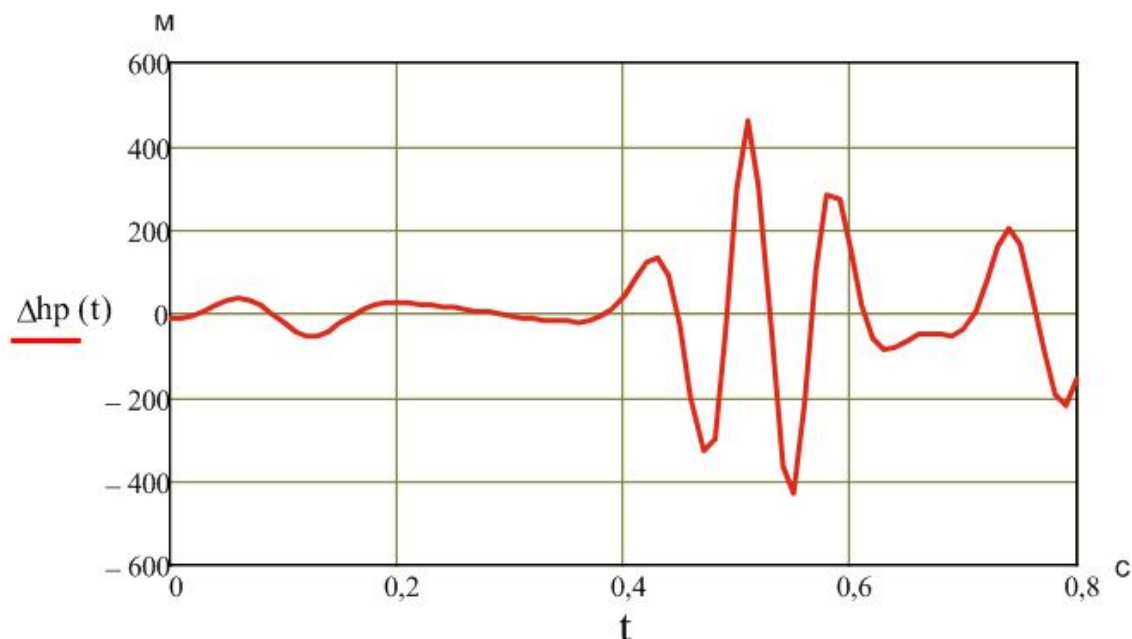


Рис. 8. Результаты расчета мгновенного промаха БПЛА с ОЭСС при детерминированном управлении пространственным положением КПИ СОЭП в начальный момент полёта

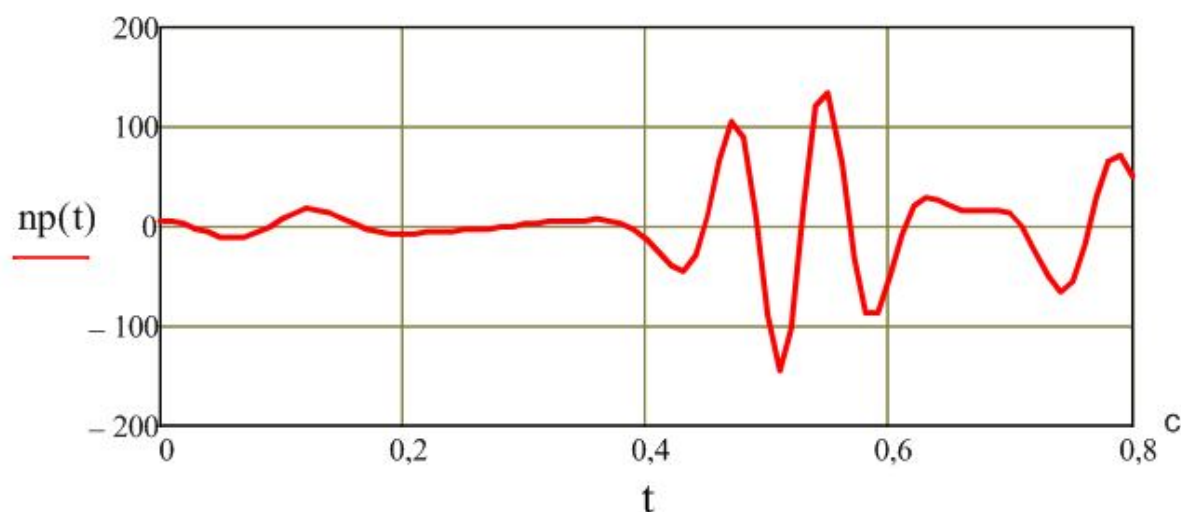


Рис. 9. Изменение коэффициента требуемой поперечной перегрузки при управлении полётом БПЛА с ОЭСС на траектории встречи – МПС, в условиях применения технологии ПСТО при управлении пространственным положением КПИ

Представляют интерес расчёты траектории сближения динамических объектов по МПС при воздействии сигналов помехи СОЭП, построенной по технологии ПСТО [5, 15-18] по разработанному выше алгоритму (1), (2), (9). Результаты расчётов представлены на рис.10. Из анализа рис.10 видно, что на 2,6 сек. полёта БПЛА с ОЭСС, при предельном оптическом разрешении ПОС ОЭСС сигнатур ТО помех на расстоянии около $|\vec{r}(t)_{\text{пр}}| \approx 600$ м от ЛА – цели, происходит резкий сход БПЛА с ОЭСС с

кинематической траектории сближения и срыв процессов слежения и самонаведения (пунктирная линия). ПОС ОЭСС теряет цель, что приводит к ожидаемому детерминированному промаху БПЛА с ОЭСС без возможности повторного «захвата» цели в сопровождение [5, 8, 16].

В момент срыва процесса самонаведения, примерно на 2,6 сек. полета, перегрузка БПЛА с ОЭСС составляет более $n_p = 250$ (оценки проведены по алгоритму (9)), что может привести к его разрушению.

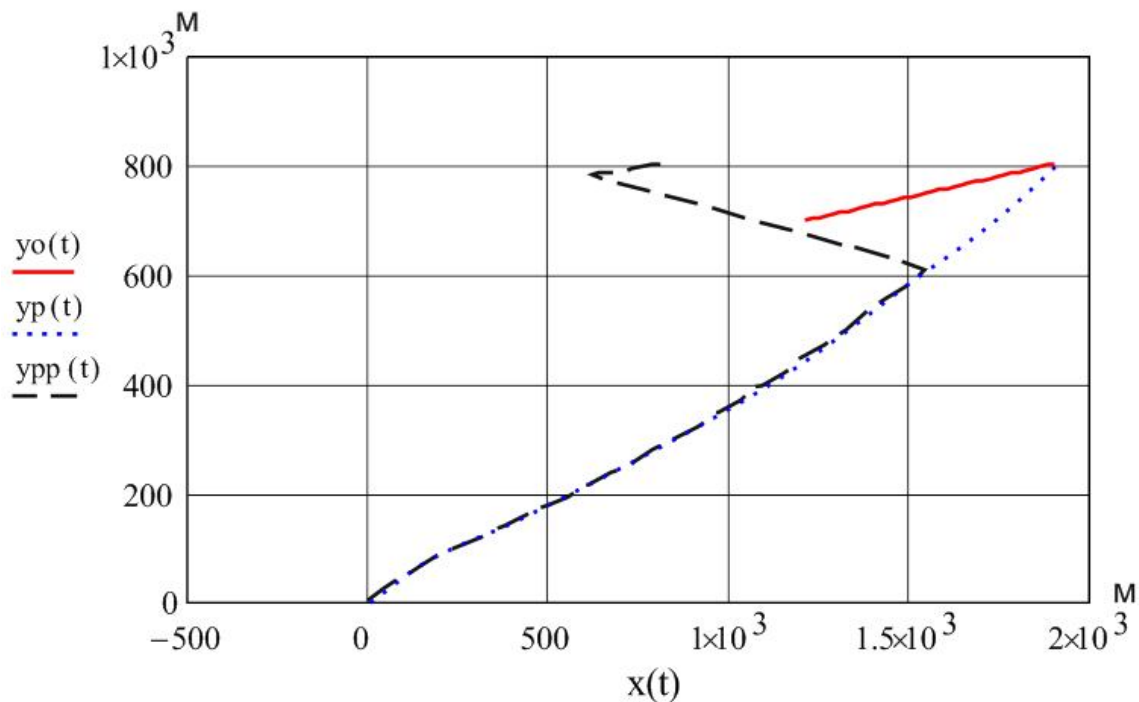


Рис. 10. Траектории сближения динамических объектов по МПС при воздействии сигналов помехи СОЭП, построенной по технологии ПСТО:

$y_0(t)$ - траектория ЛА (ПИО) при взлёте; $y_p(t)$ – траектория БПЛА с ОЭСС (объект управления);

$y_{pp}(t)$ – сход БПЛА с кинематической траектории сближения

3. Обсуждение полученных результатов исследований

На основании проведенных расчетов кинематических параметров пространственной встречи ЛА по разработанному алгоритму (1-3) и (4-9) (см. рис. 1-10) получены исходные данные для проведения синтеза СОЭП и оценки связи переходных динамических процессов в ЗКУ ОЭСС с параметрами кинематики траектории сближения БПЛА с ОЭСС – ЛА цели по МПС.

Из анализа результатов расчётов приведенных на рис. 4-10 следует, что применение технологии управления пространственным положением КПИ за счёт одновременного сопровождения тепловых модулированных сигнатур i -го ($i = 1, 2, 3, \dots$) ТО поля ИТП и ПИО, приводит к значительным искажениям динамических параметров ЗКУ слежения и самонаведения ОЭСС пассивного типа.

На рис.4 видно, что уже на 0,5 с., полёта БПЛА с ОЭСС её приёмная оптическая система теряет цель из-за выхода угла рассогласования, измеряемого координатором, за пределы параметров апертуры управления $|\beta|$ ЗКУ. В реальных условиях это означает срыв процесса самонаведения.

На рис.5, момент срыва процесса самонаведения, изображён в виде резкого изменения коэффициента усиления ЗКУ, скачком, до значения $K_{st}(t)$

большим 630, что в 63 раза больше нижнего значения. При этом система АРУ ЗКУ ограничивает сигнал управления сверху, что приводит к перегрузке (запиранию) усилительного тракта и, как следствие, к зашумлению линейной части ДХ. Этот факт подтверждён сравнением ДХ в указанных условиях сближения ЛА (см. рис.6 и рис. 7). В данных условиях управление ОЭСС а, следовательно, и траекторией полёта объекта управления – БПЛА невозможно [5].

На рис. 7 представлены сравнения ДХ ЗКУ по времени. Здесь видно, что в беспомеховых условиях ОЭСС сопровождает ЛА – цель точно с 0,4 сек. полёта (т. е. переходной процесс составил 0,4 с). В условиях управления пространственным положением КПИ СОЭП, уже на 0,2 сек., наблюдается скачок до $K_{st}(t) = 47$, что в 4,7 раза выше нижнего предела, что приводит к перегрузке системы АРУ, насыщению предварительного усилителя ПЛЭ. Это вызывает срыв процесса «захвата» тепловой сигнатуры излучающего объекта в сопровождение, за счёт срыва работы системы арретирования ОЭСС под воздействием генерации полей ТО СОЭП [8], что подтверждено экспериментами [5].

На рис. 8 приведены результаты расчётов промаха БПЛА с ОЭСС при облучении ПОС ТО поля ИТП на третьем завершающем этапе полёта. На рис. 8 видно, что величина динамического мгновенного промаха на 0,5 сек., полёта БПЛА с ОЭСС находится

за критическими значениями. Это значит, что срыв процесса самонаведения ОЭСС произошёл намного раньше, в начале автономного полёта, т. е. в промежутках времени $0 - 0,5$ с., с момента выхода БПЛА с ОЭСС из пусковой установки, когда коэффициент усиления ЗКУ имел критическое изменение (см. рис.7). Возникающие предельные поперечные перегрузки при управлении БПЛА с ОЭСС в этот промежуток времени, представленные на рис.9, убедительно это подтверждают: на 0.5 секунде полёта поперечная перегрузка составляет более 140, что может привести к разрушению БПЛА как объекта управления. Этот момент подтверждён расчётами кинематической траектории сближения БПЛА с ОЭСС по МПС при воздействии сигналов помехи СОЭП построенной по технологии ПСТО, см. рис.10. При сближении БПЛА с ОЭСС на расстояние около 600м. до ЛА-цели происходит резкое изменение траектории с поперечной перегрузкой более 250 единиц, расчёты проведены по алгоритму (9).

4. Рекомендации

Представленные результаты исследований в данной работе и в работах [5,15-18] являются теоретическим обоснованием технологии детерминированного управления пространственным положением КПИ – ПСТО, на базе специальной организации процесса одновременного сопровождения ПОС ОЭСС системы излучающих источников (ТО поля ИТП) заданного спектрального состава, переменной мощности лучистого потока и постоянной тепловой сигнатуре ПИО. Основной отличительной особенностью технологии ПСТО является то, что она позволяет управлять пространственным положением КПИ на принципах вобуляции линии визирования цели ($\vec{r}_w(t)$) в угловой апертуре ПОС современных типов пассивных ОЭСС, в отличие от применяемых в настоящее время «заградительных» типов СОЭП [3,11,14]. «Заградительные» технологии воздействуют на второй элемент управления – электронный тракт, а это требует обязательного знания тактико-технических параметров подавляемых типов БПЛА с ОЭСС. Возможно применение технологии ПСТО и в других диапазонах электромагнитного излучения, а также для противодействия БПЛА с активными ОЭСС. Технология ПСТО обладает всеми признаками универсальности, так как не требует знания тактико-технических характеристик звеньев управления ОЭСС [5,15-18], в этом случае необходимо знать лишь входные и выходные параметры ЗКУ, которые легко определяются из математической модели применяемого метода сближения динамических объектов.

Заключение

Представленные в работе математические модели управления пространственным положением КПИ на базе предложенной гипотезы о том, что динамическая сигнатура теплового сигнала является векторным "силовым" фактором управления приёмной системой пространственного наблюдателя (ОЭСС) [5], получили теоретическое подтверждение. Теоретически обоснована и подтверждена технология – ПСТО детерминированного управления пространственным положением (вобуляции) КПИ различным типам ОЭСС [5,15-18]. Проведенное исследование полученных математических моделей взаимного влияния между кинематическими параметрами траектории сближения БПЛА с ОЭСС с ЛА – целью по МПС и сигналов управления электронным блоком ОЭСС при воздействии поля помех по технологии ПСТО, приводят к следующим выводам:

1. Представленные в работе математические модели, на стадии проектирования ОЭСС пассивного типа, позволяют:

- исследовать переходные динамические процессы в ЗКУ сложными системами с пересекающимися связями;
- определять границы устойчивой работы динамических звеньев ЗКУ ОЭСС;
- проводить исследования различных методов помехозащищённости пассивных ОЭСС;
- исследовать методы управления положением КПИ, например ИК – и УФ – диапазона;

2. Показано, что $K_{Pi} = \frac{I_{Pi}^{max}}{I_o}$ – коэффициент интенсивности помехового излучения i – го ТО поля ИТП может рассматриваться как параметр качества при синтезе СОЭП – ПСТО;

3. Разработанные модели управления ОЭСС в поле ИТП, создаваемых СОЭП по технологии ПСТО, позволяют на базе подтверждённой гипотезы "силового" управления пространственным положением (вобуляции) КПИ [5]:

- исследовать альтернативные методы постановки активных (квазипассивных) помех ИК – и УФ – диапазона систем слежения и самонаведения;
- могут быть использованы при синтезе СОЭП, как индивидуальных средств ИК – защиты теплоизлучающих объектов от высокоточного оружия, в том числе и ЛА различного гражданского коммерческого назначения.

Литература

1. Авиационные системы информации оптического диапазона [Текст]: справ. / под ред. Л.З. Криксунова. – М.: Машиностроение, 1985. – 264 с.
2. Системы управления и динамика полёта ракет [Текст] / под ред. В.С. Пугачёва. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1965. – 416 с.
3. Федосов, Е.А. Системы управления конечным положением в условиях противодействия среды [Текст] / Е.А. Федосов, В.В. Инсаров, О.С. Селивохин. – М.: Наука, 1989. – 272 с.
4. Казак, В.М. Системи і методи відновлення живучості літальних апаратів у польоті [Текст] / В.М. Казак. – К.: НАУ, 2010. – 210 с.
5. Кулалаев, В.В. Сигнатура тепловых сигналов объекта в пространственном информационном поле, как «силовой» фактор управления оптико-электронными следящими системами [Текст] / В.В. Кулалаев, А.В. Кулалаев // Авиационно – космическая техника и технология. – 2011. – № 9(86). – С. 168–176.
6. Nicholson, A. F. Error signals and discrimination in optical trackers that see several sources [Text] / A. F. Nicholson // Proc. IEEE. – 1965. – Vol. 53, № 1. – P. 56–71.
7. Гриневич, В.Н. О влиянии метода модуляции на возможность разрешения двух источников в следящем оптико- электронном приборе [Текст] / В.Н. Гриневич //Изв. вузов СССР. Геодезия и аэрофотосъёмка. – 1974. – № 5. – С. 133–141.
8. Акулов, И.Е. Техническая подготовка командира взвода ПЗРК 9К38 «Игла» [Текст] : учеб. пособие / И.Е. Акулов, В.И. Байдаков, А.Г. Васильев. – Томск: Изд-во Томский политехнический университет, 2011. – 192 с.
9. Криксунов, Л.З. Инфракрасные системы [Текст] / Л.З. Криксунов, И.Ф. Усольцев; под общ. ред. д.т.н. Л.З. Криксунова. – М.: Изд-во. Сов. Радио, 1968. – 320 с.
10. Лазарев, Л.П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов [Текст] / Л.П. Лазарев. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.
11. Якушенков, Ю.Г. Методы борьбы с помехами в оптико – электронных приборах [Текст] / Ю.Г. Якушенков, В.Н. Луканцев, М.П. Колосов. – М.: Радио и связь, 1981. – 180 с.
12. Барский, А.Г. Оптико-электронные следящие системы [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Барский. – М.: Университетская книга Логос, 2009. – 200 с.
13. Астапов, Ю.М. Теория оптико-электронных следящих систем [Текст] / Ю.М. Астапов, Д.В. Васильев, Ю.И. Заложнев. – М.: Наука, 1988. – 328 с.
14. Перунов, Ю.М. Радиоэлектронное подавление информационных каналов систем управления оружием [Текст] / Ю.М. Перунов, К.И. Фомичёв, Л.М. Юдин; под ред. Ю. М. Перунова. – М.: Радиотехника, 2003. – 416 с.
15. Кулалаев, В.В. Состояние и перспективы разработок систем защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения [Текст] / В.В. Кулалаев, П.О. Науменко, А.В. Кулалаев // Авіаційно-космічна техніка і технологія. –2003.– № 40(5). – С. 13–18.
16. Технология пространственного смещения теплового образа (технология «ПСТО»). Пассивная ИК - защита самолетов и вертолетов гражданской авиации – система «КАРАВАН» [Текст] / В.В. Кулалаев, А.В. Кулалаев, С.С. Чемезов, М.Г. Салахеев, П.Н. Устименко // Авиакосмическое приборостроение. – 2008.– №3. – С. 35 – 41.
17. Пат. №2295743 Российская Федерация, МПК G2B26/04, G02F1/29. Способ оптической модуляции лучистого потока / Кулалаев В.В.(UA), Кулалаев А.В. (UA), Устименко П.Н. (RU); Заявитель и патентообладатель Кулалаев В.В., Кулалаев В.А., Устименко П.Н. – № 2005108923/28; заявл. 29.03.05; опубл. 10.09.06.
18. Пат. №2291374 Российская Федерация, МПК F41H11/0. Способ пространственного смещения теплового образа и устройство для его реализации / Кулалаев В.В.(UA), Кулалаев А.В. (UA); Заявитель и патентообладатель Кулалаев В.В., Кулалаев А.В. – № 2005119393/28; заявл. 22.06.05; опубл. 10.01.07.

Поступила в редакцию 15.02.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. Производства радиоэлектронных систем ЛА В.М. Илюшко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УПРАВЛІННЯ ПРОСТОРОВИМ ПОЛОЖЕННЯМ КАНАЛУ ПЕРЕДАЧІ ІНФОРМАЦІЇ ПРИ САМОНАВЕДЕННІ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ДИНАМІЧНИЙ ВИПРОМІНЮЮЧИЙ ОБ'ЄКТ

А.В. Кулалаєв

На підставі системного феноменологічного підходу проведено дослідження параметрів управління просторовим положенням каналом передачі інформації (КПІ) та зв'язку оптико – електронних систем стеження (ОЕСС) при самонаведенні безпілотною літальною апарату (БПЛА) на динамічний випромінюючий об'єкт в полі зовнішніх, збурюючих штучних теплових перешкод (ШТП). Складено математичні моделі та отримано аналітичні залежності для дослідження параметрів просторового управління КПІ при зближенні двох динамічних об'єктів: БПЛА та випромінювального літального апарату (ЛА) за методом пропорційного зближення

(МПЗ). Результати роботи можуть бути використані при дослідженнях методів перешкодозахищеності і динамічної стійкості контурів управління ОЕСС, а також при синтезі систем оптико – електронної протидії (СОЕП) ОЕСС різного оптичного діапазону на БПЛА, наприклад, для забезпечення безпеки польотів цивільної та комерційної авіації.

Ключові слова: інформаційне поле, тепловий образ, поле штучних теплових перешкод, вектор, електромагнітні випромінювання, управління, протидія, корекція, оптико-електронна система стеження.

CONTROL ON SPATIAL LOCATION OF INFORMATION TRANSFER CHANNEL WHILE UAV GUIDING ONTO DYNAMIC EMITTING OBJECT

A.V. Kulalayev

Based on systematic phenomenological approach it was conducted the research of parameters of control on spatial location of information transfer channel (ITC) and connection between optic-electronic tracking and homing systems (OTHS) while unmanned aerial vehicle (UAV) guidance onto dynamic emitting object within the field of external disturbing artificial thermal interferences (ATI). The mathematical models were compiled and analytic dependences were obtained for the research of parameters of spatial control on ITC while approaching of two dynamic objects: UAV and emitting aircraft based on the method of proportional approaching (MPA). The results of works can be used during the research of noise-immunity method and method of dynamic stability of OTHS control loop as well as during synthesis of the optic-electronic countermeasure systems (OECS) to OTHS of various optical range onboard UAV, for example, for ensuring safety of civil and commercial aviation.

Key words: information field, thermal image, artificial thermal interferences field, vector, electromagnetic radiations, control, countermeasure, correction, optic-electronic tracking and homing system.

Кулалаев Андрей Викторович – аспирант каф. автоматизации и энергоменеджмента, Национальный авиационный университет, Киев, e-mail: kulalayev@yahoo.com

УДК 621.56

И.Н. ЛУКАШЕВ, Г.А. ГОРБЕНКО, П.Г. ГАКАЛ, Р.Ю. ТУРНА, Н.И. ИВАНЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПАРОКОМПРЕССИОННАЯ ХОЛОДИЛЬНАЯ МАШИНА С СОЛЕНОИДНЫМ КЛАПАНОМ В КАЧЕСТВЕ РЕГУЛЯТОРА РАСХОДА ХЛАДАГЕНТА

Анализируется переход от традиционной холодильной машины с терморегулирующим вентилем (ТРВ) к холодильной машине с соленоидным клапаном. Показано, что замена ТРВ на соленоидный клапан позволит снизить энергопотребление, количество заправляемого в систему хладагента, а также позволит отказаться от некоторых элементов, которые используются в традиционных холодильных машинах (жидкостного ресивера, нагревателей (тэнов) подсистемы оттайки и др.), что существенно удешевит холодильную машину, повысит её надёжность, энергоэффективность, экологическую безопасность.

Ключевые слова: холодильная машина, терморегулирующий вентиль, соленоидный клапан, энергозатраты, экологическая безопасность.

Введение

Одним из направлений повышения надежности, безопасности и эффективности холодильных машин (ХМ) является внедрение новых элементов и схемных решений, позволяющих устранить недостатки существующих холодильных машин. На сегодняшний день, наиболее существенными недостатками холодильных машин, особенно промышленных, являются: большой объем заправки хладагента, неэффективная с точки зрения энергозатрат работа ХМ при низких температурах окружающей среды, высокий перегрев хладагента на выходе из испарителя.

Поэтому разработка новых технических решений, направленных на устранение указанных выше недостатков, а также повышение безопасности, в том числе и экологической, надежности и эффективности ХМ, используемых на промышленных предприятиях и складах, является актуальной задачей.

В статье предложено и обосновано одно из возможных схемных решений ХМ, направленное на устранение перечисленных выше недостатков. Решение базируется на использовании соленоидного клапана в качестве регулятора расхода хладагента.

1. Постановка задачи

Основная задача холодильной машины – перенос теплоты от потребителя к окружающей среде с температурой выше, чем температура потребителя. Несмотря на широкую область применения, различную холодопроизводительность, разный темпера-

турный диапазон работы, любая из существующих ХМ имеет фиксированный набор типовых элементов - охладитель (испаритель), конденсатор, компрессор, регулятор расхода хладагента, ресивер, дроссель и т. д. Каждый из перечисленных элементов выполняет определенную функцию. Так, назначение регулятора расхода (они же дросселирующие устройства) – поддержание баланса между количеством испарившегося в охладителе (испарителе) хладагента и расходом хладагента на входе в испарителя. При этом в регуляторе расхода давление хладагента снижается от давления конденсации до давления испарения.

Регуляторы расхода подразделяются на две большие группы, одна из которых предназначена для оснащения ХМ, работающих с перегревом пара за испарителем, в этом случае регулятор поддерживает заданный перегрев пара за испарителем, а другая группа это регуляторы, предназначенные для ХМ с затопленными испарителями. В последнем случае регулятор поддерживает заданный уровень хладагента в испарителе [1].

В зависимости от назначения регуляторы расхода могут иметь разное конструктивное исполнение. Как правило, для холодильных машин с малой холодопроизводительностью, работающих при стабильном давлении конденсации и испарения, в качестве дроссельного устройства используются капиллярные трубки. Достоинство капиллярных трубок в том, что они могут работать как с однофазным, так и с двухфазным хладагентом на входе. Поэтому, в таких холодильных машинах ресивер хладагента отсутствует, хладагент находится в основном в испарителе и конденсаторе, что позволяет существен-

но снизить объем заправки системы. Это положительное свойство безресиверных ХМ позволяет снизить не только их стоимость, но и повысить их безопасность для человека и окружающей среды, т.к. некоторые хладагенты являются озоноразрушающими (некоторые из фреонов), токсичными и пожаровзрывоопасными (пропан, бутан, аммиак), имеют не нулевой потенциал глобального потепления HGPW. Однако существенным недостатком капиллярной трубки является ее узкая область работоспособности, поэтому они могут работать в ограниченном диапазоне холодопроизводительности и температуры окружающей среды.

В промышленных ХМ, в силу универсальности их использования, холодопроизводительность, давление конденсации и испарения изменяются в очень широких диапазонах. Поэтому диапазон работоспособности дросселирующих устройств также должен быть очень широкий. В таких холодильных машинах в качестве регулятора расхода используются терморегулирующие или электронные расширительные вентили (ТРВ, ЭРВ). Использование ТРВ и ЭРВ позволяет существенно расширить диапазон работоспособности ХМ, однако накладывают на ХМ необходимость установки после конденсатора жидкостного ресивера, так как ТРВ и ЭРВ работают только при однофазном (жидком) потоке хладагента на входе.

Типичная схема холодильной машины с ТРВ представлена на рис. 1. В систему входят: компрессор (К), испаритель (И), конденсатор (КН), терморегулирующий вентиль (ТРВ), фильтр-осушитель (Ф), ресивер (Р), соленоидальный клапан (СВ), смотровое окно (СО), термобаллон (Б).

В компрессоре (К) перегретый пар сжимается до давления конденсации. Температура перегретого пара больше температуры окружающей среды. Перегретый пар поступает в конденсатор (КН), где он охлаждается и конденсируется. Затем конденсат поступает в ресивер (Р), в котором происходит сепарация двухфазной среды. Жидкая фаза через фильтр-осушитель (Ф), смотровое окно (СО), соленоидальный вентиль (СВ) поступает в ТРВ, где ее давление снижается до давления испарения и она поступает в испаритель (И). Расход хладагента регулируется путем изменения площади проходного сечения ТРВ в зависимости от перегрева пара на выходе из испарителя. Перегрев фиксируется с помощью термобаллона (Б).

Давление, и соответственно температура, конденсации зависит от температуры окружающей среды и изменяется в течение суток и времени года. Увеличение температуры окружающей среды приводит к увеличению температуры конденсации, а увеличение температуры конденсации на 1°C при-

водит к снижению холодопроизводительности на 1-2%, и возрастанию удельного расхода электроэнергии на 2-2,5% [2]. При снижении давления конденсации холодопроизводительность возрастает, энергопотребление уменьшается. Но при этом следует учитывать ограничение ТРВ по минимальному давлению конденсации.

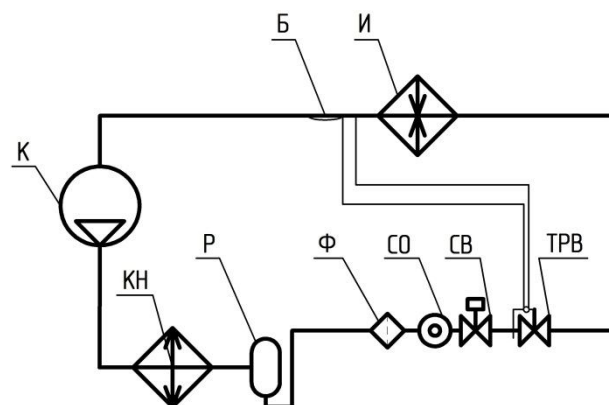


Рис. 1. Схема стандартной паровой компрессионной ХМ: К – компрессор; КН – конденсатор; Ф – фильтр-осушитель; СО – смотровое окно; СВ – соленоидальный клапан; Р – ресивер; И – испаритель; Б – термобаллон; ТРВ – терморегулирующий вентиль

В зимний период времени температура окружающей среды иногда становится ниже температуры в холодильной камере (потребителе холода). Как следствие появляется возможность прямого охлаждения камеры без реализации холодильного цикла (т.н. режим «фрикулинга (free cooling)»). Однако техническая реализация режима «фрикулинга» обычно сопряжена с большими техническими трудностями и не оправдывается экономически. Поэтому режим фрикулинга реализуют, как правило, на достаточно крупных холодильных установках, при достаточно большом количестве часов в году с температурой окружающей среды ниже температуры потребителя. Чаще всего и в зимний период теплота от потребителя отводится холодильной машиной. Но при этом необходимо учитывать то, что при снижении давления конденсации и фиксированном давлении в испарителе перепад давления на ТРВ будет уменьшаться. В результате ТРВ будет открываться до достижения максимального открытия. Затем, после полного открытия ТРВ давление испарения начнет также уменьшаться, в соответствии с понижением давления конденсации. Низкое давление испарения может привести не только к остановке всей ХМ, но и к перегреву и выходу со строя компрессора.

Для сохранения работоспособности ХМ давление конденсации фиксируется и не опускается ниже определенного значения или с помощью от-

дельного регулятора давления конденсации, который поддерживает минимально необходимый для работы ТРВ перепад давлений между конденсатором и испарителем, или путем регулирования условий теплообмена между хладагентом в конденсаторе и окружающей средой, и то и другое приводит к неоправданным энергозатратам.

Таким образом, применение в холодильной машине в качестве регулятора расхода ТРВ наряду с достоинствами имеет и недостатки, обусловленные тем, что:

1) в системе должен быть установлен ресивер, что усложняет конструкцию, увеличивает массу заправляемого хладагента и, в конечном итоге, приводит к росту стоимости ХМ, снижает ее экологическую безопасность;

2) в зимний период необходимо фиксировать давление конденсации на минимально допустимом уровне, что приводит к неоправданно высокому потреблению электроэнергии компрессором, что ухудшает энергоэффективность ХМ в целом;

3) в холодильной машине с ТРВ перегрев после испарителя поддерживается на уровне 8-12°C – это связано с инерционностью ТРВ. Такой высокий перегрев приводит к уменьшению эффективности испарителя на 5-10%.

2. Холодильная машина с соленоидным клапаном

Одним из способов решения перечисленных выше проблем является использование вместо ТРВ соленоидного клапана в качестве регулятора расхода. Преимущество соленоидного клапана по сравнению с ТРВ в том, что он может пропускать требуемый расход хладагента при минимальном перепаде давлений. Кроме того, он также малочувствителен к появлению двухфазного парожидкостного потока на входе. За счет этого может быть осуществлен очень экономичный цикл холодильной машины в зимнее время с минимальной разностью температур конденсации и испарения, а также отпадает необходимость в использовании ресивера. В силу этого, количество заправляемого хладагента в системе может быть снижено на 60%. Принципиальная схема холодильной машины с соленоидным клапаном представлена на рис. 2.

В представленной схеме парокомпрессионной ХМ используется стандартный соленоидный клапан. Регулирование необходимого расхода хладагента в испаритель осуществляется путём периодического включения/выключения соленоидного клапана (СВ1). Время, когда он находится в открытом/

закрытом состоянии, регулируется контроллером (КНТ), который определяет это время согласно заданной величине перегрева пара на выходе из испарителя (И). Перегрев хладагента контролируется по показаниям датчика температуры (ДТ) и датчика давления (ДД), установленных за испарителем (И). Таким образом, осуществляется подача хладагента в испаритель (И) ровно в том количестве, которое необходимо для отвода требуемого количества теплоты от охлаждаемого объёма или теплоносителя при поддержании перегрева на уровне 3-4 °С. Такая система контроля позволяет повысить заполняемость испарителя (И) хладагентом и его эффективность по сравнению с использованием ТРВ, в котором перегрев обычно поддерживается на уровне 8-12°C.

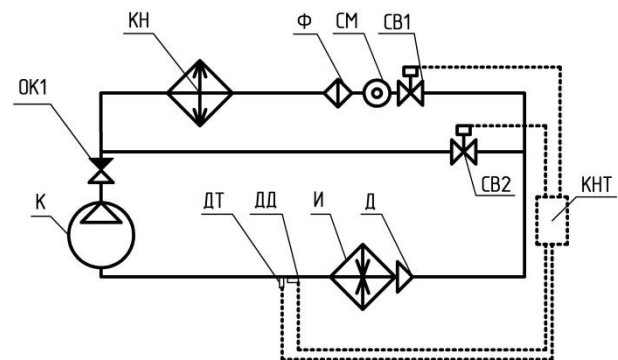


Рис. 2. Схема усовершенствованной парокомпрессионной холодильной машины (УПХМ): К – компрессор; КН – конденсатор; Ф – фильтр-осушитель; СМ – смотровое окно; СВ1, СВ2 – соленоидный клапан; ДД – датчик давления, ДТ – датчик температуры, Д – дистрибьютор; КНТ – контроллер; И – испаритель; ОК1 – обратный клапан

Диаметр трубопровода между конденсатором и испаритель необходимо уменьшить, так как на этом участке будет происходить снижение давления от давления конденсации к давлению испарения.

Кроме того, из-за точного поддержания небольшого перегрева пара за испарителем и при умеренных диаметрах трубопроводов снижается опасность залегания масла в испарителе, отпадает необходимость в установке маслоотделителя и отделителя жидкости после испарителя.

Другим очень важным достоинством системы с соленоидным клапаном является возможность паровой оттайки испарителя за счет подачи на его вход в определенные периоды времени горячих паров хладагента. В этом случае клапан СВ1 закрывается, а клапан СВ2 открывается (см. рис. 2). Горячие пары хладагента с выхода компрессора (К) поступают непосредственно на вход в испаритель (И).

Таблица 1

Основные компоненты ХМ и УПХМ

	Ресивер	Отдели- тель жид- кости	Масло- отделитель	ТРВ или соленоид- ный клапан	Контрол- лер	Компрес- сор	ТЭНы оттай- ки	Конден- сатор	Испа- ритель
ХМ	+	+-	+	+-	+-	+	+	+	+
УПХМ	-	-	-	-	+	+	-	+	+

В большинстве малых и средних ХМ с ТРВ практикуется электрооттайка испарителей специальными нагревателями, так называемыми ТЭНами, что существенно более энергозатратно.

Сравнение элементного состава стандартной холодильной машины с ТРВ или ЭРВ с УПХМ представлено в табл. 1.

Таким образом, в силу сказанного выше, наряду с остальными, наиболее существенным преимуществом ХМ с соленоидным клапаном является уменьшение энергопотребления в зимний период времени, когда температура окружающей среды понижается.

На рис. 3 в качестве примера показано сравнение энергопотребления ХМ и ХМ с соленоидным клапаном в качестве регулятора расхода при разных температурах окружающей среды. В обеих машинах используется один и тот же компрессор 4PCS-15.2Y, работающий на фреоне R507, холодопроизводительность, при температуре испарения -21°C и температуре конденсации 35°C , составляет 18,7 кВт.

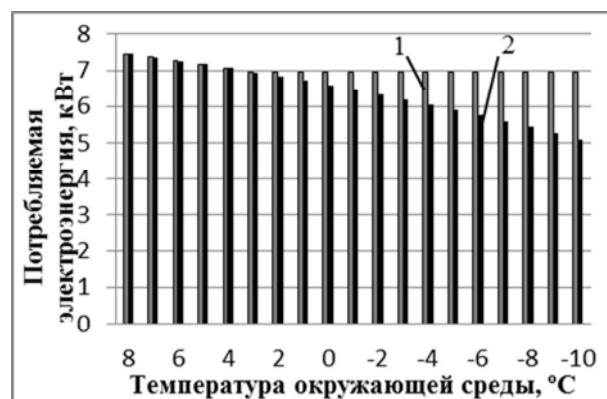


Рис. 3. Энергопотребление ХМ и УПХМ при различных температурах окружающей среды: 1 – ХМ, 2 – УПХМ

При анализе использовались допущения:

- 1) температура конденсации принята на 15°C выше температуры окружающей среды;
- 2) температура испарения фиксирована на уровне -21°C .

Как следует из результатов, представленных на рис. 3, в зимний период времени, при температуре окружающей среды ниже 3°C ХМ с соленоидным клапаном оказывается энергоэффективнее стандарт-

ной промышленной ХМ. Более низкое энергопотребление по сравнению со стандартной ХМ обусловлено тем, что в стандартной ХМ температура конденсации фиксировалась на уровне 18°C . Это достигалось путем ухудшения условий теплообмена в конденсаторе.

Как следует из графика на рис. 3, даже на такой малой промышленной ХМ при температуре минус 10°C экономия электроэнергии может достигать 1,5-2 кВт, что приведет к снижению годовых эксплуатационных затрат на 4-10%, в зависимости от температуры окружающей среды. При этом также необходимо учитывать, что уменьшаются не только эксплуатационные, но и капитальные затраты.

Заключение

В работе была рассмотрена парокомпрессионная ХМ, в которой отсутствует стандартный механический или электронный РВ, ресивер на жидкостной магистрали, маслоотделитель, отделитель жидкости и ТЭНы оттаивания. Было обосновано, что замена ТРВ на простой соленоидный клапан позволит снизить температуру конденсации в зимний период времени. Из-за снижения температуры конденсации будет уменьшено энергопотребление компрессора в осенне-зимний период. Ввиду относительного постоянства полного температурного перепада на конденсаторе нет необходимости в установке ресивера на жидкостной магистрали, что позволяет снизить массу заправляемого хладагента на 60% по сравнению со стандартными холодильными машинами. Так как уменьшается диаметр трубопровода - снижается количество залегающего хладагента в системе - нет необходимости в установке маслоотделителя после компрессора. Точное регулирование перегрева паров хладагента позволяет отказаться от установки отделителя жидкости. Также важной особенностью данной установки является возможность оттаивания воздухоохладителя горячими парами хладагента, что позволяет отказаться от стандартных ТЭНов оттаивания. Всей холодильной машиной может управлять один микроконтроллер.

Таким образом, рассмотренные усовершенствования позволяют снизить энергопотребление ХМ и капитальные затраты. Но для внедрения предла-

гаемых усовершенствований существует ряд проблем, для решения которых требуется разработка адекватных системных моделей, позволяющих проанализировать работу усовершенствованной паровой компрессионной ХМ в зависимости от объема заправляемого хладагента, годового колебания параметров окружающей среды, характеристик основных компонентов. Разработка таких моделей позволит выработать рекомендации к проектированию таких систем.

Литература

1. Мааке, В. Учебник по холодильной технике [Текст] / В. Мааке, Г.-Ю. Эккерт, Ж.-Л. Кошпен. – М.: «Типография «Новости», 1998. – 1144 с.
2. Котзаогланиан, П. Пособие для ремонтника. Практическое руководство по ремонту холодильных установок с конденсаторами воздушного охлаждения [Текст]: пер. с франц. / П. Котзаогланиан. – М.: ЗАО «Остров», 2000. – 340 с.

Поступила в редакцию 04.03.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрокосмической теплотехники А.О. Костиков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ПАРОКОМПРЕСОРНА ХОЛОДИЛЬНА МАШИНА З СОЛЕНОЇДНИМ КЛАПАНОМ У ЯКОСТІ РЕГУЛЯТОРА ВИТРАТИ ХОЛОДОАГЕНТА

І.М. Лукашов, Г.О. Горбенко, П.Г. Гакал, Р.Ю. Турна, Н.І. Іваненко

Проаналізовано перехід від традиційної холодильної машини з терморегулюючим вентилем (ТРВ) до холодильної машини з соленоїдним клапаном. Показано, що заміна ТРВ на соленоїдний клапан дозволить знизити енергоспоживання, кількість заправляемого в систему хладагенту, а також дозволить відмовитись від деяких елементів, які використані в традиційній холодильній машині (рідинних ресиверів, нагрівачів, тенів), підсистеми відтаювання та інше), що суттєво здешевить холодильну машину, підвищить її надійність, енергоефективність, екологічну безпеку.

Ключові слова: холодильна машина, терморегулюючий вентиль, соленоїдний клапан, енерговитрати, екологічна безпека.

VAPOR COMPRESSION REFRIGERATION MACHINE WITH A SOLENOID VALVE AS A REGULATOR OF THE REFRIGERANT FLOW

I.M. Lukashov, G.A. Gorbenko, P.G. Gakal, R.Y. Turna, N.I. Ivanenko

In this work the transition from conventional freezing machine with thermostatic expansion valve (EEV) to refrigeration machine with a solenoid valve is analyzed. It is shown that replacing of the thermostatic expansion valve to the solenoid valve will reduce the power consumption, the amount of refrigerant fill, and will eliminate some of the elements used in conventional refrigeration machines (liquid receiver, subsystem de-superheaters (heaters), etc.), which significantly reduce the cost of refrigeration machine, increase its reliability, energy efficiency, environmental safety.

Key words: refrigeration machine, thermostatic expansion valve, solenoid operated valve, energy demands, environmental safety.

Лукашев Иван Николаевич – аспирант кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

Горбенко Геннадий Александрович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

Гакал Павел Григорьевич – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

Турна Рустем Юсуфович – научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

Іваненко Ніна Івановна – старший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@gmail.com.

УДК 621.43.056+519.6

Д.А. ДОЛМАТОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ В УДАРНЫХ И ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛНАХ**

Статья посвящена сравнительному анализу особенностей развития и дегенерации реакционных цепей при горении многокомпонентных топлив в ударных и детонационных волнах. На основании детального анализа локальной кинетики и химической термодинамики процессов в малых объемах пространства при прохождении ударных и детонационных волн установлены некоторые закономерности протекания реакций вблизи фронта волны. Установлена возможность корреляции скорости и температуры в детонационной волне с механизмами окисления углеводородных радикалов, оценен вклад отдельных процессов в суммарный калорический эффект горения.

Ключевые слова: ударная волна, детонационная волна, радикальный механизм, интенсивность реакций, скорость фронта пламени, энергия реакций.

Роль кинетических механизмов в процессах политропического горения

Использование детонационного горения, как в импульсных детонационных двигателях (ИДД) [1, 2], так и в камерах сгорания обыкновенных газотурбинных двигателей (ГТД) [3], в рамках увеличения значимости численных экспериментов для решения инженерных и научных задач, требует увеличения точности применяемых математических моделей, в частности, обоснованной детализации химической кинетики и установления взаимосвязи между кинетическими механизмами процессов и параметрами пламени. Процессы в обыкновенных ударных волнах и других объектах сходной природы (скачки уплотнения при гиперзвуковом горении, акустические волны и др.) также представляют собой значительный интерес – в том числе, благодаря недостаточной изученности эволюции кинетических механизмов окисления углеводородных топлив при переходе горения в детонацию. Неинвариантность параметров процесса относительно путей реакции достаточно хорошо исследована для упрощенных механизмов горения изобарных метано-этановых пламен [4, 5], однако для более тяжелых углеводородов, соответствующих керосиновым, бутановым и другим пламенам, как гомо-, так и гетерогенным, в настоящее время вопросы двусторонней взаимосвязи параметров возмущающих волн с химической кинетикой и термодинамикой среды остаются весьма актуальными.

В настоящей работе исследуется взаимосвязь производства-расходования некоторых контрольных компонент с параметрами среды в случае резкого

изменения давления и температуры при прохождении ударной либо детонационной волны через пространство, заполненное реагирующей или покоящейся углеводородно-воздушной смесью. Генеральный баланс реакций подвергается фильтрации при помощи традиционного анализа коэффициентов чувствительности [5]:

$$\frac{\partial E_{ij}}{\partial t} = \frac{\partial F_i}{\partial k_j} + \sum \frac{\partial F_i}{\partial c_n} E_{nj}, \quad (1)$$

причем, разумеется, скоростью определяющий базис по умолчанию предполагается переменным для процессов различного типа. Термодинамический вклад реакций определяется как

$$\frac{\partial Q_j}{\partial t} = v_j \Delta H_j^T, \quad (2)$$

где v_j – скорость j -ой реакции;

ΔH_j^T – изменение энтальпии в j -ой реакции при температуре T .

Скорость ударной волны принята постоянной и равной скорости звука; скорость детонационных волн – переменная, задается в соответствии с экспериментальными данными [1, 2].

Физико-химические процессы зоны градиента давления

Двумя основными факторами, приводящими к резкому увеличению скорости горения и смене кинетической схемы при прохождении волн любого типа, являются скачок давления и газодинамическое (т.е., не связанное с производством энергии в ходе химических реакций) увеличение температуры.

Известны как численные, так и натурные эксперименты, демонстрирующие возникновение детонации в покоящейся топливо-воздушной смеси при интерференции ударных волн, причем средняя температура среды до момента самовоспламенения незначительно превышала 298 К за счет подвода энергии со стороны генератора возмущений. Очевидно, основным фактором инициации реакционных цепей в данном случае выступает резкое увеличение химической активности f компонентов во фронте ударной волны, растущей пропорционально парциальному давлению компонент:

$$\frac{f'_i}{f_{i0}} = \frac{a'_i p'_i}{a_{i0} p_{i0}} \approx P_w, \quad (3)$$

где f'_i , f_{i0} – активности i -ой компоненты вблизи фронта волны и в невозмущенном потоке соответственно;

a'_i , a_{i0} – коэффициенты активности, в большинстве процессов $a'_i \approx a_{i0}$;

P_w – интенсивность скачка давления в ударной (детонационной) волне.

Самовоспламенение топливо-воздушной смеси в ударной волне представляет собой развитый нестационарный процесс, детализированная кинетика которого не может быть описана при помощи традиционного подхода к фильтрации генерального баланса и концепции аррениусовых констант скорости для равновесных и квазиравновесных реакций. Значительно больший интерес представляют собой процессы в реагирующей смеси при прохождении возмущающих высоко интенсивных волн сжатия, соответствующие местному детонационному горению либо переходу горения в детонацию в установившихся пламенах.

На рис. 1 представлены расчетные зависимости относительной интенсивности производства энергии в ходе реакций окисления углеводородов кислородсодержащими радикалами (включая OH, HO₂ и др.) для ударных волн различной интенсивности (за базовую теплопроизводительность выбрано изобарное горение, $\bar{Q}_{ox\Sigma} = 1$). Нетрудно видеть, что с ростом P_w производство энергии в ходе химических реакций растет нелинейно, в целом хорошо коррелируя со скоростью соответствующих реакций. Вместе с тем при малой интенсивности проходящей волны (до 2 – 2,2) для всех моделируемых пламен наблюдается линейная зависимость производства тепла от интенсивности, что свидетельствует о постоянстве кинетической схемы. Также, анализ производства энергии демонстрирует крайне слабый вклад нитрозных и циановых механизмов в суммарный баланс энергии, что проявляется в полной сим-

батности кривых для кислородного и воздушного горения и вполне согласуется с невысоким (до 200 ppm в наиболее «грязных» рассматриваемых процессах горения) выходом азотных производных. Интенсивность скачка притока энергии для вышеназванных пламен для сравнительно медленной ударной волны может иметь разнообразную природу, как общего повышения интенсивности реакций, так и заброса концентрации аномальных возбужденных радикалов вблизи фронта; пиковые значения атомарных радикалов в качестве основной причины маловероятны, т.к. энергия волны сравнительно низкая.

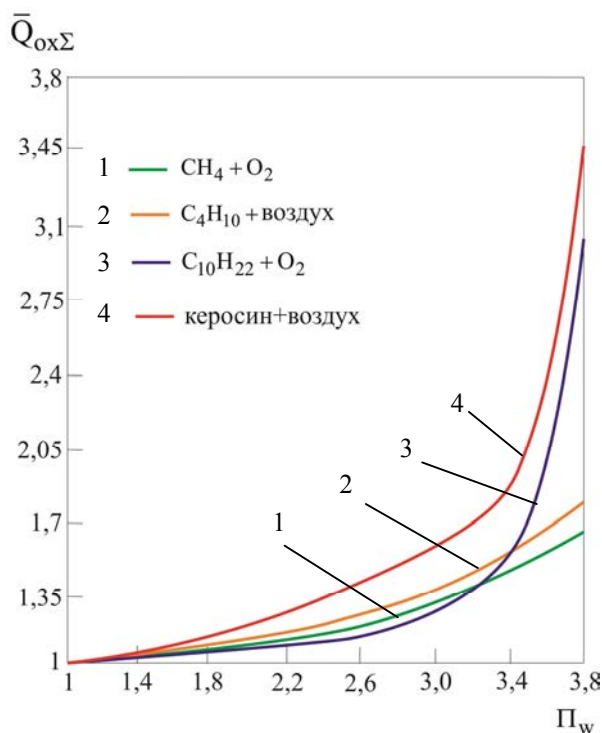


Рис. 1. Относительная интенсивность производства энергии в химических реакциях

Значительный интерес представляют собой резкие скачки энергопроизводства в декановых и керосиновых пламенах при высокой интенсивности градиента давлений (свыше 3 для декана и свыше 3,4 для керосина, рис. 1). Данный эффект может свидетельствовать как о преддетонационном характере течения, так и о принципиальной смене кинетической схемы горения.

На рис. 2 и 3 представлены зависимости относительных концентраций характерных радикалов от интенсивности скачка давления в ударных волнах (см. рис. 2) и как функция скорости детонационной волны (см. рис. 3) при различных температурах невозмущенной реагирующей среды (при изобарном горении $\bar{c}_i = 1$) в реагирующей декано-кислородной смеси. В качестве контрольных веществ выбраны детерминирующий для многих многостадийных

реакций гидроксильный радикал и свойственный высокоэнергетическим процессам атомарный кислород и CHO .

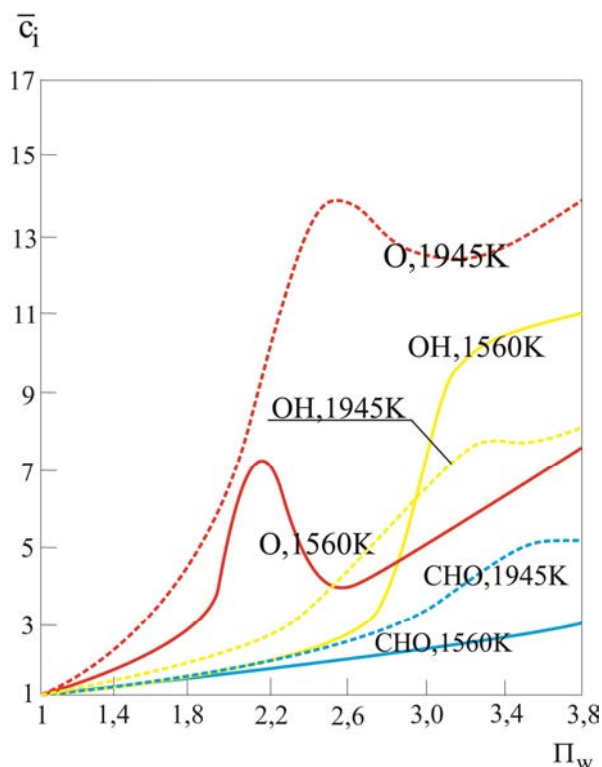


Рис. 2. Концентрации активных веществ в ударных волнах

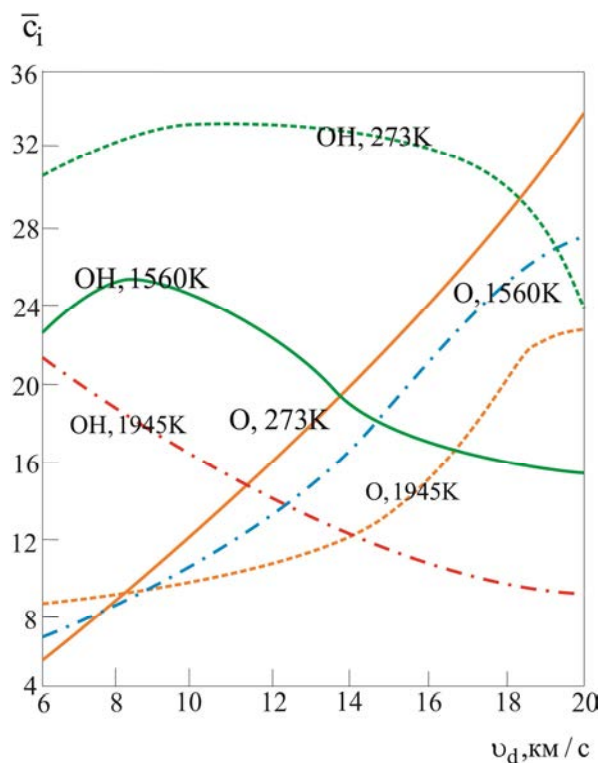


Рис. 3. Концентрации активных веществ в детонационных волнах

Все учитываемые реакции по умолчанию считаются неравновесными с достаточно малой для недетерминированности процесса константой скорости и нормальным распределением частиц по уровням возбуждения.

В ударной волне наблюдается наличие максимума как минимум одного реагента — атомарного кислородного радикала, причем для более низких изобарных температур этот максимум более ярко выражен и расположен в зоне менее интенсивного скачка давления. Данный эффект не может быть обусловлен положительным аррениусовским максимумом суммарной скорости производства-расходования O , поскольку с ростом температуры и давления в установившемся пламени, как ламинарном, так и турбулентном, концентрация данного вещества монотонно возрастает. Очевидно, основной причиной наличия экстремума является взаимодействие ударной волны с непрореагировавшими топливными кластерами, в особенности — жидкой фазой, и интенсификация дробления молекул с высоким углеродным числом, что традиционно сопровождается ростом расходования O .

Детонационные волны, вследствие значительно более сильного скачка давления и температуры, в целом приводят к увеличению концентраций всех реагентов и росту скоростей реакций с переходом большинства из них к процессам равновесной или, по крайней мере, квазиравновесной химии. Представленные на рис. 3 значения концентраций для $T=273\text{ K}$ указаны для случая распространения сформировавшейся объемной детонационной волны в инертной топливо-воздушной смеси [1], а в качестве базовых концентраций выбраны соответствующие порогу термической инициации горения.

Традиционный выход энергии в ходе реакций окисления углерода и водорода топлива в изобарных пламенах достаточно строго коррелирует с концентрацией обоих рассматриваемых реагентов (OH и O). Как видно из рис. 3, рост концентрации атомарного кислорода в окрестности фронта волны монотонен относительно скорости ее распространения, хотя и замедляется с увеличением температуры изобарного пламени (что вполне объяснимо с точки зрения роста концентрации O в изобарных турбулентных пламенах по мере увеличения эффективной температуры). Напротив, гидроксильные радикалы с увеличением скорости распространения детонации производятся менее эффективно (см. рис. 3), при температуре невозмущенного пламени 1945 K вовсе не имея максимума в рассматриваемом диапазоне. Природа данного эффекта, по-видимому, носит двойственный характер и заключается, во-первых, в развитии большого числа конкурирующих реакций, а во-вторых — с малым временем прохождения вы-

сокоскоростных детонационных волн, в результате чего довольно медленные ($\lg k = 10-13$) реакции производства ОН не успевают выработать достаточное количество вещества до перехода в запламенную зону. По-видимому, основной вклад вблизи фронта детонационной волны в окисление водорода топлива вносят реакции О- и HO_2 -типа.

Следует также отметить, что температура детонационных волн с высокой (15 км/с и выше) скоростью распространения при кислородном горении декана может варьироваться в достаточно широком диапазоне (разброс температур составляет более 1000 К).

Литература

1. Импульсные детонационные двигатели [Текст] / под общ. ред. С.М. Фролова. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.

2. Афанасьев, В.В. Управление преддетонационным ускорением пламени в полукрытых каналах с помощью электрического разряда [Текст] / В.В. Афанасьев, С.В. Ильин, Н.И. Кидин // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, №5. – С. 12–18.

3. Долматов, Д.А. Перспективные схемы авиационных камер сгорания [Текст] / Д.А. Долматов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 7 (21). – С. 36–43.

4. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.

5. Глобальные кинетические механизмы на основе ламинарного пламени для моделирования турбулентных реагирующих течений. Ч. 4. Диффузионное горение [Текст] / А.В. Евлампиев, С.М. Фролов, В.Я. Басевич, А.А. Беляев // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, № 11. – С. 21.

Поступила в редакцию 10.03.2013, рассмотрена на редколлегии 27.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Конструкции авиационных двигателей» Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ФІЗИКО-ХІМІЧНІ ПРОЦЕСИ ГОРІННЯ В УДАРНИХ ТА ДЕТОНАЦІЙНИХ ХВИЛЯХ

Д.А. Долматов

Стаття присвячена порівнювальному аналізу особливостей розвитку та виродження реакційних ланцюгів при горінні багатокomпонентних палив в ударних та детонаційних хвилях. На підставі детального аналізу локальної кінетики та хімічної термодинаміки процесів у малих об'ємах простору при проходженні ударних та детонаційних хвиль встановлено деякі закономірності протікання реакцій поблизу фронту хвилі. Встановлено можливість кореляції швидкості та температури детонаційної хвилі з механізмами окислення вуглеводневих радикалів, оцінено вклад окремих процесів у сумарний калоричний ефект горіння.

Ключові слова: ударна хвиля, детонаційна хвиля, радикальний механізм, інтенсивність реакцій, швидкість фронту полум'я, енергія реакцій.

PHYSICAL CHEMISTRY OF COMBUSTION PROCESSES IN THE SHOCK AND DETONATION WAVES

D.A. Dolmatov

The article consists the comparative analysis of reaction chains' generation and degeneration for multicomponent fuel flames in presence of shock and detonation waves. The detailed analysis of local kinetic mechanisms and chemical thermodynamic for small reaction volume near the front of shock and detonation waves has been used for ascertainment of some important reactant concentration behavior. There was discovered the possibility of correlation between the velocity and temperature of the detonation wave and hydrocarbon radical oxidation mechanism, also the energy output of several processes as part of total combustion energy production has been evaluated.

Key words: shock wave, detonation wave, radical mechanism, reaction intensity, flame front velocity, reaction energy.

Долматов Дмитрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

УДК 621.452.3–6:519.22

М.В. ШЕВЧЕНКО, С.В. ЕПИФАНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНИВАНИЕ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ПО КОСВЕННЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД**

Рассмотрены методы контроля удельного расхода топлива, наиболее часто применяемые в эксплуатации и их погрешности в условиях изменения технического состояния ГТД. Предложены и проанализированы два математических алгоритма, которые позволяют уменьшить эти погрешности. Это регрессионная модель на следе гребня и регрессионная модель на главных компонентах корреляционной матрицы задачи. Эти алгоритмы позволяют получить смещенные оценки. В качестве объекта исследования рассмотрен двухконтурный трехвальный ГТД с пятью измеряемыми параметрами и двадцатью тремя параметрами, характеризующими изменение технического состояния. С помощью нелинейной поузловой модели исследуемого объекта были смоделированы дефекты проточной части, имитирующие изменение технического состояния, получены оценки отклонения исследуемого параметра и выполнено их сравнение с результатами, полученными с помощью нелинейной модели. Определены погрешности оценивания. Регрессионная модель на главных компонентах продемонстрировала самую высокую точность и устойчивость.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель (ГТД), главные компоненты, диагностирование, регрессионная модель, ридж, статистическая оценка, удельный расход топлива.

Список обозначений

А – параметр расхода через СА турбины;
 $C_{уд}$ – удельный расход топлива;
 G – массовый расход;
 Н – матрица коэффициентов влияния;
 М – математическое ожидание;
 n – частота вращения;
 p – давление;
 R – тяга;
 T – температура;
 Y – измеряемые параметры проточной части;
 δ – относительное отклонение параметра;
 π – степень повышения давления;
 η – КПД;
 μ – коэффициент расхода;
 σ – коэффициент восстановления полного давления, среднеквадратическое отклонение;
 θ – параметры характеристик узлов;
 φ – коэффициент скорости;
 МСА – международная стандартная атмосфера;
 ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель.

vx – вход в компрессор;
 в – воздух;
 г – газ;
 К – компрессор;
 Н – сечение невозмущенной атмосферы;
 пр – приведенное значение параметра;
 СД – каскад среднего давления;
 С1 – реактивное сопло внутреннего контура;
 С2 – реактивное сопло наружного контура;
 Т – турбина;
 т – топливо;
 Σ – суммарное значение;
 0 – значение параметра в исправном состоянии.

Введение

Современные стратегии эксплуатации газотурбинных силовых установок основываются на информации об их текущем техническом состоянии. Для полного представления о причинах и характере изменения технического состояния проточной части двигателя необходимо определять характеристики узлов и анализировать их изменение. Для этого необходимо знать полную температуру, полное и статическое давление на входе и выходе из каждого узла, а для компрессоров и турбин – частоты вращения роторов. На практике большая часть этой информации недоступна. Помимо недостатка информации, как правило, наблюдаются шум и отклонения показаний датчиков, связанные с их погрешностями.

Список индексов

* – параметр торможения потока;
 В – каскад вентилятора, сечение за вентилятором;
 В1 – сечение за вентилятором во внутреннем контуре;
 В2 – сечение за вентилятором во внешнем контуре;
 ВД – каскад высокого давления;

Точная информация о величине удельного расхода топлива необходима для определения необходимого запаса топлива на полет. К сожалению, измерить удельный расход топлива непосредственно в полете невозможно. Но если оценить тягу, то по известным показаниям расходомера можно посчитать удельный расход топлива. Оценка тяги двухконтурных двигателей в полете в реальном времени возможна и является ключевым элементом в адаптивной системе управления тягой. Постановка задачи оценки тяги представлена в [1], ее роль в эксплуатации двигателя по состоянию в [2].

Существует два основных подхода к оцениванию неизмеряемых параметров: искусственные нейронные сети (ИНС) и подход, основанный на использовании моделей. В [2] Линк С. Джо ссылается на ряд публикаций, посвященных применению различных типов ИНС для ГТД. ИНС могут быть обучены в ходе работы двигателя и могут учитывать изменение технического состояния. Кроме того, ИНС хорошо работают в условиях зашумленности измерительной системы. Для тренировки ИНС необходима еще одна модель двигателя, которая связывает измеряемые и не измеряемые параметры двигателя. Связь между измеряемыми и неизмеряемыми параметрами зависит от характера изменения технического состояния. Поэтому ИНС самостоятельно не могут оценивать не измеряемые параметры в условиях изменения технического состояния.

Как отмечено в [2], самой большой проблемой при оценивании не измеряемых параметров является избыточность степеней свободы, т.е. число измеряемых параметров меньше числа параметров, которые нужно оценивать. Несколько техник применяется для преодоления этой проблемы, например: 1) многорежимный анализ проточной части [3]; 2) представление априорной информации к характеристикам узлов [4]; 3) алгоритмы оценивания параметров на основе нелинейной поузловой модели двигателя [5].

Многорежимный подход был разработан и улучшен многими авторами, например [6]. Этот подход основан на получении недостающей информации путем измерения параметров на нескольких режимах. Но в [7] отмечено, что выбор многорежимного подхода основан на предположении относительного постоянства параметров состояния. Нарушение этого допущения может привести к большой погрешности оценок. В [7] Стаматис предлагает улучшение стандартного многорежимного подхода, основанное на исследовании отклонения параметров в одной рабочей точке, описанной различными параметрами состояния. Такой подход может, как выявить, так и идентифицировать дефект в отдельных узлах, но не может обеспечить высокой

точности оценивания неизмеряемых параметров, таких как тяга.

Представление априорной информации для характеристик узлов двигателя не всегда возможно и требует систематического обновления из-за износа.

Оценивание параметров на основе использования нелинейных поузловых моделей не приемлемо для использования на борту из-за большой вычислительной емкости. Кроме того, подобные модели со временем нуждаются в коррекции для того, чтобы учитывать износ, что возможно только после стендовых испытаний.

Наиболее широко используемый алгоритм для определения состояния – фильтр Калмана (ФК). Работы в области применения расширенного ФК для определения неизмеряемых параметров, такие как [8,9], показывают хорошую способность этого алгоритма оценивать такие важные параметры, как тяга и границы помпажа. Оценивание параметров состояния двигателя, используя расширенный ФК с постоянным усилением, был представлен Кобаяши и др. [9]. Были определены средние и максимальные ошибки оценивания для 100 случаев «здорового», изношенного двигателя и «здорового» двигателя со смещенными исполнительными устройствами. Точность оказалась высокой. Также в [9] отмечено, что без датчика давления на выходе из сопла второго контура линейный ФК не способен оценивать тягу точно при изменении технического состояния вентилятора.

Данная работа ставит своей целью оценивание неизмеряемых параметров на примере удельного расхода топлива в случае, когда число доступных датчиков в проточной части ограничено.

1. Объект исследования и существующие методы определения удельного расхода топлива

В данной работе анализируемые техники определения удельного расхода топлива применяются к двигателю пассажирского самолета. Это трехвальный двухконтурный турбореактивный двигатель с большой степенью двухконтурности без смешения потоков. В работе двигатель представлен его нелинейной поузловой термогазодинамической моделью. Техническое состояние двигателя описывается $m=23$ параметрами $\bar{\theta}$, а изменение технического состояния описывается их относительными отклонениями $\delta\bar{\theta}$ (они перечислены в табл. 1). Один измеряемый параметр – $\pi_{кз}^*$ выбран как режимный. Остальные $n=5$ измеряемых параметров доступны для наблюдения. Эти параметры: полная температура на выходе из турбины, частоты вращения трех

роторов и расход топлива. Их отклонения, возникающие в результате износа двигателя, формируют вектор $\delta\vec{Y}$. Как известно, удельный расход топлива представляет собой отношение расхода топлива к тяге двигателя. Расход топлива измеряется в полете с помощью штатного расходомера. В эксплуатации тяга чаще всего определяется как функция измеряемой частоты вращения вентилятора или так называемого параметра тяги. В двух последующих главах при помощи нелинейной модели двигателя показывается, как дефекты различных узлов влияют на эти две функции.

1.1. Удельный расход топлива ГТД в зависимости от частоты вращения вентилятора

В ТРДД пассажирских самолетов с большой степенью двухконтурности 70%-85% тяги генерируется в наружном контуре. Тяга в наружном контуре сильно зависит от частоты вращения вентилятора. Часть тяги, генерируемая во внутреннем контуре, также связана с этим параметром. Таким образом, мы можем определить тягу как функцию частоты вращения вентилятора и использовать эту зависимость в эксплуатации. В случае износа двигателя

частота вращения вентилятора будет изменяться, вызывая соответствующее изменение тяги, но сама функция, вероятно, не будет сильно меняться. Зная тягу, определим удельный расход топлива.

Для того чтобы проверить это предположение для исследуемого объекта, описанная зависимость была определена с помощью нелинейной модели для всего диапазона режимов работы «здорового» двигателя и двигателя с дефектами. Были смоделированы шесть различных дефектов, представляющих дефекты различных узлов (табл. 2). Результаты представлены на рис. 1, на котором изображена зависимость между приведенным удельным расходом топлива двигателя и приведенной частотой вращения вентилятора. Приведенный удельный расход топлива определяется следующим известным выражением:

$$C_{уд пр} = \left(\frac{G_T}{R} \right) / \sqrt{\left(\frac{288}{T_H} \right)}, \quad (1)$$

где T_H – текущая температура невозмущенного потока перед двигателем.

Таблица 1

Матрица коэффициентов влияния

	$\delta\sigma_{вх}$	$\delta G_{в пр}$	$\delta\eta_{в1}$	$\delta\eta_{в2}$	$\delta G_{ксл пр}$	$\delta\eta_{ксл}$	$\delta G_{квд пр}$	$\delta\eta_{квд}$	$\delta A_{твд}$	$\delta\eta_{твд}$	$\delta A_{тсд}$	$\delta\eta_{тсд}$
δT_T	-0,4749	0,0701	-0,0813	-0,0098	0,1282	-0,8103	0,0833	-0,7513	0,4587	-0,9816	0,0940	-0,7985
$\delta n_{в}$	-0,2290	-0,7135	0,0238	0,2538	0,0159	-0,0686	0,0064	-0,0592	0,5742	-0,1344	0,0056	-0,1048
$\delta n_{сд}$	-0,4781	0,2291	-0,0555	-0,0847	-0,5056	0,3697	-0,0109	0,1175	0,4636	0,0965	-0,3425	0,3835
$\delta n_{вд}$	-0,2486	0,0535	-0,0412	-0,0123	0,0354	-0,3664	-0,6375	0,5551	0,0578	0,6801	0,8955	-0,2862
δG_T	-0,5121	0,0959	-0,0623	-0,0414	0,1577	-0,9448	0,0959	-0,8678	1,5590	-1,2312	0,1037	-0,9923
$\delta C_{уд}$	-1,9916	0,6231	-0,0998	-0,4935	0,1107	-0,7209	0,0749	-0,6710	0,1454	-0,8366	0,0845	-0,6834

Продолжение табл. 1

	$\delta A_{тв}$	$\delta\eta_{тв}$	$\delta\sigma_{ксл}$	$\delta\eta_{г}$	$\delta\sigma_{в ксл}$	$\delta\sigma_{ксл квд}$	$\delta\sigma_{твд тсд}$	$\delta\phi_{с1}$	$\delta\mu_{с1}$	$\delta\phi_{с2}$	$\delta\mu_{с2}$	
δT_T	-0,8518	-0,0135	-0,4019	0,0119	-0,3922	-0,5626	-0,8400	-0,0546	-0,0469	-0,0744	-0,0585	
$\delta n_{в}$	-0,3373	0,2858	0,4610	-0,0006	-0,0229	-0,0444	-0,1162	0,1153	0,0990	0,4687	0,3690	
$\delta n_{сд}$	0,4832	-0,0967	0,5441	0,0032	-0,4403	0,0887	0,0823	-0,0182	-0,0156	-0,0948	-0,0744	
$\delta n_{вд}$	-0,2826	-0,0145	0,6562	0,0072	-0,2096	-0,2631	0,5832	-0,0217	-0,0188	-0,0441	-0,0347	
δG_T	-1,0288	-0,0557	0,4953	-1,0317	-0,4404	-0,6510	-1,0554	-0,0844	-0,0725	-0,0467	-0,0365	
$\delta C_{уд}$	-0,3067	-0,5557	-0,5934	-1,0261	-0,3570	-0,5036	-0,7158	-0,2886	-0,0502	-1,8889	-0,8290	

Таблица 2

Исследуемые дефекты

Дефект 1	дефект входного устройства ($\delta\sigma_{вх} = -0,01$)
Дефект 2	дефект в наружном контуре ($\delta G_{в пр} = -1\%$, $\delta\sigma_{вх} = -0,01$, $\delta\phi_{с2} = -1\%$)
Дефект 3	прогар жаровой трубы КС ($\delta\sigma_{ксл} = -0,02$, $\delta\eta_{г} = -0,02$, $\delta\eta_{твд} = -0,01$)
Дефект 4	дефект сопла ($\delta\phi_{с1} = -0,01$, $\delta\mu_{с1} = -0,01$)
Дефект 5	засорение компрессора ($\delta\eta_{в1} = -0,005$, $\delta\eta_{в2} = -0,005$, $\delta G_{ксл пр} = -0,01$, $\delta\eta_{ксл} = -0,01$, $\delta G_{квд пр} = -0,01$, $\delta\eta_{квд} = -0,01$)
Дефект 6	прогар соплового аппарата ТВД ($\delta A_{твд} = 0,01$, $\delta\eta_{твд} = -0,02$, $\delta A_{тсд} = 0,01$, $\delta\eta_{тсд} = -0,01$, $\delta A_{тв} = 0,01$)

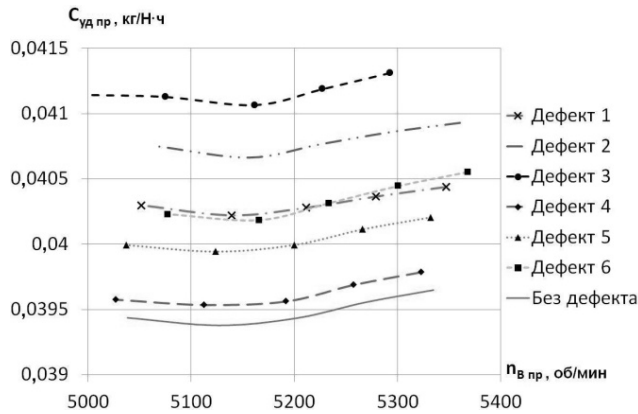


Рис. 1. Зависимость приведенного удельного расхода топлива двигателя от частоты вращения вентильатора

Как видно из рис. 1, некоторые, возникающие в двигателе, дефекты приводят к ошибке определения удельного расхода топлива до 4%.

1.2. Удельный расход топлива ГТД в зависимости от безразмерного параметра, характеризующего тягу

Для контроля тяги в эксплуатации используют безразмерный параметр тяги, значение которого в простейшем случае (для ТРД с нерегулируемым сужающимся соплом) определяется следующим выражением:

$$\bar{P}_R = \frac{P_T^*}{P_{ВХ}} \quad (2)$$

Будучи безразмерным, этот параметр должен быть менее зависим от изменений технического состояния двигателя и более удобный в использовании как аргумент функции удельного расхода топлива.

Для ТРДД с нерегулируемым соплом без смешения потоков:

$$\bar{P}_R = \frac{P_{ЭКВ}^*}{P_{ВХ}^*}, \quad (3)$$

$$P_{ЭКВ}^* = \frac{P_T^* \cdot F_{C1} + P_{В}^* \cdot F_{C2}}{F_{C1} + F_{C2}}, \quad (4)$$

где $P_{ЭКВ}^*$ эквивалентное давление давлению P_T^* в (2) для ТРДД без смешения потоков.

В технической и эксплуатационной документации вся информация по контролю тяги указывается в виде значений параметра тяги $\bar{P}_R$. Для этого разработчик ГТД на этапе стендовых испытаний опыт-

ных двигателей должен для партии двигателей (не менее пяти) в эксплуатационном диапазоне режимов определить на стенде зависимость параметра тяги от отношения (1).

При летных испытаниях двигателя разработчик ГТД и разработчик самолета совместно оценивают поправочные коэффициенты к этой зависимости и принятым номинальным значениям параметра тяги на всех требуемых режимах полета при разных высотах и числах Маха.

Для проверки работоспособности данного метода определять удельный расход топлива, с помощью нелинейной модели были смоделированы шесть различных дефектов, представляющих дефекты различных узлов (табл. 2). Результаты представлены на рис. 2.

На рис. 2 видно, что зависимость между приведенным удельным расходом топлива двигателя и параметром тяги качественно ничем не отличается от зависимости между приведенным удельным расходом топлива двигателя и частотой вращения вентильатора. В случае возникновения некоторых дефектов ошибка определения удельного приведенного расхода топлива может достигать 4%.

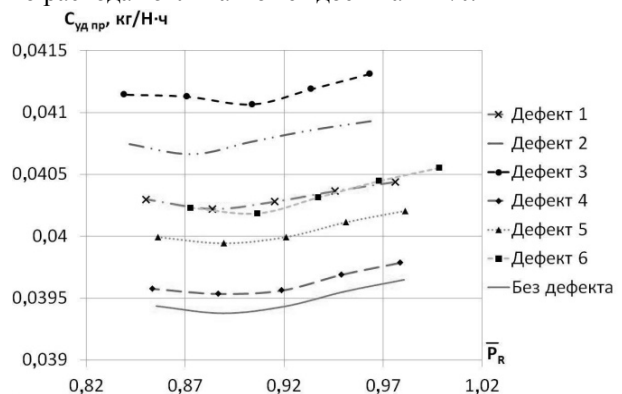


Рис. 2. Зависимость относительной приведенной тяги двигателя от параметра тяги

Таким образом, обе функции удельного расхода топлива, представленные выше, требуют дополнительной коррекции в случае возникновения дефектов.

2. Постановка задачи

Рассмотрим зависимость некоторой случайной величины y (последовательность ее значений $y_1, y_2, \dots, y_n$) от независимых признаков $x_1, x_2, \dots, x_m$:

$$y_t = \alpha_1 \cdot x_{t1} + \alpha_2 \cdot x_{t2} + \dots + \alpha_m \cdot x_{tm} + \varepsilon_t, \quad (5)$$

где $t=1, \dots, n$ – номер наблюдения; $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m$ – параметры, которые необходимо оценить; ε_t – случай-

ное отклонение. Уравнение (5) называется регрессией [15].

Линейная модель ТРДД для определения параметров состояния может быть записана таким же образом. Для заданного режима работы она позволяет рассчитывать относительные отклонения $\delta\bar{Y}$, вызванные малыми отклонениями $\delta\bar{\theta}$ и может быть записана следующим образом:

$$\delta\bar{Y} = \mathbf{H} \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (6)$$

Уравнение (6) является матричной формой записи уравнения (5). Это статическая задача в окрестности заданной режимной точки (неизменные параметры окружающей среды и параметры режима). Матрица $\mathbf{H}(n \times m)$ – матрица коэффициентов влияния (МКВ), каждый элемент которой H_{ij} описывает линейную зависимость между соответствующим отклонением параметра технического состояния θ_j и соответствующим отклонением признака состояния Y_i . МКВ формируется из нелинейной поузловой модели в результате моделирования дефектов путем задания коэффициентов смещения характеристик узлов. Элементы МКВ определяются следующим образом:

$$H_{ij} = \frac{Y_i(\delta\theta_j) - Y_{0i}}{Y_{0i} \cdot \delta\theta_j}, \quad (7)$$

где Y_{0i} – измерение в «здоровом» двигателе, $\delta\theta_j$ – отклонение параметра технического состояния, $Y_i(\delta\theta_j)$ – измерение, соответствующее $\delta\theta_j$, которое задается с помощью нелинейной модели. Таким же образом задается линейная модель удельного расхода топлива:

$$\delta C_{уд} = \bar{C}' \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (8)$$

Элементы вектора коэффициентов влияния $\bar{C}$ формируются таким же образом, как и элементы матрицы $\mathbf{H}$.

Матрица $\mathbf{H}$ представлена в табл. 1. В последней строке табл. 1 представлен вектор $\bar{C}$. Данные табл. 1 были посчитаны для режима работы исследуемого ТРДД $\pi_{кз}^* = 21$.

Для того чтобы определить отклонение удельного расхода топлива $\delta C_{уд}$ из уравнения (8), нужно знать отклонение параметров технического состояния. Последние могут быть определены из системы уравнений (6). Но для исследуемого ТРДД число параметров технического состояния гораздо больше числа измеряемых параметров, что нарушает основное допущение классического регрессионного ана-

лиза ($\text{rank}(\mathbf{H}) < m$) [15]. Это значит, что матрица плана ($\mathbf{H}' \cdot \mathbf{H}$) не может быть обращена и задача не может быть решена классическим методом наименьших квадратов потому, что имеет бесконечное число решений. Поэтому нужна дополнительная информация для того, чтобы регуляризовать задачу и получить оценки параметров в классе смещенных оценок. В последующих главах представлены и проанализированы применительно к исследуемому объекту два подхода регуляризации.

3. Решение задачи

3.1. Метод гребневой (ридж) регрессии

Процедура с использованием т. н. следа гребня (ridge trace) была впервые предложена Хоерлом в 1962 г. Она предназначена для «плохо обусловленных» ситуаций, когда имеются значительные корреляции между разными параметрами, входящими в модель. Вследствие чего матрица $\mathbf{H}' \cdot \mathbf{H}$ становится почти вырожденной, а оценки параметров – неустойчивыми (могут иметь, например, неправильный знак, а их значения могут выходить за пределы, обусловленные физическими представлениями) [16].

Метод гребневой регрессии в его простейшей форме состоит в следующем. Пусть $\mathbf{Z}$ представляет собой подходящим образом центрированную и нормированную матрицу $\mathbf{H}$. Центрирование позволяет уменьшить разброс конечных оценок, а нормирование позволяет использовать $\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z}$ как корреляционную матрицу. Таким образом, если исходная модель имеет вид (6), то новые центрированные и нормированные переменные:

$$Z_{ij} = (H_{ij} - \bar{H}_j) \cdot s_{jj}^{-1/2} \quad \text{or} \quad \mathbf{Z} = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S}, \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned} \bar{H}_j &= \sum_{i=1}^n H_{ij} / n; \quad s_{jj} = \sum_{i=1}^n (H_{ij} - \bar{H}_j)^2; \\ \bar{\mathbf{H}} &= \begin{bmatrix} \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \\ \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \bar{H}_1 & \bar{H}_2 & \dots & \bar{H}_m \end{bmatrix}; \\ \mathbf{S} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{s_{11}}} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sqrt{s_{22}}} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sqrt{s_{mm}}} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10)$$

и

$$\vec{y} = (\delta\vec{Y} - \delta\vec{Y}) \cdot s_{yy}^{-1/2}, \quad (11)$$

где

$$\delta\vec{Y} = \sum_{i=1}^n \delta Y_i / n; s_{yy} = \sum_{i=1}^n (\delta Y_i - \delta\vec{Y})^2. \quad (12)$$

Теперь модель (6) может быть записана так:

$$\vec{y} = \mathbf{Z} \cdot \vec{\beta}. \quad (13)$$

Ридж-оценками m элементов вектора $\vec{\beta} = (\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_m)'$ модели (13) будут m элементов $\vec{b}(\alpha) = (b_1(\alpha), b_2(\alpha), \dots, b_m(\alpha))'$, которые могут быть найдены с помощью уравнения:

$$\vec{b}(\alpha) = (\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z} + \alpha \cdot \mathbf{I})^{-1} \cdot \mathbf{Z}' \cdot \vec{y}, \quad (14)$$

где α положительное число (обычно лежит в интервале (0,1)) [16], $\mathbf{I}$ – единичная матрица ($m \times m$). Чтобы восстановить оценки интересующих нас параметров модели (6), необходимо произвести обратные (9) и (11) преобразования.

После (14), (13) становится:

$$\vec{y} = \mathbf{Z} \cdot \vec{b}(\alpha). \quad (15)$$

Если подставить (9) и (11) в (15), получим:

$$(\delta\vec{Y} - \delta\vec{Y}) \cdot s_{yy}^{-1/2} = (\mathbf{H} - \overline{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S} \cdot \vec{b}(\alpha). \quad (16)$$

В [10] описано как из (6) получить следующее:

$$(\delta\vec{Y} - \delta\vec{Y}) = (\mathbf{H} - \overline{\mathbf{H}}) \cdot \delta\vec{\theta}. \quad (17)$$

Поставив в соответствие (16) и (17), получим

$$\delta\vec{\theta}(\alpha) = \mathbf{S} \cdot \vec{b}(\alpha) \cdot s_{yy}^{1/2}. \quad (18)$$

Теперь мы можем построить и исследовать зависимость $\delta\vec{\theta}(\alpha)$ от α для каждого из параметров технического состояния. Такая зависимость называется след гребня.

Рассмотрим дефекты, представленные в табл. 2, и, на примере дефекта 5, рассмотрим метод гребневой регрессии.

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения: $T_t = 947,16$ К, $n_b = 5336$ об/мин, $n_{cd} = 9915$ об/мин, $n_{bd} = 13836$ об/мин, $G_t = 2441$ кг/ч, $P = 61542$ Н. От-

носительные отклонения измеряемых параметров для шести рассматриваемых дефектов представлены в табл. 3. Последняя строка табл. 3 – относительные отклонения тяги.

След гребня для дефекта 5 представлен на рис. 3. След гребня для дефекта 5 в увеличенном масштабе представлен на рис. 4.

Таблица 3
Относительные отклонения измеряемых параметров для дефектов из табл. 1

$\delta\vec{Y}$	Дефекты					
	1	2	3	4	5	6
δT_t	0,0047	0,0046	0,0182	0,0010	0,0128	0,0247
δn_b	0,0023	0,0048	-0,0079	-0,0022	-0,0005	0,0062
δn_{cd}	0,0048	0,0035	-0,0108	0,0003	0,0015	0,0000
δn_{bd}	0,0025	0,0023	-0,0210	0,0004	0,0044	-0,0039
δG_t	0,0051	0,0044	0,0236	0,0016	0,0147	0,0414
$\delta C_{уд}$	0,0199	0,0323	0,0419	0,0034	0,0140	0,0228

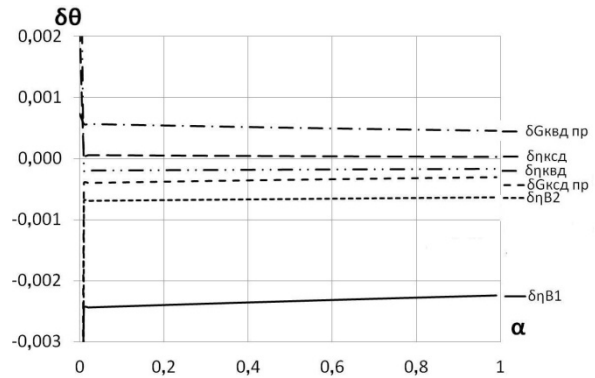


Рис. 3. След гребня для дефекта 5

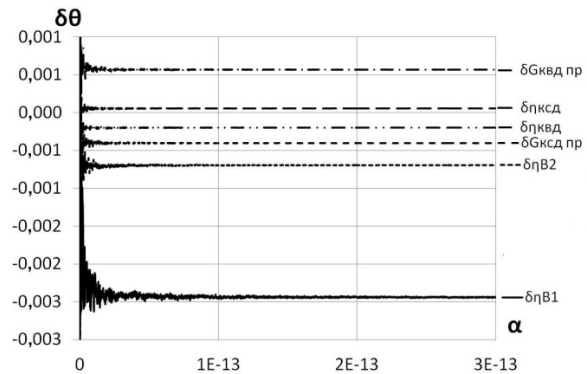


Рис. 4. След гребня для дефекта 5 (увеличенный масштаб)

На рис. 3 видно, что оценки отклонений параметров состояния не меняются с увеличением α от 0,1 до 1. На рис. 4 мы можем видеть колебания оценок отклонений параметров состояния для $\alpha < 10^{-13}$. Это связано с тем, что порядок α соизмерим с порядком компьютерной точности. Когда $\alpha > 1,5 \cdot 10^{-13}$

оценки становятся стабильными. В [16] описаны некоторые процедуры автоматического выбора α итерационным путем.

Для дефекта 5 $\alpha=2 \cdot 10^{-13}$. Далее $\delta\bar{\theta}(2 \cdot 10^{-13})$ подставляем в (8) и получаем расчетное значение отклонения тяги $\delta C_{уд \text{ расч}} = 0,0193$. Сравнивая $\delta C_{уд \text{ расч}}$ с $\delta C_{уд}$ из табл. 3 получаем погрешность оценки относительного отклонения удельного расхода топлива для дефекта 5 с помощью ридж регрессии:

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,53\%.$$

Подобным образом проводим расчет для остальных пяти дефектов. Зависимости Δ от α для различных дефектов представлены на рис. 5.

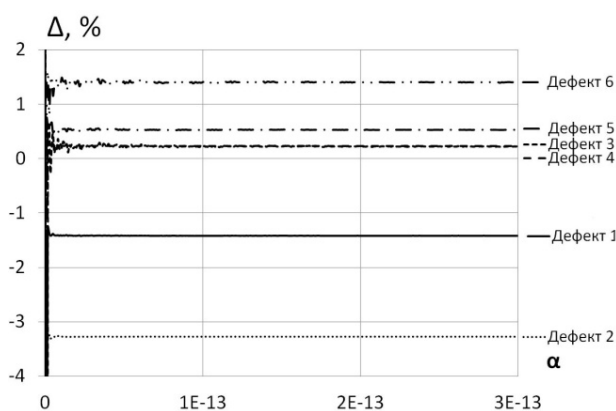


Рис. 5. Ошибки оценивания удельного расхода топлива методом ридж регрессии для различных дефектов в зависимости от α

Для дефекта 1: $\Delta = -1,42\%$.
 Для дефекта 2: $\Delta = -3,27\%$.
 Для дефекта 3: $\Delta = 0,22\%$.
 Для дефекта 4: $\Delta = 0,23\%$.
 Для дефекта 5: $\Delta = 0,53\%$.
 Для дефекта 6: $\Delta = 1,40\%$.

Как видно, ридж регрессия позволяет решать плохо обустроенную задачу, используя некоторую дополнительную информацию. Т.к. мы изменили исходную матрицу плана, следовательно, оценки $\delta\bar{\theta}(\alpha)$ не имеют физического смысла и не могут быть использованы в диагностических целях. Они используются лишь с целью математических преобразований системы уравнений (6) и (8) для того, чтоб сделать ее решение возможным. Математический смысл процедуры построения следа гребня – смещение математического ожидания распределения оценок для того, чтоб получить фигуру распределения оценок конечной площади. Т.е. мы внедряем некоторую ошибку, смещая математическое

ожидание распределения оценок, но величина этой ошибки гораздо меньше, чем исходная дисперсия оценок. Так же видно, что погрешность определения отклонения удельного расхода топлива методом ридж регрессии значительно ниже, чем методами, описанными в главе 1. Однако процедура выбора параметра α в методе ридж регрессии связана с работой на уровне компьютерной точности и сложна в программной реализации. Необходимо найти метод оценивания, который ищет оценки в классе смещенных оценок с более стабильным алгоритмом.

3.2. Регрессия на главных компонентах

В регрессии на главных компонентах, как и в ридж регрессии, мы рассматриваем подходящим образом центрированную и нормированную матрицу $\mathbf{H}$, которую обозначаем $\mathbf{Z}$ (9).

Главные компоненты – это система ортогональных векторов $\bar{\mathbf{W}}_j$ (направления которых совпадают с собственными векторами корреляционной матрицы системы), полученных с помощью преобразования

$$\bar{\mathbf{W}}_j = \gamma_{1j} \cdot \bar{\mathbf{Z}}_1 + \gamma_{2j} \cdot \bar{\mathbf{Z}}_2 + \dots + \gamma_{rj} \cdot \bar{\mathbf{Z}}_r \quad (19)$$

или $\mathbf{W} = \mathbf{Z} \cdot \mathbf{\Gamma}$.

У вектора $\bar{\mathbf{W}}_j$ есть несколько полезных свойств:

$$\sum_i \sum_j W_{ij}^2 = \sum_j \lambda_j = r. \quad (20)$$

Таким образом, с помощью линейного преобразования исходных вектор-столбцов $\bar{\mathbf{Z}}_j$ формируются новые векторы $\bar{\mathbf{W}}_j$, каждый из которых соответствует одному из характеристических чисел корреляционной матрицы. Модель (6) заменяется альтернативной моделью, связывающей $\delta\bar{\mathbf{Y}}$ с $\bar{\mathbf{W}}_j$. Влияние величины главных компонент на вектор $\delta\bar{\mathbf{Y}}$ уменьшается по мере уменьшения соответствующих характеристических чисел (это интерпретируют как то, что первые главные компоненты «объясняют» основную часть экспериментальных данных [16]).

Поэтому можно использовать не все главные компоненты, а выбрать несколько первых из них. Это дает возможность понизить порядок системы (количество неизвестных главных компонент) и обеспечить однозначность решения задачи оценивания. Однако не существует универсальной процедуры выбора необходимого количества главных компонент. Как

правило, выбирают столько главных компонент, чтоб они объясняли необходимую долю дисперсии (эта доля зависит от характера исследования).

Далее используем приведенную нормированную регрессионную модель в виде:

$$\bar{y} = \mathbf{W} \cdot \bar{\mathbf{b}}. \quad (21)$$

Применим к (21) метод наименьших квадратов:

$$\hat{\mathbf{b}} = (\mathbf{W}' \cdot \mathbf{W})^{-1} \cdot \mathbf{W}' \cdot \bar{\mathbf{y}}'. \quad (22)$$

Если (19) подставить в (21):

$$\bar{y} = \mathbf{W} \cdot \hat{\mathbf{b}} = \mathbf{Z} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (23)$$

Затем (11) и (9) подставить в (23):

$$\delta \bar{Y} - \delta \bar{Y} = \sqrt{S_{yy}} \cdot (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (24)$$

В [10] объясняется, как из (6) получить следующее:

$$\delta \bar{Y} - \delta \bar{Y} = (\mathbf{H} - \bar{\mathbf{H}}) \cdot \delta \bar{\theta}. \quad (25)$$

Подставив (25) в соответствие (24), получим:

$$\delta \hat{\theta} = \sqrt{S_{yy}} \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (26)$$

Подставляя (26) в (8), получаем оценки отклонения удельного расхода топлива:

$$\delta C_{уд} = \bar{C}' \cdot \sqrt{S_{yy}} \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{\Gamma} \cdot \hat{\mathbf{b}}. \quad (27)$$

Таким образом, также как в ридж регрессии, мы уменьшаем дисперсию оценок до конечных значений, вводя ошибку в исходную информацию, получая смещенные оценки.

Рассмотрим дефекты, представленные в табл. 2, и, на примере дефекта 5, попробуем найти оценки отклонения удельного расхода топлива, используя информацию из табл. 1. Для расчетов будем использовать (9–12), (19), (22), (27).

Характеристические числа и векторы корреляционной матрицы ($\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z}$):

$$\bar{\lambda} = |11,4225 \quad 6,4695 \quad 3,4776 \quad 1,6303 \quad 0 \dots 0|';$$

$\bar{\gamma}_1 =$	0,2549	$\bar{\gamma}_2 =$	0,0612	$\bar{\gamma}_3 =$	-0,2591	$\bar{\gamma}_4 =$	-0,0125
	-0,2112		-0,2746		-0,0263		-0,0062
	0,2609		0,1583		0,0281		-0,1879
	0,2108		0,2745		0,0107		0,0527
	-0,0884		0,2890		-0,3250		0,0445
	0,2104		-0,2080		0,2472		-0,0340
	-0,1077		0,1854		0,4265		0,0876
	0,2189		-0,2319		-0,1650		-0,0792
	-0,1704		0,1942		0,1725		-0,4437
	0,2188		-0,2331		-0,1684		-0,0449
	0,0251		-0,0246		-0,5323		-0,0477
	0,2103		-0,2290		0,2114		-0,0116
	0,1694		-0,2854		0,2038		-0,0246
	0,2145		0,2690		0,0098		0,0618
	0,1281		-0,1179		-0,0481		-0,6620
	0,1888		-0,1375		-0,0151		0,5369
	0,2549		0,1656		-0,1519		0,0137
	0,2391		-0,1716		0,2111		-0,0305
	0,2186		-0,2332		-0,1688		-0,0443
	0,2749		0,1254		0,0953		0,0463
	0,2748		0,1256		0,0957		0,0466
	0,2201		0,2559		0,0735		-0,0501
	0,2200		0,2560		0,0737		-0,0504

Накопленная доля суммарной дисперсии независимых переменных для использования различных сочетаний собственных чисел, исходя из (20):

$\lambda_1/23$	$(\lambda_1+\lambda_2)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3+\lambda_4)/23$
0,4945	0,7755	0,9319	1

Нет смысла в дальнейшем рассматривать больше чем первые четыре главных компоненты, так как остальные соответствуют нулевым характеристическим значениям.

После всех необходимых математических преобразований получаем:

$\hat{\mathbf{b}} =$	0,0361	-0,1051	0,1099	-0,2778
----------------------	--------	---------	--------	---------

$$\delta C_{уд \text{ расч}} = 0,0193,$$

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,5317\%.$$

$$\text{Для дефекта 1: } \Delta = -1,42\%.$$

$$\text{Для дефекта 2: } \Delta = -3,27\%.$$

$$\text{Для дефекта 3: } \Delta = 0,22\%.$$

$$\text{Для дефекта 4: } \Delta = 0,23\%.$$

$$\text{Для дефекта 5: } \Delta = 0,53\%.$$

$$\text{Для дефекта 6: } \Delta = 1,41\%.$$

Как видно, регрессия на главных компонентах позволяет решить неопределимую задачу, используя линейное преобразование исходных данных. Как было показано, в этом случае оценки $\delta \bar{\theta}$ не имеют физического смысла и не могут быть использованы в диагностических целях. Они нужны только для математического преобразования системы уравнений (6) и (8).

Математический смысл регрессии на главных компонентах такой же, как и для ридж регрессии – смещение математического ожидания распределения оценок для получения конечного размера пространства их распределения, т.е. внесение некоторой ошибки, смещая математическое ожидание распределения оценок, но величина этой ошибки гораздо меньше, чем исходная дисперсия оценок. Ошибки оценивания с помощью регрессии на главных компонентах для каждого из рассматриваемых дефектов не отличаются от ошибок метода ридж регрессии. Однако результат, полученный с помощью метода главных компонент, не зависит от компьютерной точности и не требует постоянного инженерного контроля. Возможно, это позволит применять анализ главных компонент в решении поставленной задачи. Необходимо определить область применимости данного метода, проверив его на других режимах работы для большего числа дефектов с учетом погрешностей измерительной системы.

3.3. Оценки отклонений удельного расхода топлива двигателя

В данной работе был исследован ряд дефектов, покрывающий различные возможные дефекты во всех отдельных узлах двигателя. Эти дефекты были определены Кёрноком [11] и использованы для расчетов многими исследователями (Дьюаллеф и др. [12], Матиоудакис и др. [13], Ромессис и др. [14] и т.д.). Рассмотренные дефекты узлов – представители наиболее часто встречающихся на практике и могут быть выражены как процентные отклонения параметров состояния от их номинальных значений (табл. 4).

Таблица 4
Состав исследуемых дефектов

№	Узел с дефектом	Отклонение параметров состояния
1	В	$\delta G_{В пр} = -1,7\%$, $\delta \eta_{В1} = -0,4\%$, $\delta \eta_{В2} = -0,5\%$
2	В	$\delta G_{В пр} = -1\%$
3	КВД	$\delta G_{КВД пр} = -1\%$, $\delta \eta_{КВД} = -0,7\%$
4	КВД	$\delta \eta_{КВД} = -1\%$
5	КВД	$\delta G_{КВД пр} = -1\%$
6	ТВД	$\delta A_{ТВД пр} = +1\%$
7	ТВД	$\delta A_{ТВД пр} = -1\%$, $\delta \eta_{ТВД} = -1\%$
8	ТВД	$\Delta \eta_{ТВД} = -1\%$
9	ТВ	$\Delta \eta_{ТВ} = -1\%$
10	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = -1\%$, $\delta \eta_{ТВ} = -0,4\%$
11	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = -1\%$
12	ТВ	$\delta A_{ТВ пр} = +1\%$, $\delta \eta_{ТВ} = -0,6\%$
13	С1	$\delta \mu_{С1} = +1\%$
14	С2	$\delta \mu_{С2} = -1\%$
15	С2	$\delta \mu_{С2} = +2\%$

Каждый из дефектов рассматривался на пяти режимах работы двигателя:

режим 1	режим 2	режим 3	режим 4	режим 5
$\pi_{КС}^* = 21$	$\pi_{КС}^* = 20,5$	$\pi_{КС}^* = 20$	$\pi_{КС}^* = 19,5$	$\pi_{КС}^* = 19$

Рассмотрим регрессию на главных компонентах на примере дефекта 15 (табл. 4) на режиме $\pi_{КС}^* = 21$. Матрица **Н** для этого режима представлена в табл. 1.

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения: $T_t = 947,16$ К, $n_b = 5336$ об/мин, $n_{сд} = 9915$ об/мин, $n_{вд} = 13836$ об/мин, $G_t = 2441$ кг/ч, $P = 61542$ Н.

Значения признаков состояния для одного случайного измерения при наличии дефекта 15:

δT_t	δn_b	$\delta n_{сд}$	$\delta n_{вд}$	δG_t	$\delta C_{уд}$
-0,0012	0,0069	-0,0012	-0,0005	-0,0003	-0,0150

После математических преобразований (9–12), получаем характеристические числа и векторы корреляционной матрицы ($\mathbf{Z}' \cdot \mathbf{Z}$), которые представлены в предыдущей главе.

После математических преобразований (21–27) получаем оценку коэффициентов модели (21):

$\hat{b}$	-0,0529	0,0750	0,2618	0,2159
-----------	---------	--------	--------	--------

Соответствующие значения вектора $\hat{\delta \theta}'$ представлены в табл. 5.

$$\delta C_{уд \text{ расч}} = -0,0144;$$

$$\Delta = (\delta C_{уд} - \delta C_{уд \text{ расч}}) \cdot 100\% = 0,05\%.$$

Так как зашумленные показания измерительной системы – случайные величины, то и погрешность оценки удельного расхода топлива – случайная величина. Определим ее основные характеристики: математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для этого воспользуемся методом имитационного моделирования: повторим расчет по описанному выше алгоритму десять тысяч раз, получим выборку оценок тяги и ее погрешностей и определим математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение. Для рассматриваемого дефекта:

$$M(\Delta) = -0,08\%; \sigma(\Delta) = 0,0296\%.$$

Подобным образом выполнены расчеты для всех дефектов (табл. 4) на пяти режимах работы двигателя. Результаты представлены в табл. 6. Визуализация результатов для режима 1 представлена на рис. 6.

Таблица 5

Элементы вектора $\hat{\delta\theta}'$

$\hat{\delta\theta}' =$	0,0013	-0,0011	0,0094	0,0030	0,0004	0,0001	0,0006	-0,0001	0,0003	-0,0001	-0,0003
-------------------------	--------	---------	--------	--------	--------	--------	--------	---------	--------	---------	---------

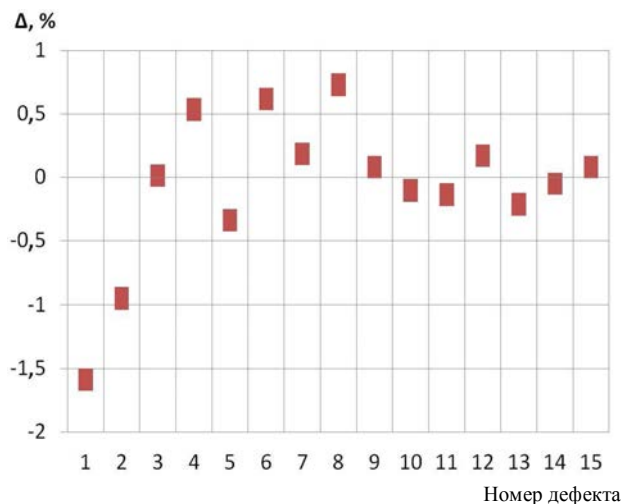
Окончание табл. 5

-0,0001	0,0026	0,0002	-0,0002	0,0016	0,0003	-0,0001	0,0044	0,0051	0,0018	0,0022	-0,0001
---------	--------	--------	---------	--------	--------	---------	--------	--------	--------	--------	---------

Таблица 6

Точность оценки удельного расхода топлива в процентах

		Де- фект №1	Де- фект №2	Де- фект №3	Де- фект №4	Де- фект №5	Де- фект №6	Де- фект №7	Де- фект №8	Де- фект №9	Де- фект №10	Де- фект №11	Де- фект №12	Де- фект №13	Де- фект №14	Де- фект №15
Режим №1	М	-1,588	-0,948	0,014	0,535	-0,339	0,618	0,184	0,729	0,082	-0,101	-0,137	0,171	-0,212	-0,050	0,080
	σ	0,0294	0,0297	0,0298	0,0300	0,0294	0,0298	0,0296	0,0301	0,0296	0,0301	0,0299	0,0297	0,0296	0,0293	0,0296
Режим №2	М	-1,388	-0,966	0,011	0,520	-0,324	0,630	0,157	0,695	0,061	-0,096	-0,123	0,160	-0,204	-0,040	0,345
	σ	0,0293	0,0296	0,0290	0,0294	0,0295	0,0296	0,0296	0,0297	0,0296	0,0298	0,0297	0,0297	0,0292	0,0297	0,0294
Режим №3	М	-1,002	-0,659	0,000	0,549	-0,360	0,657	0,160	0,736	0,079	-0,114	-0,131	0,328	-0,193	-0,025	0,740
	σ	0,0297	0,0300	0,0302	0,0303	0,0297	0,0301	0,0299	0,0304	0,0299	0,0303	0,0302	0,0300	0,0299	0,0296	0,0300
Режим №4	М	-0,865	-0,560	-0,005	0,463	-0,310	0,386	0,439	0,583	0,237	-0,267	-0,341	0,518	-0,237	0,114	0,873
	σ	0,0318	0,0317	0,0321	0,0316	0,0315	0,0318	0,0318	0,0315	0,0315	0,0319	0,0316	0,0313	0,0317	0,0315	0,0319
Режим №5	М	-1,088	-0,797	-0,032	0,492	-0,357	0,452	0,231	0,652	0,113	-0,234	-0,284	0,355	-0,213	-0,166	0,572
	σ	0,0311	0,0310	0,0310	0,0310	0,0308	0,0314	0,0309	0,0311	0,0308	0,0312	0,0309	0,0307	0,0307	0,0312	0,0312

Рис. 6. Ошибки оценивания отклонения удельного расхода топлива при $\pi_{КС}^* = 21$ и разбросе измерений 3σ

4. Оценка удельного расхода топлива ГТД

Определение отклонений параметров не очень удобно. Абсолютное значение параметра намного более информативно. Для того чтобы определить абсолютное значение удельного расхода топлива при известных отклонениях необходимо знать базовую линию (зависимость удельного расхода топлива от режимного параметра для исправного двигателя). В нашем случае базовая линия – зависимость между удельным расходом топлива и $\pi_{КС}^*$. Эта зависимость была получена на стенде.

Базовая линия для выбранных, в прошлой главе, режимов работы двигателя представлена в табл. 7. Для того чтобы определить абсолютное значение удельного расхода топлива нам необходимо добавить отклонение, полученное с помощью метода главных компонент, к значению в табл. 7 на соответствующем режиме.

По определению

$$\delta C_{уд} = (C_{уд} - C_{уд0}) / C_{уд0}, \text{ отсюда}$$

$$C_{уд} = C_{уд0} + \delta C_{уд} \cdot C_{уд0}. \quad (28)$$

Пример для дефекта 15 (табл. 4) показан на рис. 7.

Выводы

Рассмотрена проблема определения удельного расхода топлива ГТД с учетом изменения технического состояния и нехватки информации об этом изменении. Рассмотрено четыре различных алгоритма. У каждого алгоритма есть свои достоинства и недостатки.

Зависимость между удельным расходом топлива и частотой вращения вентилятора наиболее удобная – она не требует наличия дополнительных датчиков и разработки сложных алгоритмов. Очень легко организовать управление по этой зависимости. Но у этого метода самая низкая точность из всех.

Зависимость между удельным расходом топлива и параметром тяги показала такую же точность, как зависимость между удельным расходом топлива и частотой вращения вентилятора. Но при этом, для

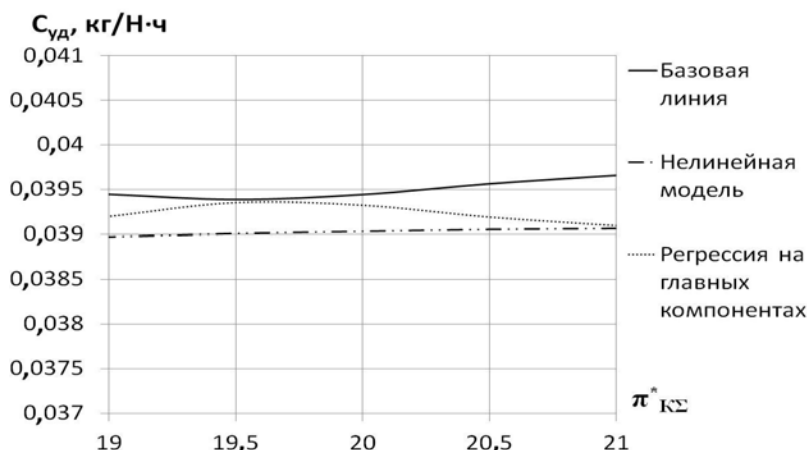


Рис. 7. Удельный расход топлива для дефекта 15

Таблица 7

Базовая линия значений удельного расхода топлива

$\pi^*_{КС}$	19	19,5	20	20,5	21
$C_{уд0}$	0,03944 кг/Н·ч	0,03938 кг/Н·ч	0,03943 кг/Н·ч	0,03956 кг/Н·ч	0,03965 кг/Н·ч

реализации алгоритма, основанного на зависимости между удельным расходом топлива и параметром тяги необходимы дополнительные датчики давления за турбиной и в соплах, что создает дополнительные трудности и большие затраты при проектировании двигателя и противоречит цели данной работы.

Также были рассмотрены два метода оценивания, которые ищут решение в классе смещенных оценок. Один из них – регрессия на следе гребня. Он позволяет решать неопределимые и плохо обусловленные задачи. Но из-за малости исходных смещений (значения ниже машинной точности программного обеспечения) алгоритм не стабилен, и его очень сложно автоматизировать.

Последний рассматриваемый метод был метод построения регрессионной модели на главных компонентах. Этот метод основан на линейном преобразовании исходных данных задачи для того, чтобы уменьшить порядок системы и сделать ее определимой. Данный метод не проявил недостатков трех предыдущих. Он был проверен для пятнадцати наиболее распространенных на практике дефектов на пяти режимах работы двигателя с учетом шума данных измерительной системы. Его точность ниже точности алгоритма предложенного в [9], но он гораздо проще, требует гораздо меньше вычислительных ресурсов и не требует установки дополнительных датчиков.

Литература

1. Henriksson, M. Robust Kalman filter thrust estimation in a turbofan engine [Text] / M. Henriksson, D. Ring // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-91241,

Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 10 p.

2. Jaw, L.C. Recent advancements in aircraft engine health management (EHM) technologies and recommendations for the next step [Text] / L.C. Jaw // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68625, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 13 p.

3. Jet engine fault detection with discrete operating points gas path analysis [Text] / A. Stamatis, K. Mathioudakis, K. Papailiou, G. Berios // Journal of Propulsion and Power. – 1991. – vol. 7, №6. – P. 1043-1048.

4. Doel, D.L. An assessment of weighted-least-squares-based gas path analysis [Text] / D.L. Doel // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 1994. – № 116. – P. 366-373.

5. Mathioudakis, K. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques [Text] / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatis // ASME Turbo Expo Paper No GT2002-30026, Amsterdam, The Netherlands, June 3-6 2002. – 9 p.

6. Mathioudakis, K. Multipoint non-linear method for enhanced component and sensor malfunction diagnosis [Text] / K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-90451, Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 9 p.

7. Stamatis, A. Optimum use of existing sensor information for gas turbine diagnostics [Text] / A. Stamatis // ASME Turbo Expo Paper No GT2008-50296, Berlin, Germany, June 9-13 2008. – 8 p.

8. Litt, J.S. An optimal orthogonal decomposition method for Kalman filter-based turbofan engine thrust estimation [Text] / J.S. Litt // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68808, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 12 p.

9. Kobayashi, T. Application of a Constant Gain

Extended Kalman Filter for in-flight estimation of aircraft engine performance parameters [Text] / T. Kobayashi, D.L. Simon, J.S. Litt // ASME Turbo Expo Paper No GT2005-68494, Reno-Tahoe, Nevada, USA, June 6-9 2005. – 12 p.

10. Draper, N.R. 1998, *Applied Regression Analysis [Text] / N.R. Draper, H. Smith. – 3rd ed. – New York, USA: Wiley, 1998. – 706 p.*

11. OBIDICOTE Programme – Work Package 4: Steady-state test cases for engine deterioration: technical report [Text] / Rolls Royce PLC; Curnock B., 2001. – Document No DNS78608. – 12 p.

12. Dewallef, P. On-line aircraft engine diagnostic using a soft-constrained Kalman filter [Text] / P. Dewallef, O. Leonard, K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2004-53539, Vienna, Austria, June 14-17 2004. – 10 p.

13. Mathioudakis, K. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques [Text] / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos, A. Stamatis // *Journal of Turbomachinery: Transactions of the ASME. – 2002. – №124. – P. 580- 587.*

14. Romessis, C. The use of probabilistic reasoning to improve least squares based gas path diagnostics [Text] / C. Romessis, Ph. Kamboukos, K. Mathioudakis // ASME Turbo Expo Paper No GT2006-90619, Barcelona, Spain, May 8-11 2006. – 9 p.

15. Демиденко, Е.З. Линейная и нелинейная регрессии [Текст] / Е.З. Демиденко. – М.: Финансы и статистика, 1981. – 302 с.

16. Дрейпер, Н. Прикладной регрессионный анализ [Текст]: в 2 т. / Н. Дрейпер, Г. Смит. – М.: Финансы и статистика, 1986. – Т. 2. – 351 с.

Поступила в редакцию 18.02.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНЮВАННЯ ПИТОМОЇ ВИТРАТИ ПАЛИВА ЗА ПОСЕРЕДНІМИ ВИМІРЮВАННЯМИ З УРАХУВАННЯМ ЗМІНИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГТД

М.В. Шевченко, С.В. Єпіфанов

Розглянуто методи контролю питомої витрати палива, найчастіше застосовувані в експлуатації і їх похибки в умовах зміни технічного стану ГТД. Запропоновано та проаналізовано два математичних алгоритми, які дозволяють зменшити ці похибки. Це регресійна модель на сліді гребеня та регресійна модель на головних компонентах кореляційної матриці задачі. Ці алгоритми дозволяють отримати зсунені оцінки. В якості об'єкту дослідження розглянуто двохконтурний трьохвальний ГТД з п'ятьма вимірюваними параметрами та двадцятьма трьома параметрами, які характеризують зміну технічного стану. За допомогою нелінійної повузлової моделі досліджуваного об'єкта було змодельовано дефекти проточної частини, які імітують зміну технічного стану, отримано оцінки відхилення досліджуваного параметра та виконано їх порівняння з результатами, отриманими за допомогою нелінійної моделі. Визначено похибки оцінювання. Регресійна модель на головних компонентах продемонструвала саму високу точність і стійкість.

Ключові слова: газотурбінний двигун (ГТД), головні компоненти, діагностування, регресійна модель, рідж, статистична оцінка, питома витрата палива.

GTE THRUST ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THE MEASUREMENT SYSTEM FAULT AND TECHNICAL CONDITION CHANGING

M.V. Shevchenko, S.V. Yepifanov

Two common methods of aircraft gas turbine engine (GTE) specific fuel consumption monitoring and their errors due to health condition changes are analyzed. Additionally, two mathematical techniques that allow reducing in-flight thrust estimation errors in the case of GTE deterioration are suggested and verified in the paper. They are a ridge trace and a principal component analysis. A three-spool turbofan engine has been chosen as a test case. The engine has five measured variables and 23 health parameters to describe its health condition. Measurement errors are simulated using a generator of random numbers with the normal distribution. The engine is presented in calculations by its nonlinear component level model (CLM). Results of the comparison of specific fuel consumption estimates computed by the CLM and the proposed techniques confirm accuracy of the techniques. The regression model on principal components has demonstrated the highest accuracy and stability.

Key words: gas turbine engine (GTE), diagnostics, regression model, ridge trace, specific fuel consumption, statistical assessment, principal components.

Єпіфанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Шевченко Максим Владимирович – м.н.с. кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 621.436.13:621.57

А.А. АНДРЕЕВ¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹, А.А. СИРОТА²¹ *Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*² *Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Украина*

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ОХЛАЖДЕНИЯ НАДДУВОЧНОГО ВОЗДУХА ГЛАВНОГО СУДОВОГО ДИЗЕЛЯ С УТИЛИЗАЦИЕЙ ЕГО ТЕПЛОТЫ ЗАБОРТНОЙ ВОДОЙ

Проанализирована эффективность охлаждения наддувочного воздуха судового малооборотного дизеля заборной водой и эжекторной теплоиспользующей системой охлаждения на низкокипящем рабочем теле, утилизирующей теплоту воздуха. Расчеты выполнены для контейнеровоза на рейсовой линии Одесса–Гавана–Одесса с учетом изменения температуры и влажности наружного воздуха и температуры заборной воды. Для климатических условий конкретной рейсовой линии определены снижение температуры наддувочного воздуха и соответствующее сокращение расхода топлива малооборотного дизеля по сравнению с традиционным охлаждением наддувочного воздуха заборной водой.

Ключевые слова: *судовой малооборотный дизель, охлаждение, наддувочный воздух, эжекторная теплоиспользующая система охлаждения, низкокипящее рабочее тело.*

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В качестве главных двигателей на подавляющем большинстве морских судов применяются малооборотные дизели (МОД). Термодинамическая эффективность судовых МОД существенно зависит от температуры наддувочного воздуха: с повышением его температуры на 10 °С эффективный КПД уменьшается примерно на 0,5 % и, соответственно, возрастает удельный расход топлива b_e [1–3].

Условия эксплуатации судовых МОД отличаются значительным изменением в течение рейса температуры наружного воздуха, а значит и воздуха в машинном отделении, откуда он забирается наддувочным турбокомпрессором (ТК) и, соответственно, наддувочного воздуха (после ТК). При высоких температурах заборной воды $t_{зв}$, отводящей от него теплоту, охладители наддувочного воздуха (ОНВ) не обеспечивают достаточного глубокого охлаждения наддувочного воздуха на входе во впускной ресивер, который мог бы нивелировать повышение температуры воздуха на входе наддувочного ТК, что приводит к значительному перерасходу топлива. Проблема снижения топливной экономичности при повышенных температурах наружного воздуха и заборной воды особенно остро стоит в высоконаддувных малооборотных дизелях (МОД), компрессоры которых обеспечивают высокие степени повышения давления воздуха $\pi_k = 3...4,5$, а в перспективе и $\pi_k = 5$ [4, 5].

Известны результаты исследований по охлаждению наддувочного воздуха дизелей воздушными, пароконпрессорными и турбокомпрессорными холодильными машинами; утилизации теплоты наддувочного воздуха в абсорбционных теплоиспользующих системах охлаждения (ТСО) для охлаждения в технологических целях [6, 7]. В отличие от известных исследований в настоящей работе наддувочный воздух рассматривается как источник теплоты и как объект охлаждения одновременно.

Наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются теплоиспользующие эжекторные холодильные машины (ЭХМ), в которых функцию компрессора выполняет струйный аппарат – эжектор. Применение в ЭХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воздух до сравнительно низких температур и за счет этого повышать топливную экономичность МОД. Поскольку использование даже таких простых ТХМ, как эжекторные, все же требует применения дополнительных теплообменников: генератора паров НРТ высокого давления и испарителя НРТ низкого давления, а также конденсатора НРТ, приводящих к усложнению судовой энергетической установки, то представляется вполне логичным сравнить эффективность охлаждения наддувочного воздуха с помощью ЭХМ и в традиционных ОНВ заборной водой. Ранее сравнительный анализ машинного и безмашинного способов охлаждения наддувочного воздуха судовых МОД не проводился, а соответствующие данные отсутствуют в известных публикациях.

Цель работы – сравнительная оценка эффективности охлаждения наддувочного воздуха МОД транспортного судна в ЭХМ, утилизирующей теплоту наддувочного воздуха, и традиционном ОНВ заборной водой с учетом меняющихся в течение рейса тепловлажностных параметров наружного воздуха и температуры заборной воды.

2. Результаты исследования

Теплоиспользующая система охлаждения (ТСО) эжекторного типа (ЭТСО) конструктивно наиболее простая и надежная в эксплуатации, благодаря чему ее интеграция в штатную систему турбонаддува судовых МОД не приводит к заметному усложнению последней. Выбор эжекторных ТСО обусловлен еще и тем, что если при невысокой их термодинамической эффективности (тепловых коэффициентах) по сравнению с более сложными и громоздкими, а значит менее надежными в эксплуатации и требующими существенных схемно-конструктивных изменений системами охлаждения, например абсорбционными, паро- или турбокомпрессорными, применение эжекторных ТСО окажется целесообразным, то для термодинамических более эффективных систем охлаждения эффект будет еще большим.

Применение в ТСО низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воду промежуточного контура охлаждения наддувочного воздуха до низких, практически близких 0 °С, температур, причем

без необходимости поддержания вакуума в испарителе НРТ-охладителя воды (И-ОВ). Схема системы охлаждения наддувочного воздуха МОД на базе эжекторной ТСО, использующей теплоту самого же наддувочного воздуха, приведена на рис. 1. Эжекторная ТСО состоит из паросилового и холодильного контуров. Паросиловой контур служит для получения в генераторе паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя-охладителя воды (И-ОВ) холодильного контура, до давления в конденсаторе. Жидкий НРТ после конденсатора делится на два потока: первый – подается насосом в генератор, где он нагревается и испаряется при высоком давлении за счет теплоты, отводимой от наддувочного воздуха после ТК высокотемпературным промежуточным водяным контуром, а второй – дросселируется в дроссельном клапане и направляется в испаритель, где испаряется при низком давлении и соответственно температуре, отводя теплоту от наддувочного воздуха после водяного ОНВ (на входе во впускной ресивер ДВС) с помощью низкотемпературного промежуточного водяного контура.

Эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара происходит в его сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара, всасываемого из испарителя И-ОВ, происходит в камере смешения и диффузоре).

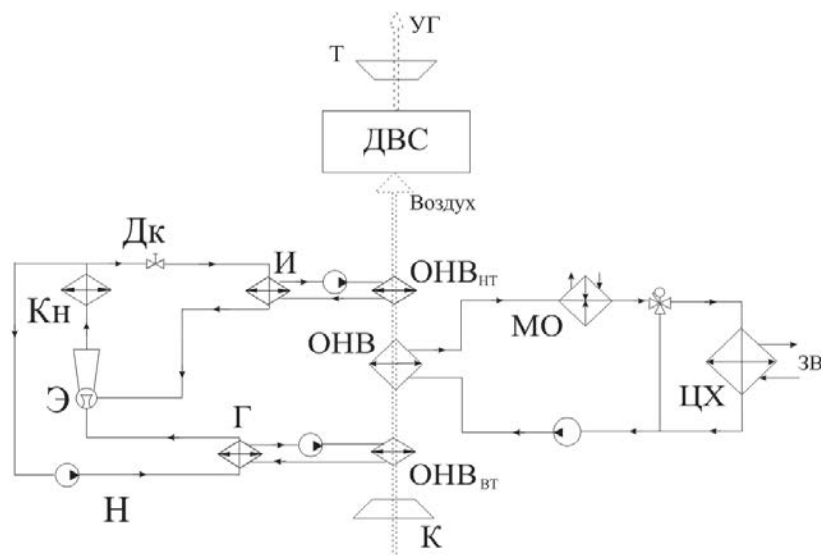


Рис. 1. Схема эжекторной ТСО МОД: ОНВ – водяной охладитель наддувочного воздуха (традиционный); ОНВ_{ВТ} и ОНВ_{НТ} – высоко- и низкотемпературная ступени водяного охладителя наддувочного воздуха ТСО; К и Т – компрессор и турбина ТК; ЦХ – центральный холодильник; МО – маслоохладитель; ЗВ – заборная вода; Г – генератор ТХМ; Кн – конденсатор ТХМ; И – испаритель ТХМ; Н – насос

Теплота наддувочного воздуха используется для нагрева пресной воды высокотемпературного промежуточного водяного контура до температуры выше температуры кипения НРТ в генераторе $t_r = 100...120^\circ\text{C}$ в ОНВ_{ВТ} (во избежание вскипания давление воды повышенное). В свою очередь теплота воды используется для нагрева и испарения НРТ при высокой температуре кипения $t_r = 100...120^\circ\text{C}$. Энергия паров НРТ высокого давления используется в эжекторе для всасывания паров НРТ низкого давления из испарителя-охладителя воды (И-ОВ) холодильного – низкотемпературного – промежуточного контура). Вода, охлажденная в И-ВО до температуры, близкой 0°C , служит хладоносителем для ОНВ_{НТ}, в котором происходит окончательное глубокое охлаждение наддувочного воздуха.

Генерируемый в ТСО холод может быть использован также для глубокого снижения температуры наддувочного воздуха в штатном ОНВ путем дополнительного (к охлаждению забортной водой в центральном холодильнике) охлаждения пресной воды на входе в ОНВ (на рис. 1 не показано). В этом случае штатный ОНВ функционирует как ОНВ_{НТ}.

Термодинамическая эффективность ТСО характеризуется тепловым коэффициентом ζ , который представляет собой отношение $\zeta = Q_0/Q_r$, т.е. отношение полезной холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной от наддувочного воздуха в ОНВ_{НТ}), к количеству затраченной теплоты Q_r , подведенной к ТСО от наддувочного воздуха в ОНВ_{ВТ}. Тепловой коэффициент ζ зависит от температуры кипения НРТ в генераторе t_r , которая в свою очередь зависит от температуры воды, нагретой в ОНВ_{ВТ} и температуры кипения НРТ в испарителе t_0 , близкой 0°C , от которой зависит глубина охлаждения наддувочного воздуха в ОНВ_{НТ}, возрастая с повышением температур кипения НРТ в генераторе t_r и испарителе t_0 и снижаясь с увеличением температуры конденсации НРТ t_k (температуры забортной воды, охлаждающей конденсатор ТСО). Значения ζ могут существенно колебаться и для хладагента R142b составляют $\zeta = 0,20...0,35$ (соответственно при $t_0 = 2...7^\circ\text{C}$).

Исходя из располагаемой теплоты Q_r , отведенной от наддувочного воздуха в ОНВ_{ВТ}, вычисляют холодопроизводительность ТСО: $Q_0 = \zeta Q_r$, расходуемую на охлаждение наддувочного воздуха в ОНВ_{НТ}.

Поскольку в течение рейса меняются температура $t_{\text{нв}}$ и влажность $\phi_{\text{нв}}$ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) – на входе ТК, а значит и наддувочного воздуха, а также температура $t_{\text{зв}}$ и, соответственно, пресной воды промежуточного контура охлаждения

наддувочного воздуха (на 5°C выше $t_{\text{зв}}$) в штатном ОНВ, служащем второй, промежуточной, ступенью трехступенчатой ТСО, то снижение температуры наддувочного воздуха $\Delta t_{\text{в}}$ в ОНВ_{НТ}, его температуру $t_{\text{в2}}$ после ОНВ_{НТ} (на входе в наддувочный ресивер) и соответствующее сокращение потребления топлива МОД определяют с учетом изменения $t_{\text{нв}}$, $\phi_{\text{нв}}$ и $t_{\text{зв}}$ на конкретной рейсовой линии.

В качестве примера рассмотрен контейнеровоз с главным двигателем 6S50ME-C корпорации MAN [3] (номинальная мощность $N_n = 10680$ кВт и эксплуатационная $N_s = 10000$ кВт) на рейсовой линии Одесса-Гавана-Одесса.

Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха, температуры забортной воды $t_{\text{зв}}$ в течение летнего рейса Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009) представлено на рис. 2.

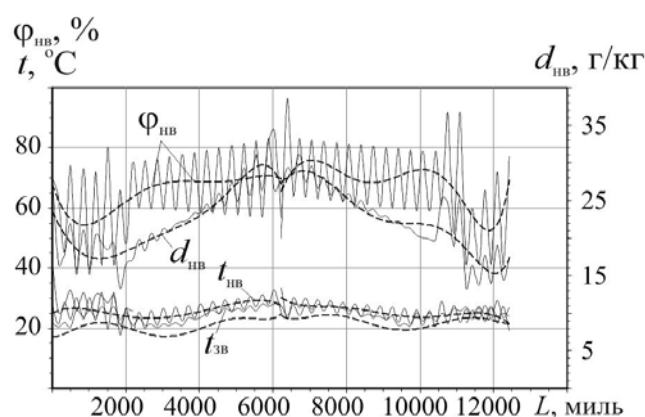


Рис. 2. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха, температуры забортной воды $t_{\text{зв}}$ в течение рейса Одесса-Гавана-Одесса (1.07...16.08.2009)

Как видно, на протяжении практически всего рейса температура наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ составляет 25°C и даже 30°C (Куба). Относительная влажность воздуха $\phi_{\text{нв}}$ изменяется в основном в диапазоне $60...80\%$.

Имеют также место весьма существенные колебания температуры $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$, а следовательно, и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение суток, причем максимумам температур $t_{\text{нв}}$ соответствуют минимумы влажности $\phi_{\text{нв}}$ и, соответственно, влагосодержания $d_{\text{нв}}$. Поскольку процессы охлаждения влажного воздуха сопровождаются конденсацией водяных паров, то отвод теплоты конденсации связан с дополнительными (по сравнению с охлаждением сухого воздуха) затратами холодопроизводительности, вследствие чего снижение температуры воздуха при его повышенных влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержании $d_{\text{нв}}$ может оказаться незначительным.

В то же время наличие дневных и ночных противоположно направленных экстремумов $t_{нв}$ (соответственно и температуры наддувочного воздуха $t_{ндв}$ после ТК) и $\phi_{нв}$ (соответственно $d_{нв}$), существование которых проявляется только при локальных во времени измерениях $t_{нв}$ и ϕ , создает благоприятные условия для большего снижения температуры наддувочного воздуха МОД днем (благодаря меньшим относительной влажности $\phi_{нв}$ и, соответственно, влагосодержанию $d_{нв}$), когда имеет место значительное ухудшение топливной эффективности МОД из-за повышенных температур $t_{нв}$, соответственно и $t_{ндв}$. В ночное время, когда $t_{нв}$ (соответственно и $t_{ндв}$) ниже и меньше потребность в охлаждении наддувочного воздуха, снижение температуры воздуха также меньше из-за большей влажности ϕ (соответственно и $d_{нв}$). Таким образом, при оценке эффективности охлаждения наддувочного воздуха МОД необходимо учитывать изменение температуры $t_{нв}$, соответственно и $t_{ндв}$, влажности ϕ (влагосодержания $d_{нв}$) наружного (соответственно и наддувочного) воздуха и температуры забортной воды в течение суток. Видно также, что при существенных колебаниях $t_{нв}$ суточные изменения $t_{зв}$ не столь значительные.

Обычно в ТК двигателя подают воздух из МО, где его температура $t_{МО}$ на 10°C выше, чем наружного воздуха $t_{нв}$. Температуру наддувочного воздуха после ТК t_k (на входе ОНВ_{НТ} – $t_{Г1}$): $t_{Г1} = t_k$ рассчитывали с помощью программы корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха на входе ТК $t_{МО}$ [3].

Температуры наддувочного воздуха, охлажденного в ОНВ_{НТ} ТСО $t_{в2}$ и водяном ОНВ традиционной системы охлаждения $t_{вв2}$, при температуре забортной воды $t_{зв}$, меняющейся в течение рейса Одесса–Гавана–Одесса (1.07...16.08.2009), приведены на рис. 3.

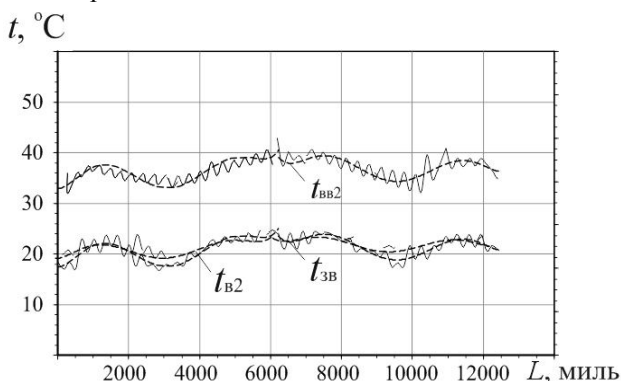


Рис. 3. Температуры наддувочного воздуха, охлажденного в охладителе ОНВ_{НТ} ТСО $t_{в2}$ и водяном ОНВ $t_{вв2}$ и забортной воды $t_{зв}$

Как видно, применение ТСО обеспечивает охлаждение наддувочного воздуха до температуры

$t_{в2} = 17...25^\circ\text{C}$, которая ниже температуры забортной воды: $t_{в2} < t_{зв}$, тогда как температура наддувочного воздуха $t_{вв2}$, охлажденного в водяном ОНВ традиционной системы охлаждения, значительно выше:

$$t_{вв2} = t_{зв} + \Delta t_{в1} + \Delta t_{в2},$$

где $\Delta t_{в1} = 5^\circ\text{C}$ – разность температур между охлажденной пресной водой промежуточного контура охлаждения и забортной водой в центральном холодильнике;

$\Delta t_{в2} = 12^\circ\text{C}$ – разность температур между охлажденным наддувочным воздухом и пресной водой.

Охлаждение наддувочного воздуха в ТСО до температуры $t_{в2}$, т.е. ниже температуры воздуха $t_{вв2}$, охлаждаемого в традиционном водяном ОНВ, на величину $\Delta t_{во} = t_{вв2} - t_{в2}$, обеспечивает сокращение удельного b_e и общего B_e расходов топлива.

Результаты расчетов снижения удельного расхода топлива Δb_e , полного расхода топлива МОД 6S50ME-C по фирменной программе [3] при меняющихся в течение рейса параметрах наружного воздуха и температуре забортной воды $t_{зв}$ показали, что практически на протяжении всего рейса уменьшение удельного расхода топлива составляет $\Delta b_e \approx 2,0 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$. При этом относительная экономия потребления топлива за отдельные рейсы $\Delta B_e = 1,0...1,2\%$, а абсолютная экономия топлива за отдельные рейсы для МОД мощностью 10 МВт составляет $\Delta B_e = 14...18 \text{ т}$ и суммарная за 9 рейсов 144 т.

Выводы

Использование теплоты наддувочного воздуха судового МОД в эжекторной теплоиспользующей системе охлаждения обеспечивает снижение температуры воздуха до $15...25^\circ\text{C}$ и сокращение удельного расхода топлива примерно на $2 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$ в летние месяцы на рейсовой линии Одесса–Гавана–Одесса по сравнению с его охлаждением забортной водой.

На примере конкретной рейсовой линии Одесса–Гавана–Одесса показано, что в условиях судовой эксплуатации, с меняющимися в течение рейса влажностью наружного воздуха, температурой воздуха и забортной воды, утилизация теплоты наддувочного воздуха главного МОД в эжекторной теплоиспользующей системе охлаждения обеспечивает снижение температуры наддувочного воздуха до температуры, близкой 20°C , и сокращение удельного расхода топлива примерно на $2,0 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$ по сравнению с традиционным охлаждением воздуха забортной водой.

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions. Main engine operation of MAN B&W two-stroke engines [Text]: MAN Diesel & Turbo, Copenhagen, Denmark, 2010. – 17 p.*

2. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission [Text]: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005. – 20 p.*

3. *MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines [Text]. – Copenhagen, Denmark: MAN Diesel. – 2010. – 7 p.*

4. Heim, K. Existing and Future Demands on the turbocharging of Modern Large Two-stroke Diesel

Engines [Text] / K. Heim // 8-th Supercharging Conference, Dresden, 1-2 October, 2002. – P. 41-46.

5. Fuminory, I. Development of TPL and TPS Series Marine Turbocharger [Text] / I. Fuminory, K. Mitsubory // IHI Engineering Review. – 2004. – Vol. 37, No. 1. – P. 35–39.

6. Баренбойм, А.Б. Искусственное охлаждение наддувочного воздуха [Текст] / А.Б. Баренбойм, Б.А. Минкус // Тр. ОТИХП, 1961. – Т.10. – С. 10–16.

7. Мошенцев, Ю.Л. Охлаждение наддувочного воздуха с использованием воздушной холодильной машины [Текст] / Ю.Л. Мошенцев, Б.Г. Тимошевский, Ву Дык Бао // Авиационно-космическая техника и технология. – 2001. – №8 (23). – С. 90–92.

Поступила в редакцию 18.10.2012, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор С.А. Ханмамедов, Одесская национальная морская академия.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ОХОЛОДЖЕННЯ НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ ГОЛОВНОГО СУДНОВОГО ДИЗЕЛЯ З УТИЛІЗАЦІЄЮ ЙОГО ТЕПЛОТИ ЗАБОРТНОЮ ВОДОЮ

А.А. Андреев, М.І. Радченко, О.А. Сирота

Проаналізовано ефективність охолодження наддувочного повітря суднового малооборотного дизеля заборотною водою і ежекторною тепловикористовуючою системою охолодження на низькокиплячому робочому тілі, що утилізує теплоту повітря. Розрахунки виконано для контейнеровоза на рейсовій лінії Одеса-Гавана-Одеса з урахуванням зміни температури і вологості зовнішнього повітря і температури заборотної води. Для кліматичних умов конкретної рейсової лінії визначено зниження температури наддувочного повітря і відповідне скорочення витрати палива малооборотного дизеля в порівнянні з традиційним охолодженням наддувочного повітря заборотною водою.

Ключові слова: судновий малооборотний дизель, охолодження, наддувне повітря, тепловикористовуюча установка, низькокипляче робоче тіло

COMPARISON SCAVENGE AIR COOLING OF MAIN MARINE DIESEL WITH UTILIZATION HIS WARMTH BY SEAWATER

A.A. Andreev, N.I. Radchenko, A.A. Sirota

Analyzing the effectiveness of scavenge-air cooling vessel of low-speed diesel by seawater and ejector heat-cooling system at low boiling working fluid which recycles heat air. The calculations are made for the shuttle container line Odessa-Odessa-Havana with the changes in temperature and humidity of outside air temperature and sea water. For the climatic conditions specific voyage line defined scavenge air temperature reduction and a corresponding reduction in fuel consumption of low-speed diesel compared to conventional scavenge air seawater cooling.

Key words: marine low speed diesel engine, cooling of air, heat utilization, turbocompressor, ejector cooling machine, low boiling working fluid.

Андреев Артем Андреевич – ассистент, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры экологической безопасности, Черноморский государственный университет им. П. Могила, Николаев, Украина

УДК 621.57

Н.И. РАДЧЕНКО, РАМИ ЭЛЬГЕРБИ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ВЫБОР СПОСОБА ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГТУ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РЕГИОНАЛЬНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ

Проанализирована величина снижения температуры воздуха на входе газотурбинных установок и соответствующее уменьшение удельного расхода топлива с учетом климатических условий разных регионов Ливии с применением безмашинного (испарительного) и машинного (теплоиспользующей холодильной машины) способов охлаждения. Показано, что наиболее эффективным способом является охлаждение воздуха на входе газотурбинных установок теплоиспользующей холодильной машиной, которое обеспечивает практически в два раза большее снижение температуры воздуха и, соответственно, экономию топлива (сокращение удельного расхода топлива) по сравнению с предварительным испарительным охлаждением воздуха.

Ключевые слова: газотурбинная установка, охлаждение воздуха, теплоиспользующая холодильная машина, температура, влажность.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Электрическая энергия, производимая газотурбинными электростанциями, является основным видом энергии, потребляемой в Ливии [1]. Эффективность электрогенерирующих газотурбинных установок (ГТУ) существенно зависит от температуры наружного воздуха на входе $t_{нв}$ и резко снижается с ее повышением. Для ГТУ LM2500+ фирмы "General Electric" ($N_e = 27$ МВт при $t_{нв} = 15$ °С) повышение температуры $t_{нв}$ на 10 °С вызывает снижение КПД на 2 % и соответствующее возрастание удельного расхода топлива b_e , а для ГТУ LM1600 ($N_e = 15$ МВт) ухудшение КПД и b_e составляет примерно 1,6 % [2]. По данным [1] из-за повышенных температур воздуха $t_{нв}$ на входе электрогенерирующие мощности ГТУ оказываются на 20 % ниже установленных, создавая дефицит производства электроэнергии. Поэтому проблема охлаждения воздуха на входе ГТУ стоит в энергетике Ливии остро. Перспективным направлением ее решения является снижение температуры воздуха $t_{нв}$ на входе безмашинным (использованием естественного охлаждающего потенциала хладоносителя, например воды) и машинными (с помощью холодильных машин) способами охлаждения.

Высокие температуры воздуха (35...45 °С) при остром дефиците пресной воды затрудняют возможность применения безмашинных способов охлаждения воздуха распылением воды в воздушном потоке на всасывании ГТУ в южных регионах с су-

хим жарким климатом, где вследствие малой влажности воздуха эффект от его испарительного охлаждения мог быть весьма существенным. Очевидно, что в таких условиях целесообразно применение поверхностного охлаждения воздуха холодильной машиной теплоиспользующего типа (ТХМ), утилизирующей теплоту выпускных газов ГТУ. В качестве рабочего тела ТХМ применяют озонобезопасные хладагенты R142В и R600 (эжекторные ТХМ), аммиак или вода, кипящая под вакуумом, в абсорбционных водоаммиачных (АХМ) и бромистолитиевых (АБХМ) холодильных машинах.

Цель исследования – оценка эффективности применения испарительного (безмашинного) и теплоиспользующими холодильными машинами способов охлаждения воздуха на входе ГТУ в регионах Ливии с разными климатическими условиями эксплуатации.

2. Результаты исследования

Условия эксплуатации ГТУ в Ливии характеризуются суточными и сезонными колебаниями температуры $t_{нв}$ и относительной влажности ϕ наружного воздуха на входе, что влияет на термодинамическую эффективность ГТУ (КПД и, соответственно, удельный расход топлива b_e). Изменение температуры $t_{нв}$, относительной влажности $\phi_{нв}$ и влагосодержания $d_{нв}$ наружного воздуха в течение 1.07...15.07.2009 в г. Триполи и Хон (южный регион Ливии с сухим жарким климатом) представлено на рис. 1.

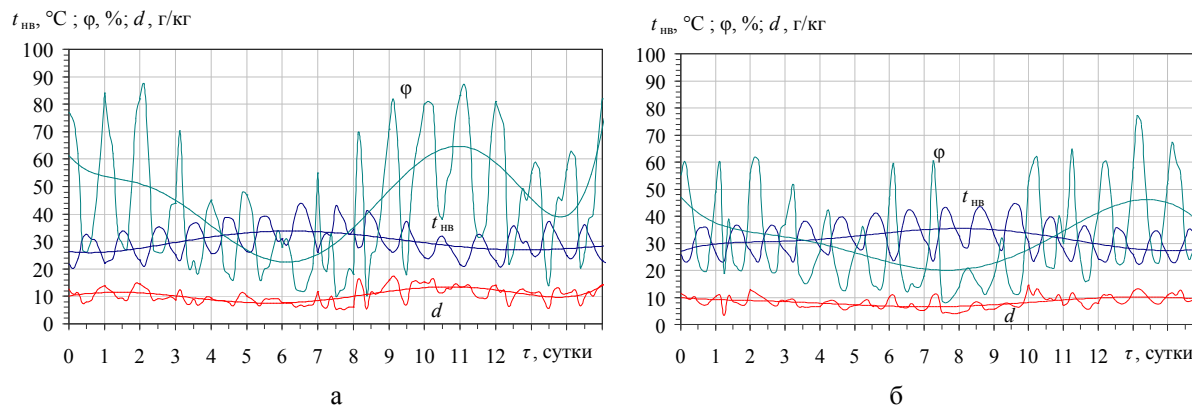


Рис. 1. Изменение температуры $t_{нв}$, относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в течение 1.07...15.07.2009: а – Триполи; б – Хон

Как видно, при несколько более высокой температуре наружного воздуха $t_{нв}$ в г. Хон (на 3...5 °C выше, чем в г. Триполи) относительная его влажность ϕ намного ниже, что, с одной стороны, создаст благоприятные условия для испарительного охлаждения воздуха его увлажнением до состояния насыщения, а с другой, – из-за острого дефицита пресной воды делает применение испарительного охлаждения весьма проблематичным. В таких условиях приоритетным является поверхностное охлаждение воздуха с помощью ТХМ или же его комбинация с внутренним испарительным охлаждением воздуха (в процессе сжатия воздуха в компрессоре) путем впрыскивания воды непосредственно на всасывание компрессора в уже охлажденный (в поверхностном аппарате) воздушный поток, для чего требуется в два-три раза меньшее количество пресной воды.

Из рис. 1 также видно, что при стабильно высокой среднесуточной температуре $t_{нв}$ наружного воздуха имеют место значительные ее колебания (10...15 °C) в течение суток. Еще большие суточные колебания относительной влажности ϕ воздуха обуславливают наличие дневных и ночных противоположно направленных экстремумов $t_{нв}$ и ϕ : максимумам температур соответствуют минимумы влажности днем и наоборот ночью. Их существование создает благоприятные условия для большего снижения температуры воздуха на входе ГТУ днем (в том числе и испарительным охлаждением воздуха благодаря меньшей относительной влажности $\phi_{нв}$), когда имеет место значительное ухудшение термодинамической эффективности ГТУ из-за повышенных температур $t_{нв}$. В ночное же время, когда потребность в охлаждении воздуха на входе ГТУ меньше (ниже $t_{нв}$), а относительная влажность ϕ его, наоборот, высокая, снижение температуры воздуха в охладителе на входе ГТУ сопровождается интенсив-

ной конденсацией водяных паров из воздуха. Отводимый конденсат можно использовать в дневные часы максимальных температур воздуха для испарительного его охлаждения, в частности, при сжатии в компрессоре ГТУ (внутреннее испарительное охлаждение).

Проанализируем прежде всего эффективность применения предварительного (до компрессора) испарительного охлаждения воздуха как наиболее простого безмашинного способа, для реализации которого требуются насос высокого давления и форсунки тонкого распыла, следовательно, минимальные капиталовложения. При этом воздух увлажняется практически до состояния насыщения с понижением его температуры от текущего значения $t_{нв}$ до температуры по мокрому термометру t_m . Недостатком предварительного охлаждения воздуха его увлажнением является ограничение глубины охлаждения температурой t_m .

Глубина предварительного испарительного охлаждения воздуха характеризуется разностью температур $\Delta t_m = t_{нв} - t_m$, которая для климатических условий г. Триполи и Хон составляет $\Delta t_m = 5...15$ °C, а в дневные часы максимальных температур $t_{нв}$ и соответственно минимальной относительной влажности ϕ достигает $\Delta t_m = 15...20$ °C (рис. 2).

Глубина охлаждения воздуха в поверхностном теплообменнике определяется температурой хладоносителя и интенсивностью теплопередачи. Так, при интенсивном теплообмене, обеспечивающем минимальную разность температур между охлаждаемым воздухом и хладоносителем (5...8 °C), возможно охлаждение воздуха до температуры примерно 10 °C в испарителе-воздухоохладителе (И-ВО) абсорбционной водоаммиачной (АХМ) и эжекторной хладоновой (ЭХМ) холодильных машин, а до 15 °C – абсорбционной бромистолитиевой холодильной машиной (АБХМ). На рис. 3 приведены значения

снижения температуры воздуха Δt от текущей наружной температуры воздуха $t_{\text{нв}}$ до температуры $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ в поверхностном охладителе АХМ или ЭХМ (соответственно $\Delta t_{(10)}$), до температуры $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ в АБХМ (соответственно $\Delta t_{(15)}$), а также в

результате предварительного испарительного охлаждения воздуха на разность температур $\Delta t_{\text{м}} = t_{\text{нв}} - t_{\text{м}}$. Там же нанесены значения соответствующего уменьшения удельного расхода топлива: $\Delta b_{\text{е}(10)}$, $\Delta b_{\text{е}(15)}$ и $\Delta b_{\text{е.м}}$.

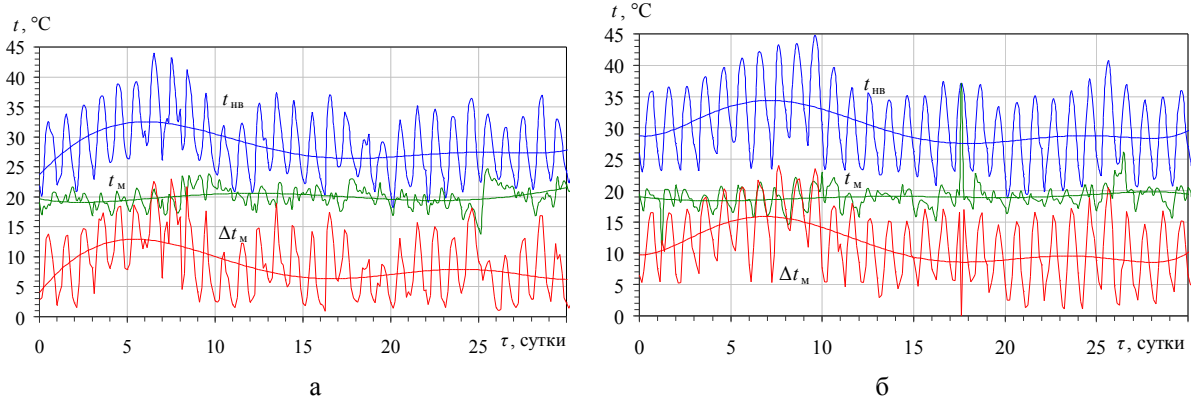


Рис. 2. Температуры наружного воздуха (по сухому термометру) $t_{\text{нв}}$, по мокрому термометру $t_{\text{м}}$ и глубина охлаждения воздуха $\Delta t_{\text{м}}$ путем увлажнения до состояния насыщения (июль 2009 г.): а – Триполи; б – Хон

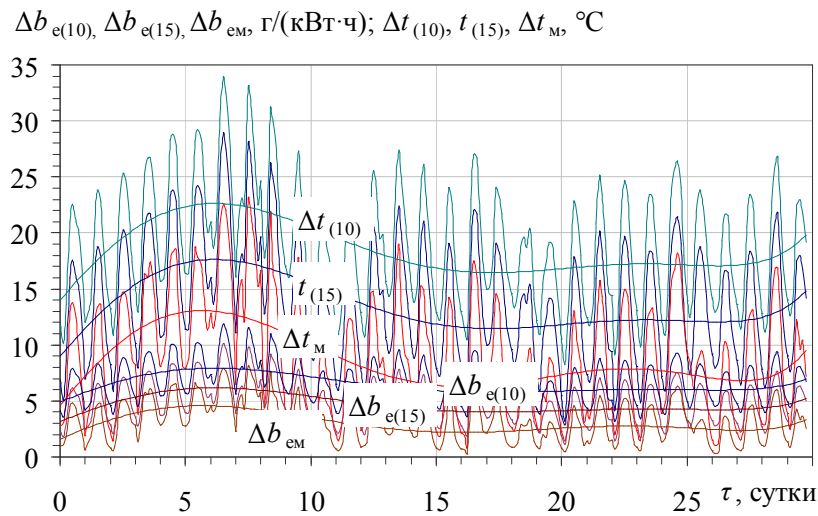


Рис. 3. Снижение температуры наружного воздуха в результате его охлаждения до температуры $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ в АХМ или ЭХМ ($\Delta t_{(10)}$), до температуры $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ в АБХМ ($\Delta t_{(15)}$), до температуры насыщения $t_{\text{м}}$ ($\Delta t_{\text{м}}$), а также соответствующее уменьшение удельного расхода топлива: $\Delta b_{\text{е}(10)}$, $\Delta b_{\text{е}(15)}$ и $\Delta b_{\text{е.м}}$ в течение 1.07...31.07.2009 (г. Триполи)

Как видно, средняя в течение суток глубина охлаждения воздуха Δt в поверхностном охладителе АХМ или ЭХМ $\Delta t_{(10)} = 17...23^\circ\text{C}$ (в дневные часы $\Delta t_{(10)} = 25...30^\circ\text{C}$), т.е. практически в два раза больше, чем при испарительном охлаждении: $\Delta t_{\text{м}} = 7...13^\circ\text{C}$ (днем $\Delta t_{\text{м}} = 15...20^\circ\text{C}$), тогда как в АБХМ — $\Delta t_{(15)} = 12...18^\circ\text{C}$ (в дневные часы $\Delta t_{(15)} = 20...25^\circ\text{C}$). В результате чего удельный расход топлива $b_{\text{е}}$ сокращается соответственно на ве-

личину: $\Delta b_{\text{е}(10)} = 5...7 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$; $\Delta b_{\text{е}(15)} = 4...6 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$; $\Delta b_{\text{е.м}} = 3...5 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$ по сравнению с его значением без охлаждения воздуха на входе.

Об экономии топлива $B_{\text{т}}$ в разные месяцы за счет поверхностного охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт в ТХМ от текущей температуры $t_{\text{нв}}$ до $t_{\text{в2}} = 10$ и 15°C (г. Триполи и Хон, 2009 г.) можно судить по рис. 4 и 5.

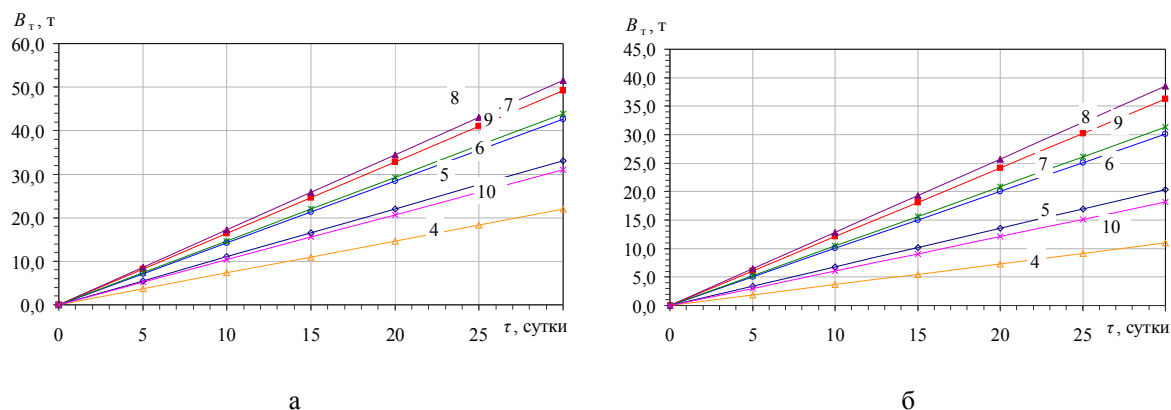


Рис. 4. Экономия топлива B_T, t , по месяцам за счет поверхностного охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт в ТХМ от текущей температуры $t_{нв}$ до $t_{в2}$ (г. Триполи, 2009 г.):
 а – $t_{в2} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$; б – $t_{в2} = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$; Δ – апрель (4); $\diamond$ – май (5); $\circ$ – июнь (6); $\blacksquare$ – июль (7);
 $\blacktriangle$ – август (8); $\text{--}\text{--}$ – сентябрь (9); $\text{--}\text{--}$ – октябрь (10)

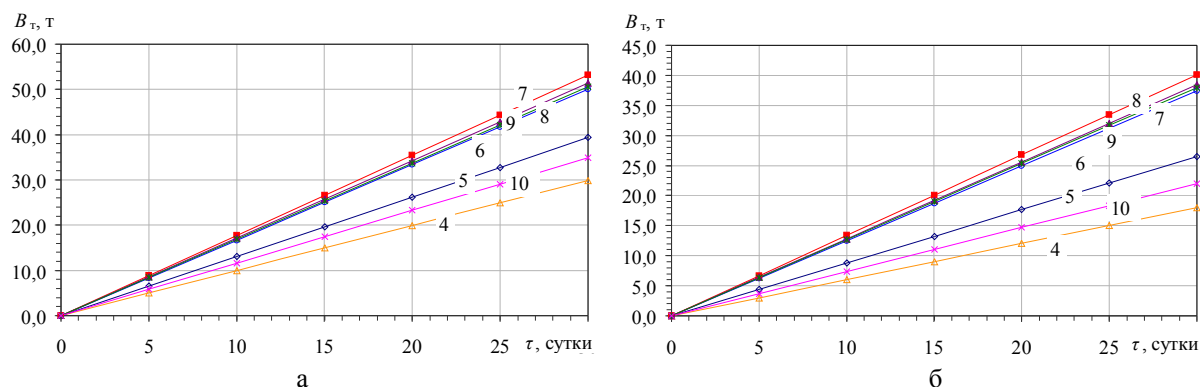


Рис. 5. Экономия топлива B_T, t , по месяцам за счет поверхностного охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт в ТХМ от текущей температуры $t_{нв}$ до $t_{в2}$ (г. Хон, 2009 г.):
 а – $t_{в2} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$; б – $t_{в2} = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$; Δ – апрель (4); $\diamond$ – май (5); $\circ$ – июнь (6); $\blacksquare$ – июль (7);
 $\blacktriangle$ – август (8); $\text{--}\text{--}$ – сентябрь (9); $\text{--}\text{--}$ – октябрь (10)

Из сравнения данных на рис. 4,а и 5,а (при $t_{в2} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, ЭХМ, АХМ) с соответствующими на 4,б и 5,б (при $t_{в2} = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$, АБХМ) видно, что на экономии топлива особенно сильно сказывается температура хладоносителя в воздухоохладителе на входе ГТУ (при одинаковой интенсивности теплопередачи), зависящая в свою очередь от типа ТХМ и определяющая глубину охлаждения воздуха на входе ГТУ. Для рассматриваемых климатических условий снижение температуры $t_{в2}$ до $10\text{ }^{\circ}\text{C}$, что возможно при использовании в качестве хладоносителя хладона или аммиака (ЭХМ, АХМ), обеспечивает возрастание экономии топлива практически на 25 % для жарких месяцев, когда эффект от охлаждения воздуха на входе ГТУ наибольший.

Об экономии топлива B_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт

(г. Триполи, 2009 г.) от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ в АХМ или ТХМ и контактным способом с увлажнением воздуха до $t_{в2} = t_m$ можно судить по рис. 6.

Как видно, охлаждение воздуха на входе ГТУ в ТХМ обеспечивает более чем в полтора раза большую экономию топлива B_T по сравнению с испарительным охлаждением, что объясняется намного большей глубиной снижения температуры воздуха на входе ГТУ $\Delta t_{в2} = t_{нв} - 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ по сравнению с ее величиной $\Delta t_m = t_{нв} - t_m$ для контактного способа (рис. 3).

Об эффективности применения разных способов охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт, обеспечивающих разную глубину охлаждения воздуха и, соответственно, экономию топлива B_T можно судить по данным на рис. 7.

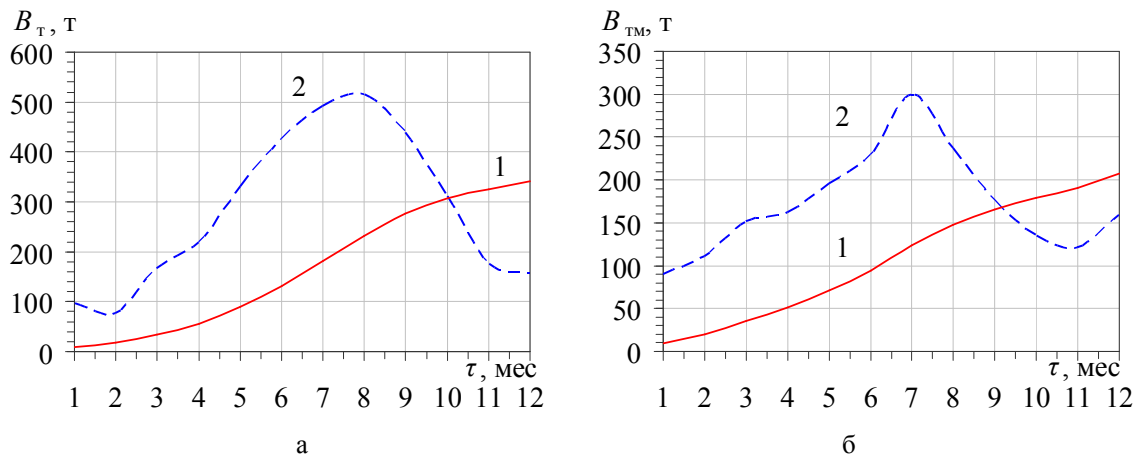


Рис. 6. Экономия топлива B_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт (г. Триполи, 2009 г.) от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ в АХМ или ЭХМ (а) и контактным способом с увлажнением до $t_{в2} = t_m$ (б): 1 – по нарастающей за 2009 г., B_T , т; 2 – за месяц, $B_T \cdot 10$, т

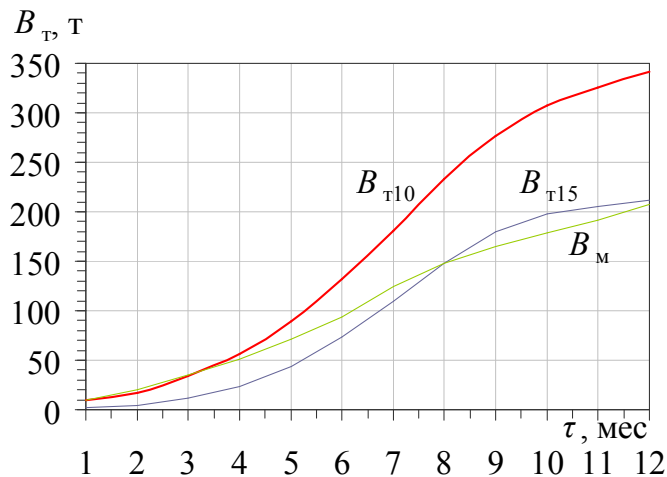


Рис. 7. Экономия топлива B_T за счет охлаждения воздуха на входе ГТУ мощностью 10 МВт от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$: $B_{T10} - t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ (ЭХМ, АХМ); $B_{T15} - t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ (АБХМ); $B_M - t_{в2} = t_m$ (испарительное охлаждение)

Как видно, наибольшую экономию топлива получают при глубоком охлаждении воздуха на входе ГТУ от текущей $t_{нв}$ до $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$, т.е. при температуре хладоносителя, близкой 0°C , свойственной АХМ и ЭХМ. Экономия же топлива при испарительном охлаждении воздуха на входе ГТУ, равно как и при его охлаждении в АБХМ до температуры $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$, более чем в полтора раза меньшая.

Выводы

Выбор способа охлаждения воздуха на входе ГТУ зависит от климатических условий эксплуатации. Показано, что наиболее эффективным способом является охлаждение воздуха на входе ГТУ в

поверхностных охладителях АХМ или ЭХМ, которое обеспечивает почти в два раза большее снижение температуры воздуха и, соответственно, экономию топлива (сокращение удельного расхода топлива Δb) по сравнению с предварительным испарительным охлаждением воздуха.

Литература

1. *Planning Electrical Power System Studies for Libya (Demand Forecasting & Generation Expansion Planning until 2025) [Text]. – Final Report, 2008: General People's Committee of Electricity, Water & Gas (GPCoEWG), ICEPCO, 2008. – 193 p.*

2. Bortmany, J.N. *Assesment of aqua-ammonia refrigeration for pre-cooling gas turbine inlet air* [Text] / J.N. Bortmany // *Proceedings of ASME TURBO EXPO* 2002. – Paper GT-2002-30657. – 12 p.

Поступила в редакцию 17.10.2012, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор М.Г. Хмельнюк, Одесская государственная академия холода.

ВІБІР СПОСОБУ ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ГТУ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД РЕГІОНАЛЬНИХ КЛІМАТИЧНИХ УМОВ

М.І. Радченко, Рамі Елгербі

Проаналізовано величину зниження температури повітря на вході газотурбінних установок і відповідне зменшення питомої витрати палива з урахуванням кліматичних умов різних регіонів Лівії із застосуванням безмашинного (випарного) та машинного (тепловикористовуючою холодильною машиною) способів охолодження. Показано, що найбільш ефективним способом є охолодження повітря на вході газотурбінних установок тепловикористовуючою холодильною машиною, яке забезпечує практично вдвічі більше зниження температури повітря і, відповідно, економію палива (скорочення питомої витрати палива) порівняно з випарним охолодженням повітря.

Ключові слова: газотурбінна установка, охолодження повітря, тепловикористовуюча холодильна машина, температура, вологість.

CHOSING THE METHOD OF COOLING THE INTAKE AIR OF GTU DEPENDING ON THE REGIONAL CLIMATIC CONDITIONS

N.I. Radchenko, Rami Elgerbi

The magnitude of air temperature drop at the inlet of gas turbine unites and corresponding decrease in specific fuel consumption taking into account the climate conditions of different regions of Libya by application of methods of non-machine (evaporative) and machine (by waste heat recovery cooling machine) cooling are analyzed. It was shown that cooling the air at the inlet of gas turbine unites by waste heat recovery cooling machine is the most efficient method, that provides practically twice increased air temperature drop and respectively fuel economy (decrease in specific fuel consumption) as compared with evaporative air cooling.

Keywords: gas turbine unit, cooling of air, waste heat recovery cooling machine, temperature, humidity.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. кондиционирования и рефрижерации, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, e-mail: andrad69@mail.ru.

Ельгерби Рами – аспирант, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, e-mail: andrad69@mail.ru.

UDC 621.3:681.34

D.V. FEVRALEV¹, S.S. KRIVENKO¹, V.V. LUKIN¹, R. MARQUES², F. DE MEDEIROS²¹ *Dept of Transmitters, Receivers and Signal Processing National Aerospace University, Kharkov, Ukraine*² *Teleinformatics Dept, Federal University of Ceara DETI-UFC Fortaleza CE, Brazil*

COMBINING LEVEL SETS AND ORTHOGONAL TRANSFORM FOR DESPECKLING SAR IMAGES

This paper introduces a new approach for Synthetic Aperture Radar (SAR) image filtering. It combines a Level Set method for heterogeneity region detection and Discrete Cosine or Haar transforms to reduce speckle and preserve small-sized objects (targets). Tests have been conducted on one synthetic and several real SAR data. Furthermore, we present some results on assessing the algorithm with respect to qualitative and quantitative measures. Experiments with simulated and real SAR images have shown that the proposed approach is efficient in speckle filtering while it preserves small-sized objects and texture.

Key words: one-look SAR image; speckle filtering; Level Set method, DCT, target detection.

Introduction

Airborne and spaceborne synthetic aperture radar (SAR) imaging sensors are widely used nowadays for different applications [1] due to several advantages. In fact, an SAR imagery system is capable of acquiring data in almost all weather conditions as well as during day and night. Moreover, modern SAR systems are characterized by high spatial resolution that allows exploiting SAR images either separately or in combination with other types of remote sensing (RS) data as, e.g., optical images [2, 3]. These modern systems are mostly multichannel (dual or multi-polarization, multi-frequency) that provides better classification of RS data obtained [4, 5].

Meanwhile, a main problem in SAR imaging is that all obtained data suffer from a noise-like phenomenon called speckle [1, 6] that arises due to coherent processing of received backscattered signals. Speckle is modeled as a multiplicative noise and its distribution does not follow a Gaussian function even if multi-look mode is applied [1, 7]. Additionally, speckle is usually spatially correlated [7, 8] and, hence, this complicates the task of dealing with it [9, 10]. Thus, it is desirable to reduce speckle and multi-look mode of image forming [1] achieves this. However, it causes resolution loss and, hence, SAR imaging partly loses its advantages. Another way of coping with speckle is to apply image filtering (also called despeckling) [1, 6, 7]. Such pre-processing of SAR images makes considerably easier segmentation and classification tasks [1, 4]. Being well designed, SAR despeckling also improves the overall visual aspect of the image and results in an easier analysis and interpretation of the scenes by

human operators or computer vision systems [11], etc.

Actually, speckle filtering is a complex task in SAR image processing that has been approached in recent three decades by several researchers [12-15]. These pioneer works introduced by Lee [12, 13], Frost et al. [14] and Kuan et al. [15] have achieved single-look SAR image filtering which is, probably, the hardest case for denoising. Its complexity deals with the aforementioned nature and properties of the speckle as well as with the necessity to satisfy a set of contradictory requirements. It is desirable to suppress noise in homogeneous image regions, retain the mean values in these regions and simultaneously preserve valuable information as edges, small-size objects (targets) and texture features. It is often desirable to provide appropriately high visual quality of processed SAR images since visual inspection is still widely employed in solving such tasks as target detection and recognition, control point selection for data co-registration, etc.

Many researchers dealt with SAR despeckling method design and a lot of filters for SAR image denoising have been proposed in recent twenty years. There are several approaches worth mentioning. Locally adaptive speckle filters were designed in 90th of the previous century and the beginning of this century (see [16] and references therein). These techniques are based on hard or soft switching between two or several different filter outputs with paying special attention to local heterogeneity detection and detail preservation. Practically at the same time, wavelet based denoising techniques became popular [17-20]. A typical feature of wavelet based despeckling is that a three-stage procedure is commonly used where a logarithmic type

direct homomorphic transform is applied to data at the first stage to yield an image corrupted by additive noise. Moreover, a problem with wavelet based filters is that it is quite difficult for them to carefully adapt to the spatial correlation of the speckle. Several techniques based on other than wavelet orthogonal transforms (e.g., DCT) [7, 21] have been proposed. These techniques are more effective in suppressing speckle in homogeneous image regions than the aforementioned Lee and Frost filters [12-14] and are able to easily adapt to multiplicative nature of the speckle and its spatial correlation. However, edge and detail preservation of the DCT based filters still requires improvements.

Other methods have been proposed in recent ten years as the improved sigma filter [22], anisotropic diffusion based approaches [23], non-local techniques [24, 25], methods based on heterogeneity detection [26], etc. All researchers focus on attaining a better trade-off between noise suppression in homogeneous image regions and fine detail preservation. The non-local methods are state-of-the-art in additive white Gaussian noise suppression nowadays [27, 28] and, being equipped by proper variance stabilizing transforms, they can process SAR images rather well [24]. However, the method performance depends upon how many similar patches are found and how large is this similarity between the found patches. Note that similar patches containing edges can be found with high enough probability and, thus, preserved well. Regarding small-size target preservation, this does not hold since there can be quite a small number of targets in a given SAR image and they can be not very similar to each other. For instance, the targets might have different contrasts with respect to background and various spatial shapes. These obstacles restrict target preservation ability of the approach [24].

In the sense of detail preservation, an interesting and powerful tool called Level Set method has been proposed recently [29-32]. Originally, the Level Set approach has been designed for image segmentation. An obvious advantage of this approach is that it is able to detect and localize heterogeneities in images reliably. This property can be used in SAR image filtering as well. There are impressive examples of real SAR image processing although the Level Set approach has not been intensively tested statistically and characterized quantitatively.

Thus, the main goal of this paper is to assess this approach for single-look SAR image processing and combine it with DCT and other orthogonal transform based filtering. The paper unfolds as follows. Section 2 briefly reviews and introduces the multiplicative model for speckle data analysis and the Level Set method used for object detection in noisy images. Additionally, it presents contrast and homogeneity measures and their

relationships with speckle filtering and object detection. Section 3 reports the main results, namely, the performance analysis of the proposed approach for speckle filtering with small-sized object detection and preservation.

1. Object and heterogeneity detection: experiments with synthetic and real-life single-look SAR images

In this paper, we deal with single-look SAR images since they constitute the most complex and the most challenging case. Typically, the first studies and tests on SAR data have been performed for synthetic images assuming the following typical model of noisy image:

$$I_{ij}^n = I_{ij}^{\text{true}} \mu_{ij}, \quad (1)$$

where I_{ij}^{true} denotes the true image value for the ij -th pixel and μ_{ij} is multiplicative noise with unity mean, variance $\sigma_\mu^2 = 0.273$ and Rayleigh probability density function (pdf) assumed spatially uncorrelated (i.i.d.).

In this paper, we employ a Level Set method for object detection that also provides contour extraction. This method is based on the Hamilton-Jacobi equation [33], and furthermore several works have testified its efficiency for SAR image segmentation [29, 30, 34]. The Level Set-based method is an active contour technique whose front movement is driven by

$$\psi^{(k+1)} = \psi^{(k)} - \Delta t \psi_t \left| \nabla \psi^{(k)} \right|. \quad (2)$$

The term $\psi^{(k)}$ is the level set surface in k -th iteration where $\psi^{(0)}$ is an initial surface (usually $\psi^{(0)} \in [-1; 1]$), Δt is the step time and $|\nabla(\cdot)|$ is the gradient magnitude of the initial surface. The term ψ_t is the evolution (or velocity) function which defines the front movement. In this work, we have adopted the Level Set evolution law proposed in [29] to detect punctual targets. The propagation function is based on the locally estimated variation coefficient (CV) and a homogeneity threshold introduced in [35] as

$$T = 1 + \frac{\sqrt{1 + 2\sigma_\mu^2}}{\sqrt{2M^2}} \sigma_\mu, \quad (3)$$

where M is the window size and σ_μ is the theoretical standard deviation of speckle. The target detection model is [29]:

$$\psi_t = (\hat{\sigma}_\mu - T) - \varepsilon \kappa. \quad (4)$$

The term $\varepsilon \kappa$ is the curvature velocity described in [33] and $\hat{\sigma}_\mu$ stands for the local estimate of σ_μ . The final segmentation results are given by zero crossing points of $\psi^{(k)}$.

Fig. 1 displays some results of applying this method to a simulated SAR image. This image models large homogeneous regions of different mean, one large textural region, few prolonged objects (as fences in natural images). Besides, we have specially added fifteen small sized objects into homogeneous regions of different mean intensity.

Not surprisingly, three objects that present the largest contrast with respect to surrounding background have been detected (see the upper central part of the image). Other small sized objects have not been detected, and they cannot be detected visually since they present less contrast. Surprisingly, the large textural area has been detected. Hence, the Level Set method can be useful in SAR image processing.

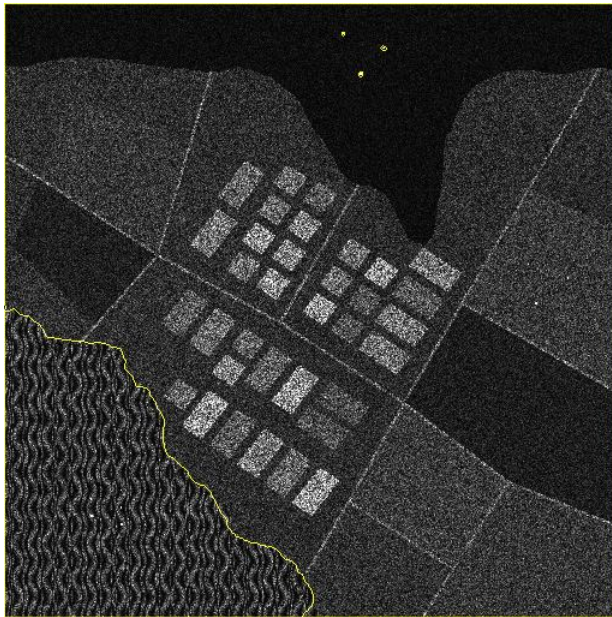
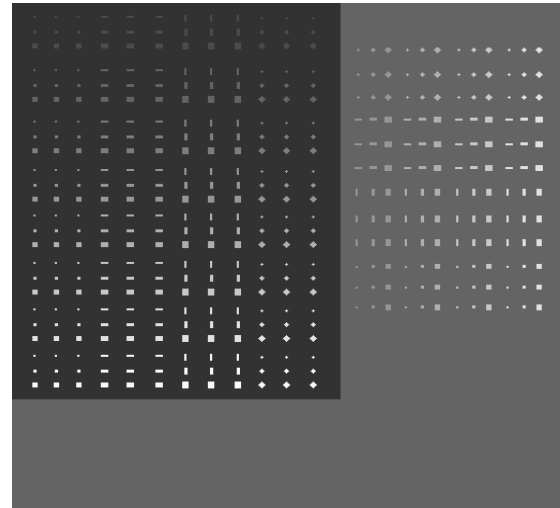


Fig. 1. Noisy test image with fifteen small-sized objects and detection results

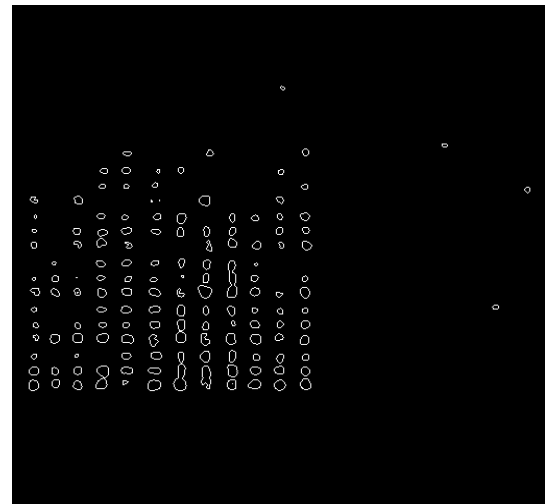
These results of preliminary analysis show that, similarly to other detection techniques, the performance of the Level Set method depends upon object contrast. Here by contrast we assume the ratio $C = I_{obj}/I_{bg}$ where I_{obj} is the true image value assumed the same for all pixels that belong to a small object and I_{bg} denotes the true value for the surrounding background. Our experiments have demonstrated that for $C=1.6$ the Level Set approach does not detect objects, mainly because of

the intensive speckle influence. Thus, it is reasonable to study the influence of the object contrast on the object detectability. Moreover, it is possible to expect that the probability to correctly detect an object P_{cd} depends upon a number of pixels that belong to it.

Tests with another noisy image have been carried on to assess the algorithm performance. Fig. 2(a) illustrates a specially created noise-free image with a quite large number of small-sized objects used to test the Level Set based object detection. The objects present different contrasts with respect to homogeneous background and C varies from 1.5 to 5.0. The objects have different number of pixels N_{sso} . The i.i.d. speckle has been modeled for the image in Fig. 2(a) and, furthermore, our detection method has been applied to it. Fig. 2(b) displays the object detection results.



a



b

Fig. 2. Synthetic image: a - the noise-free test image, b - object detection over the speckled image version

The visual analysis of the map shows that an object is detected with higher probability, when its contrast or the parameter N_{ss0} are not small (e.g., $N_{ss0} > 9$).

Table 1

Probability of correct detection
for different object contrasts

Object Contrast	Probability of Correct Detection
1.50	0.000
2.00	0.014
2.25	0.028
2.50	0.070
3.00	0.380
3.50	0.760
4.00	0.850
4.50	0.920
5.00	0.950

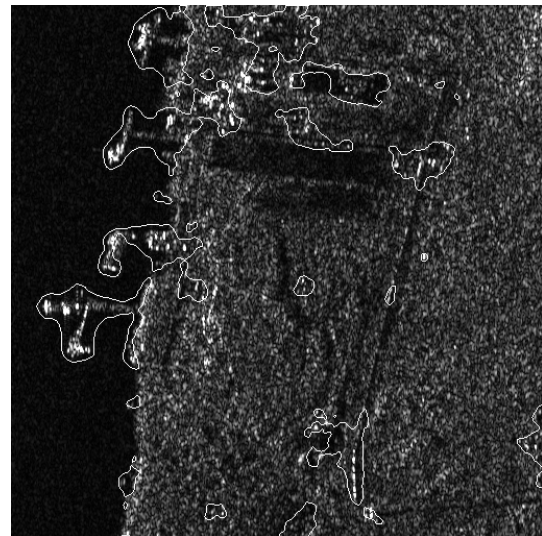
Another important issue is that objects with a larger N_{ss0} are detected quite satisfactorily. Although we do not present statistical results to confirm this statement, tests with Fig. 2(a) and 2(b) illustrate this tendency, clearly.

One more advantage of the Level Set approach is that no false detections have been observed for the simulated image, although small-sized objects with low C have been missed. Usually, it is a hard task to achieve appropriate trade-off between probability of correct detection and false alarm rate by setting a proper threshold in target detection algorithms [1]. The Level Set method attains this task quite well without producing falsely detected targets, and it also provides correct detection for objects with rather low contrasts with respect to the surrounding background.

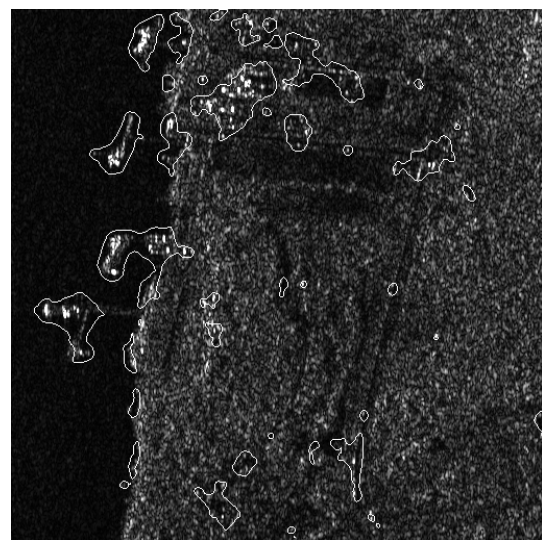
Concerning experiments with real-life SAR images, we have tested the algorithm on TerraSAR-X images. There are several single-look images presented in complex-valued form at <http://www.infoterra.de/tsx/freedata/start.php>. Thus, we have formed amplitude single-look images of size 512x512 pixels for a region in Indonesia for HH and VV polarization data as Fig. 3 illustrates it. These images are characterized by rather high cross-correlation (similarity). The cross-correlation factor for original (noisy) images is equal to 0.63. If the images are processed by an effective speckle filter, the cross-correlation factor increases and becomes about 0.8 [36]. When applied to these SAR images, the Level Set method produces contours around small-sized objects or other heterogeneities. Figs. 3(a) and 3(b) show these contours in white color. The results for the two considered images are quite similar.

2. Combined approaches to despeckling

Methods for image denoising based on orthogonal transforms have been briefly discussed in Introduction. The ones based on DCT presents several advantages regarding SAR image despeckling [7]. The standard DCT filter developed for speckled image processing performs as follows [7]. The DCT transform is applied to each image block (that usually has the size of 8x8 pixels) and hard thresholding is applied to the resulting DCT coefficients.



a



b

Fig. 3. HH (a) and VV (b) polarization single-look TerraSAR-X images of the region in Indonesia with heterogeneous areas detected by the Level Set method

The thresholds are set adaptively and individually for each block as $T(m,n) = \beta \sigma_{\mu}^{1_{mn}^{\text{mean}}}$ where β is a constant factor, σ_{μ} is the standard deviation of the multiplicative noise (equal to 0.52 for single-look

amplitude SAR images). I_{mn}^{mean} stands here for the local mean for a given image block, m and n define the block leftmost upper corner indices. The standard recommendation is to set β equal to 2.6.

After the thresholding operation, the inverse DCT is performed. The filtered values, in opposite to scanning window filtering, are obtained for all pixels that belong to a given block. At the final stage, for each pixel the obtained filtered values that come from different blocks are averaged if filtering with block overlapping is applied. Note that DCT and, in general, other block-wise orthogonal transform based filtering can be carried out with non-overlapping, partly overlapping and fully overlapping blocks. In the latter case, processing provides the most efficient despeckling [7], although more computation is required. Since the main task in SAR image despeckling is to suppress noise efficiently, filtering with full overlapping of blocks is considered in the following.

Variants of the DCT based filtering other than described above are possible to devise. First of all, if speckle is spatially correlated as this happens in practice, it is reasonable to use hard frequency dependent thresholds: $T(m, n, k, l) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{mean}} \sqrt{W_{kl}}$ where W_{kl} is the normalized DCT spectrum of the speckle, k and l are indices in the DCT domain. The use of frequency dependent thresholding produces considerable filtering efficiency improvement compared to the standard DCT based filter, for homogeneous and textural image regions [9, 21, 37]. However, the small-size object preservation is worth improving. Besides, specific artifacts might be observed in homogeneous regions. They occur due to hard thresholding which is a strict rule. The aforementioned effects can be seen in output images obtained for hard thresholding and frequency dependent thresholds (see images in Fig. 4). Similar effects are observed for another TerraSAR-X image of Uluru region (see Fig. 5).

The performance of the DCT based filter can be improved in several ways. For example, it is possible to apply the so-called combined threshold instead of hard one to reduce artifacts in output images [38]. For this purpose, the DCT coefficient thresholded value is calculated as

$$D_t(m, n, k, l) = \begin{cases} D(m, n, k, l), \\ \text{if } |D(m, n, k, l)| \geq \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{mean}} \sqrt{W_{kl}}; \\ D^3(m, n, k, l) / (\beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{mean}} \sqrt{W_{kl}})^2 \\ \text{otherwise.} \end{cases} \quad (5)$$

The recommended value of β in this case is about 4. The output images contain less artifacts in

homogeneous and textural regions. Two examples are presented in Fig. 6 for HH and VV original images depicted in Fig. 3. However, detail preservation is still worth improving since small sized objects are smeared.

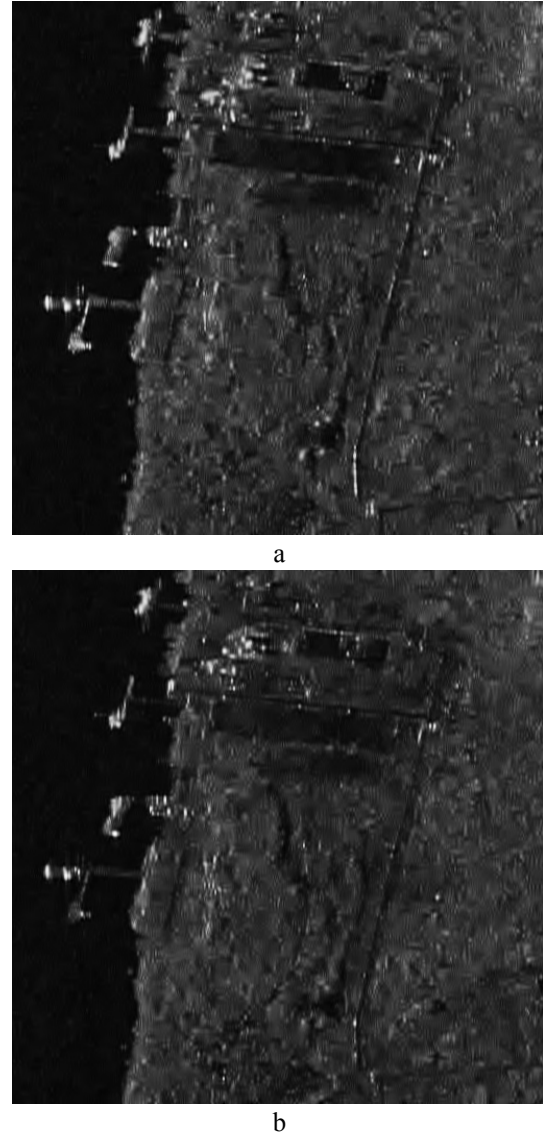
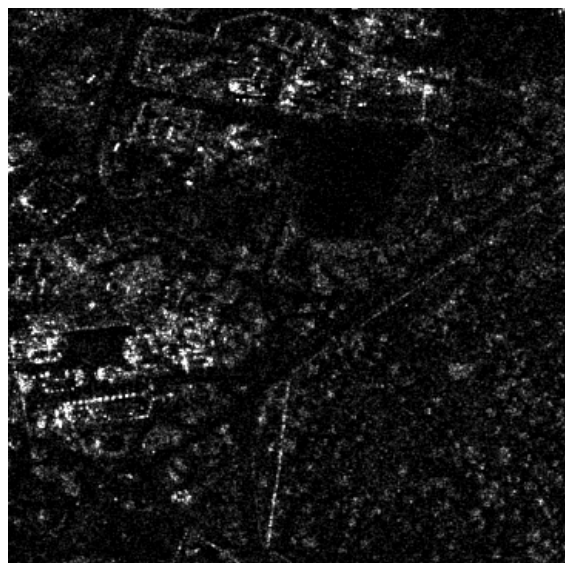


Fig. 4. HH (a) and VV (b) polarization single look TerraSAR-X images after processing by the DCT-based filter with hard frequency dependent thresholding

A general property in the DCT based filtering is that setting the threshold slightly smaller than recommended leads to less efficient noise suppression but better visual quality due to more careful preservation of edges and details [37, 38]. Note that smaller threshold can be provided in several ways. The first possible way is to set β smaller than recommended above. The second way it to use a block median value I_{mn}^{med} instead of I_{mn}^{mean} as equation (5) states. Note that $I_{mn}^{\text{med}} < I_{mn}^{\text{mean}}$ in image homogeneous regions for Rayleigh pdf of speckle. And $I_{mn}^{\text{med}} < I_{mn}^{\text{mean}}$ for blocks

that contain small-sized targets with positive contrast (usually the small-sized objects of interest have just positive contrast with respect to surrounding background).



a



b

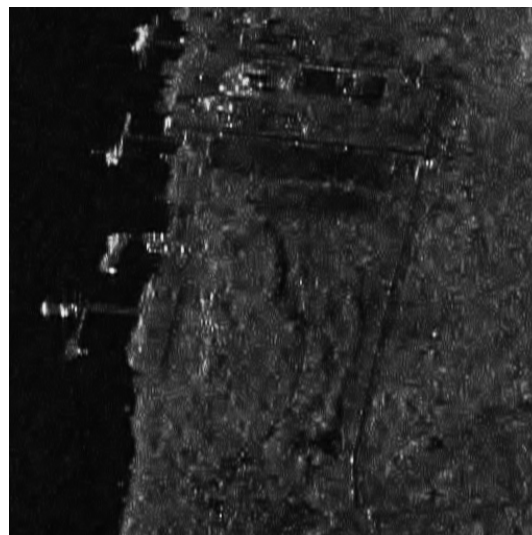
Fig. 5. Original HH SAR image (a) and output image for the DCT-based filter with hard frequency dependent thresholding (b)

Moreover, better detail preservation can be achieved in several other ways. For example, one can apply the standard DCT filter with frequency independent threshold calculated as $T(m,n) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{mean}}$ or $T(m,n) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{med}}$. Besides, it is possible to apply another orthogonal transform (e.g., Haar wavelet in blocks of 8x8 pixels) which is better suited for preserving sharp transitions in images than DCT). The thresholds are then set as

$T(m,n) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{mean}}$ or $T(m,n) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{med}}$ where the recommended β for the Haar wavelet is equal to 3.5.



a



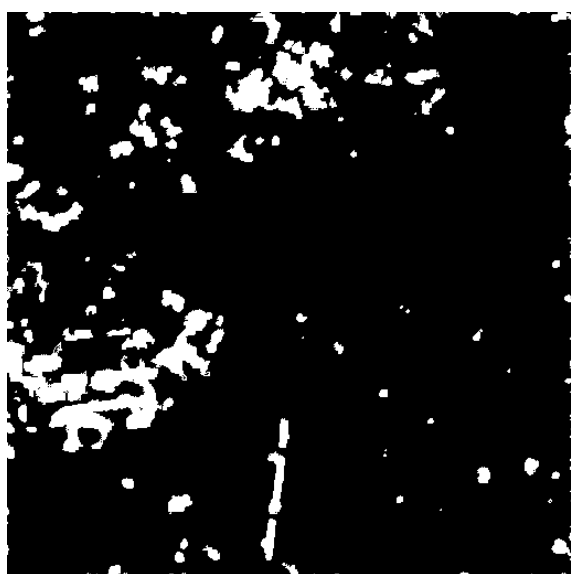
b

Fig. 6. HH (a) and VV (b) polarization single-look TerraSAR-X images after processing by the DCT-based filter with combined frequency dependent thresholding (5)

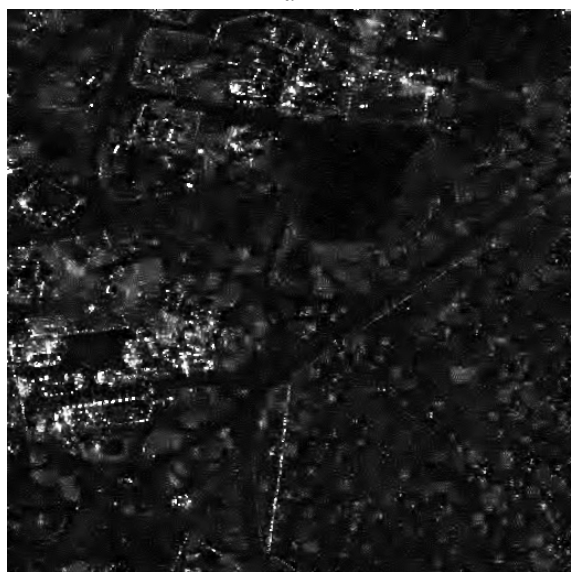
Our task here is to demonstrate that the use of such approaches can be suitable. Note that the use of aforementioned “detail-preserving” filtering is reasonable only for edge/detail neighborhoods. Thus, we apply the Level Set method for detecting such neighborhoods.

Note that the Level Set method outcomes can be presented as a binary map. For example, for the image in Fig. 5(a) the obtained binary map is shown in Fig. 7(a), where white pixels indicate the detected detail neighborhoods. The algorithm proceeds by considering that a block belongs to such a neighborhood, if more than a half of its pixels have unities in the corresponding

binary map. Then, a detail preserving denoising is carried out for this block. Otherwise, a conventional filtering with frequency dependent threshold is carried out. Fig. 7(b) displays an example of the proposed filtering processing for the image in Fig. 5(a). The locally adaptive combination DCT/Haar has been applied and furthermore a visual comparison of this output image (Fig. 7(b)) and one in Fig. 6(b) clearly shows that the small-sized objects are better preserved.



a



b

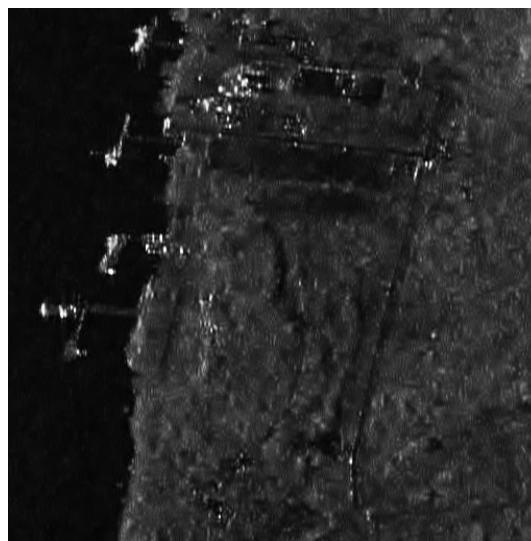
Fig. 7. The edge map obtained by the Level Set method (a) and the output of the proposed locally adaptive transformed based filter (b)

Let us analyze the results for another version of the locally adaptive method. The DCT-based filter with combined frequency dependent thresholding ($\beta=4.5$) is applied to homogeneous image regions whilst the

standard DCT-based filter with $T(m,n) = \beta \sigma_{\mu} I_{mn}^{\text{med}}$ is applied to the detected heterogeneous regions ($\beta=2.6$). The outputs are presented in Fig. 8. The comparison of these images with the corresponding output ones in Fig. 6 shows that the small sized objects are preserved considerably better. In other regions, there are no differences since the same filtering algorithm is applied.



a



b

Fig. 8. HH (a) and VV (b) polarization single look TerraSAR-X images after processing by the DCT-based filter with combined frequency dependent thresholding (5) and taking into account heterogeneities detected by the Level Set method

Noise-free images are not available for performance assessment of the filtering methods in our case. Thus, it is only possible to compare speckle suppression efficiency in homogeneous image regions as, e.g., water surface in the left part of the images in Figs. 4, 6, and 8. The estimated residual variances of

speckle $\sigma_{\mu \text{res}}^2$ are about 0.027, 0.035, and 0.029 for the images in Fig. 4, 6, and 8, respectively. Thus, the combined thresholding produces slightly worse results than hard thresholding. Anyway, speckle intensity is reduced by approximately 10 times for the considered DCT-based despeckling methods (the estimated σ_{μ}^2 for the selected fragment is about 0.28). In fact, the efficiency of noise suppression can be improved for larger β values.

For comparison purposes, consider speckle suppression in homogeneous region for other filters. If the standard DCT-based filter with hard frequency-independent thresholding is applied (with $\beta=2.6$), $\sigma_{\mu \text{res}}^2$ is about 0.114, i.e., essentially larger. These results clearly demonstrate expedience of using frequency dependent thresholding in DCT-based filtering. The local statistic Lee filter with 7x7 scanning window produces $\sigma_{\mu \text{res}}^2$ about 0.045, i.e. essentially larger than for the DCT-based filter with hard or combined frequency-dependent thresholding. Moreover, detail preservation for the Lee filter output image is worse than for the images in Fig. 8.

Conclusions

In this paper, we have demonstrated that suppression of spatially correlated speckle is not an easy task especially when it is associated with detail preservation. In order to overcome this shortcoming, we have applied a Level Set-based method to detect heterogeneities in SAR images and furthermore indicate image fragments for which detail preservation is the first order task. Then, the DCT based filter with frequency-dependent threshold provides efficient speckle suppression in image regions recognized as homogeneous. Several approaches for better detail preservation were put forward and tested for real-life single-look SAR images. Our future studies will be focused on quantitative assessment of the proposed filters for simulated single-look images with speckle properties similar to those observed in practice.

References

1. Oliver, C. *Understanding Synthetic Aperture Radar Images* [Text] / C. Oliver, S. Quegan. – SciTech Publishing, 2004. – 486 p.
2. Gungor, O. *An optimal fusion approach for optical and SAR images* [Text] / O. Gungor, J. Shan // *Proc. ISPRS Commission VI Mid-term Symp. "Remote*

Sensing: From Pixels to Processes". – 2006 - Vol. 18. - P. 111-116.

3. *High Resolution optical and SAR image fusion for building database updating* [Text] / V. Poulain, J. Inglada, M. Spigai, J.-Y. Tournet, P. Marthon // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2011. - Vol. 49, No 8. - P. 2900-2810.

4. Ferro-Famil, L. *Unsupervised classification of natural scenes from polarimetric interferometric SAR data* [Text] / L. Ferro-Famil, E. Pottier, J.-S. Lee // *Frontiers of Remote Sensing Information Processing*, C.H. Chen Chief Editor, Ed. World Scientific Publishing. – 2003. - P. 105-137.

5. Ouchi, K. *Multi-frequency SAR images of ship-generated internal waves* [Text] / K. Ouchi, N.R. Stapleton, B.C. Barber // *International Journal of remote Sensing*. – 1997. - Vol. 18, Issue 18. - P. 3709-3718.

6. Touzi, R. *A Review of Speckle Filtering in the Context of Estimation Theory* [Text] / R. Touzi // *IEEE Trans. on GRS*. – 2002. - Vol. 40, No 11. - P. 2392-2404.

7. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal* [Text] / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko, O. Tsymbal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, Article ID 42472. – 2007. – 10 p.

8. Raney, R. *Spatial considerations in SAR Speckle Simulation* [Text] / R.K. Raney, G.J. Wessels // *IEEE Trans. on GRS*. – 1988. - Vol. 26, No 5. - P. 666-672.

9. *Pre-filtering of multichannel remote sensing data for agricultural bare soil field parameter estimation* [Text] / N. Ponomarenko, V. Lukin, I. Djurovic, M. Simeunovic // *Proceedings of BioSense*. – 2009. – 4 p.

10. Solbo, S. *A stationary wavelet domain Wiener filter for correlated speckle* [Text] / S. Solbo, T. Eltoft // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. - 2008. - Vol.46, No 8. - P. 1219-1230.

11. Medeiros, F.N.S. *Evaluation of speckle noise MAP filtering algorithms applied to SAR Images* [Text] / F.N.S. Medeiros, N.D.A. Mascarenhas, L.F. Costa // *Int. J. Remote Sensing*. – 2003. - Vol. 24, No 24. - P. 5197-5218.

12. Lee, J.-S. *Speckle analysis and smoothing of synthetic aperture radar images* [Text] / J.-S. Lee // *Comp. Vis. Graph. Im. Proc.* – 1981. - Vol. 17. - P. 24-32.

13. Lee, J.-S. *Digital image enhancement and noise filtering by use of local statistics* [Text] / J.-S. Lee // *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.* – 1980. - Vol. PAMI-2. - P. 165–168.

14. *A model for radar images and its application to adaptive digital filtering of multiplicative noise* [Text] / V. S. Frost, J. Stiles, K. Shanmugan,

J. Holtzmann // *IEEE Trans. on PAMI.* -1982. - Vol. 4. - P. 157–166.

15. Adaptive restoration of images with speckle [Text] / D. T. Kuan, A. A. Sawchuck, T. C. Strand, P. Chavel // *IEEE Trans. Acoust., Speech, Signal Process.* – 1987. - Vol. ASSP-35, No. 3. - P. 373–383.

16. Local activity indicators: analysis and application to hard-switching adaptive filtering of images [Text] / V.P. Melnik, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, J.T. Astola, P. Kuosmanen. // *Optical Engineering Journal.* - 2001. - Vol. 40, No 8. - P. 1441 - 1445.

17. Achim, A. SAR Image Denoising Via Bayesian Wavelet Shrinkage Based on Heavy-Tail Modeling [Text] / A. Achim, P. Tsakalides, A. Bezerianos // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing.* - 2003. – Vol. 41, No 8. - P. 1773 - 1784.

18. Mastriani, M. Smoothing of coefficients in wavelet domain for speckle reduction in Synthetic Aperture Radar images [Text] / M. Mastriani, A.E. Giraldez // *GVIP Journal.* – 2005. - Vol. 5, Issue 6. - P. 1-8.

19. Solbo, S. Homomorphic Wavelet-based Statistical Despeckling of SAR Images [Text] / S. Solbo, T. Eltoft // *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing.* – 2004. - Vol. 42, No 4. - P. 711-721.

20. A Method of Speckle Removal in One-Look SAR Images Based on Lee Filtering and Wavelet Denoising [Text] / V.P. Melnik, V.V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Proceedings of NORSIG2000.* – 2000. -P. 243-246.

21. Filtering of radar images based on blind evaluation of noise characteristics [Text] / V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, S.K. Abramov, B. Vozel, K. Chehdi, J. Astola // *Proceedings of Image and Signal Processing for Remote Sensing XIV.* – 2008. - Vol. 7109. - 12 p.

22. Improved Sigma Filter for Speckle Filtering of SAR Imagery [Text] / J.-S. Lee, J.-H. Wen, T.L. Ainsworth, K.-S. Chen, A.J. Chen // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing.* – 2009. - Vol. 47, No 1. - P. 202-213.

23. Yu, Y. Speckle reducing anisotropic diffusion [Text] / Y. Yu, S. T. Acton // *IEEE Transactions on Image Processing.* – 2002. - Vol. 11, No. 11. - P. 1260–1270.

24. Denoising of single-look SAR images based on variance stabilization and non-local filters [Text] / M. Makitalo, A. Foi, D. Fevrale, V. Lukin // *Proceedings of MMET.* – 2010. - 4 p.

25. Deledalle, C. Patch similarity under non Gaussian noise [Text] / C.A. Deledalle, F. Tupin // *Proceedings of ICIP.* - 2011. - 4 p.

26. A Novel Speckle Filter for SAR Images Based on Information-theoretic Heterogeneity Measurements [Text] / Z. Chen, J. Zhu, C. Li, Y. Zhou // *Chinese Journal of Aeronautics (Elsevier Science Direct).* – 2009. - Vol. 22. - P. 528-534.

27. Image denoising by sparse 3-D Transform-domain collaborative filtering [Text] / K. Dabov, A. Foi, V. Katkovnik, K. Egiazarian // *IEEE Transactions of Image Processing.* – 2007. – №8, Vol. 16. – P. 2080-2095.

28. Chatterjee, P. Is Denoising Dead? [Text] / P. Chatterjee, P. Milanfar // *IEEE Transactions on Image Processing.* – 2010. - Vol. 19, No 4. - P. 895-911.

29. Marques, R.C.P. Target Detection in SAR Images Based on a Level Set Approach [Text] / R.C.P. Marques, F.N.S. Medeiros, D.M. Ushizima // *IEEE Trans. on Systems, Man and Cybernetics.* – 2009. - Vol. 39, No 2. - P. 214-222.

30. Li, H. A Level Set Filter for Speckle Reduction in SAR Images [Text] / H. Li, B. Huang, X. Huang // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing.* – 2010. - 14 p.

31. Dibos, F. Image denoising through a level set approach [Text] / F. Dibos, G. Koepfler // *Proceedings of ICIP.* – 1998. - Vol. 3. - P. 264-268.

32. Combining level Set and Orthogonal Transforms for Speckle Reduction and Detail Preservation in SAR Images [Text] / D. Fevrale, V. Lukin, F.S. de Medeiros, R.C.P. Marques // *Proceedings of MRRS.* - 2011. - P. 199-202.

33. Sethian, J.A. Level Set Methods and Fast Margin Methods: Evolving Interfaces in Computational Geometry, Fluid Mechanics [Text] / J.A. Sethian. – Cambridge University Press, 1998. - 420 p.

34. Marques, R.C.P. SAR image segmentation based on level set approach and GA0 model [Text] / R.C.P. Marques, F.N.S. Medeiros, J.S. Nobre // *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence.* – 2012. - P. 2046–2057.

35. Park, J.M. Speckle filtering of SAR images based on adaptive windowing [Text] / J.M. Park, W.J. Song, W.A. Pearlman // *IEEE Proceedings on Vision, Image and Signal Processing.* – 1999. – P. 191–197.

36. Classification of Pre-filtered Multichannel Remote Sensing Images [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, D. Fevrale, B. Vozel, K. Chehdi, A. Kurekin // *Book Chapter in Remote Sensing I.* – 2012. – P. 75 -98.

37. Efficiency analysis of color image filtering [Text] / D. Fevrale, V. Lukin, N. Ponomarenko, S. Abramov, K. Egiazarian, J. Astola // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing.* – 2011. - Vol.2011:41 – 19 p.

38. Lukin, V. HVS-Metric-Based Performance Analysis Of Image Denoising Algorithms [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, K. Egiazarian // *Proceedings of EUVIP.* – 2011. – P. 156-161.

Поступила в редакцию: 11.03.2013, рассмотрена на редколлегии 27.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

СОВМЕСТНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА УРОВНЕВЫХ МНОЖЕСТВ И ОРТОГОНАЛЬНЫХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ ДЛЯ ПОДАВЛЕНИЯ СПЕКЛА НА РСА-ИЗОБРАЖЕНИЯ

Д.В. Февралев, С.С. Кривенко, В.В. Лукин, Р. Маркес, Ф. де Медейрос

Эта статья описывает новый подход для фильтрации изображений радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА). Она сочетает в себе метод установки порога для неоднородных участков и дискретно-косинусное преобразование или преобразование Хаара для подавления спекла и сохранения малоразмерных объектов. Испытания были проведены на одном синтетическом и нескольких реальных данных РСА. Кроме этого, представлены некоторые результаты по оценке алгоритма в соответствии с качественными и количественными критериями. Исследования с синтезированными и реальными радиолокационными изображениями показали, что предлагаемый подход эффективен в фильтрации спекла и сохраняет малогабаритные объекты и текстуры.

Ключевые слова: однозглядовые изображения РСА, фильтрация спекла, метод уровней множеств, ДКП, обнаружение целей.

СПІЛЬНЕ ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДУ РІВНЕВИХ МНОЖИН І ОРТОГОНАЛЬНИХ ПЕРЕТВОРЕНЬ ДЛЯ ПРИДУШЕННЯ СПЕКЛУ НА РСА-ЗОБРАЖЕННЯХ

Д.В. Февральов, С.С. Кривенко, В.В. Лукін, Р. Маркес, Ф. де Медейрос

Ця стаття описує новий підхід для фільтрації зображень радіолокаторів із синтезованою апертурою (РСА). Вона поєднує в собі метод установки порога для неоднорідних ділянок і дискретно-косинусне перетворення або перетворення Хаара для придушення спеклу і збереження малорозмірних об'єктів. Випробування були проведені на одному синтетичному та кількох реальних даних РСА. Крім цього, представлено деякі результати по оцінці алгоритму у відповідності із якісними та кількісними критеріями. Дослідження з синтезованими і реальними радіолокаційними зображеннями показали, що запропонований підхід ефективний у фільтрації спекла і зберігає малогабаритні об'єкти і текстури.

Ключові слова: однопоглядове зображення РСА, фільтрація спекла, метод рівневих множин, ДКП, виявлення цілей.

Февралев Дмитрий Владимирович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Кривенко Сергей Станиславович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: krivenkos@inbox.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Регис Маркес – аспирант, Федеральный университет штата Сеара, г. Форталеза, Бразилия, e-mail: prof.regismarques@gmail.com

Фатима де Медейрос – доктор наук в области физики, профессор, Федеральный университет штата Сеара, г. Форталеза, Бразилия, e-mail: fsombraufc@gmail.com

УДК 001:629.7

Е.В. ЛИТВИНЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”***ИСТОРИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНИКИ И ВОЗНИКНОВЕНИЯ НАУЧНЫХ ШКОЛ В ОБЛАСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА АВИАЦИИ В УКРАИНЕ**

Рассмотрены исторические этапы развития науки и техники, возникновения и развития механизмов и машин. На основе этого анализа дано определение понятия «история техники», а также роль этого направления исследований в истории развития общества. Показана историческая и философская необходимость перехода от труда ученых-одиночек к организации труда научных коллективов по определенной проблеме. Дано определение понятия «научная школа» и развитие этого понятия по мере накопления знаний, создания первых механизмов и машин. Даны примеры первых исследований в области создания авиационной техники и теории полета. Приведены исторические аспекты возникновения авиационной пилотируемой техники в России в дореволюционный период, в том числе в городах Киеве, Харькове, Одессе. Показаны первые этапы развития авиации в Украине, создание предприятий по производству самолетов и открытие Харьковского авиационного института, что послужило началом формирования научных школ ХАИ в области самолетостроения.

Ключевые слова: история науки и техники, научная школа, авиационная техника.

На современном этапе развития науки и техники с целью достижения необходимых высоких результатов и характеристик готового продукта все более широко используются самые современные подходы к решению поставленных задач, совершенствуются формы организации труда научных коллективов, повышается профессиональный уровень исполнителей. Однако исторические аспекты развития техники, творческих коллективов исследованы крайне недостаточно. Понятие «научная школа», по нашему мнению, используется нередко не по своей сути, более того, трактуется неоднозначно различными авторами. Нередко, особенно во времена Советского Союза, из-за недостаточной информированности и по ряду других причин допустились серьезные искажения исторических фактов в области приоритетов отдельных авторов и изобретателей, создавших впервые новые образцы техники.

Поэтому в нынешних условиях высокоразвитой информационной базы и телекоммуникаций, снижения уровня и объема секретности по новым разработкам, усиления международной кооперации ученых и специалистов в создании новейших образцов техники возникает возможность более объективно и достоверно отразить исторические этапы развития техники, в частности, авиационной.

В данной статье приводятся исторические аспекты и предпосылки возникновения научных школ в области авиационной техники в Украине и, в частности, Харьковском авиационном институте.

Жизнедеятельность человека состоит в познании и изучении законов и явлений природы, использовании законов природы в интересах человека и общества, применяя по мере развития общества все более современные средства труда, а именно: инструмент, механизмы, машины, т.е. все то, что принято называть техникой.

Поэтому история развития человеческого общества в условиях взаимодействия человека с живой и неживой природой, создание средств труда для познания и использования свойств природы является одной из актуальных задач истории науки и техники.

Вопросам истории науки и техники посвящено достаточно много исследований. Развитие науки всегда происходит в конкретных исторических условиях, на различных этапах развития общества. Каждому этапу развития общества присущи соответствующие средства производства, производительные силы и уровень знаний.

Академик В.А. Кирилин [1] рассматривает историю науки и техники по этапам развития общества, в частности:

- наука в древнем мире;
- наука в эпоху феодализма;
- начало современной науки (эпоха возрождения);
- наука и техника в XVII – XVIII в.в.;
- наука и техника в XIX – XX в.в.

Каждый из указанных этапов развития общест-

ва характеризуется определенным все возрастающим уровнем техники и цивилизации. В этом историческом процессе важную роль играет возникновение и развитие механизмов и машин. Ученые выделяют следующие основные этапы эволюции машин [2]:

- от времени изобретения первых механизмов до конца первой трети XVIII в. – машина заменяет физическую силу человека, ее составляют двигатель, передача, рабочий орган;

- с середины XVIII в. до конца XX в. – машина заменяет физическую силу человека и его умение; в ее состав начинают вводить элементы регулирования и управления;

- с середины XX в. до настоящего времени – машина заменяет физическую силу человека, его умения и технические функции, в ее структуру входят элементы регулирования, управления, искусственного интеллекта.

После того, когда многолетний опыт ученых и естествоиспытателей раскрыл связь техники с естествознанием и социально-экономическими условиями ее развития, а также наметил пути творческой деятельности людей в области новой техники, возникла возможность сформировать определение предмета истории техники. История техники есть наука, показывающая развитие средств труда в системе общественного производства как в связи с формами и приемами труда, так и, особенно, в связи с объектом (предметом) труда. С точки зрения естественных наук история техники показывает, как человек все больше и глубже овладевает законами природы, обеспечивая более глубокое и разностороннее использование и применение вещества и энергии природы. С точки зрения социальной история техники вскрывает общественные движущие силы, общественные условия развития техники и показывает роль отдельных творцов и научных школ в создании техники [6].

По мере развития общества и познания законов природы, открытия новых явлений и законов учеными-одиночками одновременно возникали первые научные школы, которые в основном выполняли функции познания и передачи идей и знаний от поколения к поколению через учеников. Они возникали как стихийно, так и целенаправленно под руководством, например, Пифагора, Гиппократы, Аристотеля и др.

Философские школы формировались преимущественно как педагогические и решали задачи обучения и образования [3].

Первые научные школы как форма организации коллективной научной деятельности возникли на базе университетов во второй половине XVIII века вокруг ученых-экспериментаторов. В конце

XIX – начале XX в.в. в связи с развитием техники на основе новых научных открытий и достижений понятие научной школы и ее роль в решении научно-технических проблем значительно расширяется и дополняется.

В связи с этим под научной школой можно понимать исторически обусловленную форму организации научной деятельности группы или коллектива исследователей в определенной области знаний, направленную на формирование и развитие научных идей или знаний и подготовку кадров, включая научных, а также, обеспечивающая сохранение традиций и передачу знаний от поколения к поколению.

В конце XIX – начале XX в.в. в связи с развитием техники в Европе (в том числе и России), Америке и ряде других стран, а также созданием научных обществ и организаций, академий наук все более интенсивно происходит создание и развитие научных школ в области техники. Одним из направлений исследований и образования научных школ было решение проблемы создания пилотируемых летательных аппаратов.

В России, в том числе ряде городов Украины (Киев, Харьков, Одесса), возникали также первые общества воздухоплавания [4]. Среди ученых и специалистов России, работавших над решением задач теории полета, следует, несомненно, выделить работы «отца русской авиации» профессора Н.Е. Жуковского, создателей первых летательных аппаратов А.Ф. Можайского, Н.А. Арендта. Особое место в истории авиации на Украине занимает И.И. Сикорский [5].

Эти общие исторические и философские закономерности присущи возникновению и развитию авиационной техники, научных знаний о воздухоплавании, полетах человека на различных летательных аппаратах, их применению в различных сферах человеческой деятельности.

В области истории развития мировой авиации проведено немало исследований и опубликовано достаточно много литературы [4, 5].

Как известно, история мировой авиации и первого полета человека на самолете [4] начинается с полета братьев Райт в 1903 году, то есть насчитывает немногим более ста лет. За этот сравнительно короткий исторический период в развитии авиации достигнуты большие результаты. Одним из определяющих факторов в обеспечении этих результатов сыграла, как для дореволюционной России, так и для ряда других стран первая мировая война, когда авиация получила высокую оценку эффективности ее применения в боевых действиях противоборствующих сторон [4]. В те времена особую, ведущую роль в разработке, создании и военном применении самолетов сыграл И.И. Сикорский,

начавший свой трудовой путь как будущий всемирно известный авиаконструктор в городе Киеве [5]. Созданные им уже в Санкт-Петербурге самолеты «Русский витязь» и «Илья Муромец» получили самую высокую оценку специалистов и представителей вооруженных сил стран - участниц военных действий.

Первая мировая война явилась как бы рубежом между двумя этапами развития авиации: первый – создание и обеспечение полетов летательных аппаратов тяжелее воздуха, а второй – создание самолетов, способных уверенно выполнять конкретные практические задачи. В только что образовавшемся после революции и первой мировой войны Советском Союзе, как и в Украине и ряде других зарубежных стран (Германия, Англия, Франция, Италия США и др.) возникла необходимость и были приняты меры по организации проектирования и производства пассажирской авиации. Украина в начале 20-х годов XX века, имея уже определенный опыт создания самолетов и планеров, кадровый потенциал при поддержке правительства в апреле 1923 года организовала акционерное общество под названием «Укрвоздухпуть». Возглавил это общество председатель ВСНХ УССР В.Н. Ксандров. Первыми пассажирскими самолетами в Украине были самолеты «Дорнье», «Комета-2».

Одновременно с закупкой за рубежом самолетов «Комета» руководством «Укрвоздухпуть» решался вопрос об организации производства самолетов на территории Украины. В частности была попытка получить в распоряжение «Укрвоздухпуть» крупный завод «Анатра» в Одессе, который успешно работал в дореволюционный период, но по ряду причин этот завод как авиационный обанкротился и был перепрофилирован. В связи с этим в 1925-1926 годах решался вопрос и был успешно решен по открытию авиационных заводов в городах Киеве и Харькове. Особое значение в решении проблемы создания собственных самолетов в конце 20-х начале 30-х годов сыграло то, что в 1926 году директором и главным конструктором Харьковского авиационного завода был назначен К.А. Калинин – бывший летчик, участник первой мировой войны, бывший начальник производства Киевского завода «Ремвоздух - 6». До этого К.А. Калинин уже спроектировал свой первый самолет К-1 (РВЗ-6). В 1926 году был спроектирован самолет К-2 (более совершенный вариант К-1), первый экземпляр которого был изготовлен на Харьковском авиазаводе 12 мая 1927 года.

На заводе было создано конструкторское бюро под руководством К.А. Калинина, спроектированы самолеты К-3, К-4. В 1928-1930 годах было выпущено 39 самолетов К-4. Самолет К-4 первый из со-

ветских аэропланов был удостоен золотой медали на 3-й международной авиационной выставке в Берлине.

Конец 20-х начало 30-х годов характеризовалось возрастанием роли авиации в решении комплекса народно-хозяйственных задач: пассажирские перевозки, сельхоз авиация, грузовые перевозки и военные задачи.

Одновременно требовалась разработка более скоростных и грузоподъемных самолетов с надежными и более мощными двигателями. Под разработку и производство авиационных двигателей был перепрофилирован еще дореволюционный завод в Запорожье.

17 апреля 1930 года с целью обеспечения подготовки кадров для разработки и производства самолетов, а также выполнения соответствующих научных исследований был открыт Харьковский авиационный институт. Научно-преподавательский состав ХАИ в первые годы своей работы был сформирован из ведущих ученых Харьковского технологического института, где до этого по инициативе академика Проскуры Г.Ф. была открыта подготовка авиационных специалистов, Харьковского университета, авиационного завода и других организаций. Именно с этого времени – начала 30-х годов XX века, началось формирование и становление научных школ ХАИ.

Таким образом, в начале 30-х годов XX века в Харькове был создан научный, кадровый и производственный потенциал по разработке и созданию отечественной авиационной техники.

Литература

1. Кириллин, В.А. Страницы истории науки и техники [Текст] / В.А. Кириллин. – М.: Наука, 1986. – 511 с.
2. Черняк, В.З. История и философия техники [Текст] / В.З. Черняк. – М.: КНОРУС, 2006. – 576 с.
3. Грезнева, О.Ю. Научные школы [Текст] / О.Ю. Грезнева. – М.: Наука, 2003. – 70 с.
4. Савин, В.С. Авиация в Украине. Очерк истории [Текст] / В.С. Савин. – Харьков: Основа, 1995. – 263 с.
5. Михеев, В.Р. Сикорский [Текст] / В.Р. Михеев, Г.И. Катышев. – Санкт-Петербург: Политехника, 2003. – 618 с.
6. История техники [Текст] / А.А. Зворыкин, Н.И. Осьмова, В.И. Чернышев, С.В. Шухардин. – М.: Изд-во соц.-экон. лит-ры, 1962. – 772 с.

Поступила в редакцию 27.12.2012, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры 104 С.И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ІСТОРИЧНІ АСПЕКТИ РОЗВИТКУ ТЕХНІКИ ТА ВИНИКНЕННЯ НАУКОВИХ ШІКЛІ У ГАЛУЗІ ПРОЕКТУВАННЯ ВИРОБНИЦТВА АВІАЦІЇ В УКРАЇНІ

Є.В. Литвиненко

Розглянуто історичні етапи розвитку науки і техніки, виникнення та розвитку механізмів і машин. На основі цього аналізу дано визначення поняття «історія техніки», а також роль цього напрямку дослідів в історії розвитку суспільства. Показано історичну і філософську необхідність переходу від праці науковців-одинаків до організації праці наукових колективів по визначеній проблемі. Надано визначення поняття «наукова школа» та розвиток цього поняття по мірі накопичування знань, створення перших механізмів і машин. Наведені приклади перших дослідів у галузі створення авіаційної техніки та теорії польоту. Наведені історичні аспекти виникнення авіаційної пілотованої техніки в Росії у дореволюційний період, в тому числі у містах Києві, Харкові, Одесі. Показано перші етапи розвитку авіації в Україні, створення підприємств по виробництву літаків та відкриття Харківського авіаційного інституту, що стало початком формування наукових шкіл ХАІ у галузі літакобудування.

Ключові слова: історія науки і техніки, наукова школа, авіаційна техніка.

HISTORICAL ASPECTS OF ENGINEERING DEVELOPMENT AND SCIENTIFIC SCHOOLS ORIGINATION IN THE DESIGN AND MANUFACTURE AREA OF UKRAINIAN AVIATION

I.V. Lytvynenko

It is discussed historical stages of science and technology development, mechanisms and machines origination and development. It is given determination of notion "Technology history" on the basis of this analysis, and also a role of this researches direction in society development history. It is shown historical and philosophical necessity of transition from the single scientists work to the organization of scientific teams work in a certain problem. It is given the notion determination "academic school" and development of it in the process of knowledge accumulation and first mechanisms and machines creation. First researches examples are provided in the aviation technology and flight theory creation area. Historical aspects of aviation manned technology in Russia during prerevolutionary period, including Kiev, Kharkov and Odessa, are cited. The first stages of aviation development in Ukraine, creation of aircraft production plants and the opening of the Kharkov Aviation Institute, are shown, that led to the formation of academic schools of KHAI in the aircraft-building area.

Key words: history of science and technology, scientific school, aviation technics.

Литвиненко Евгения Владимировна – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.