

УДК 629.78.064.5

К.В. БЕЗРУЧКО¹, В.Н. БОРЩОВ², А.О. ДАВИДОВ¹, Н.В. ЗАМИРЕЦ²,
О.Н. ЗАМИРЕЦ², А.М. ЛИСТРАТЕНКО², И.Т. ПЕРЕКОПСКИЙ³,
И.Б. ТУРКИН¹, Ю.А. ШОВКОПЛЯС³

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

² *Государственное предприятие «Научно-исследовательский технологический институт приборостроения», Харьков, Украина*

³ *Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина*

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ, ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье проведен анализ современных мировых достижений в области создания систем электроснабжения современных космических аппаратов, рассмотрены принципы построения высокоэффективных и надежных систем электроснабжения космических аппаратов и приведена концепция их создания. Также показаны перспективы развития систем электроснабжения космических аппаратов. Актуальность работы обусловлена тем, что в Украине и в мире спутникостроение развивается очень высокими темпами. В статье приведена концепция разработки современных систем электроснабжения, перспективы их совершенствования, необходимость обеспечения максимального замкнутого цикла производства космической техники при ограниченном материальном и финансовом обеспечении.

Ключевые слова: *система электроснабжения, космический аппарат, фотоэлектрическая батарея, химическая батарея.*

Введение

Современная космическая технология является одним из немногих направлений, которые определяют стратегическое место государства в мире [1]. Изучение и освоение космоса требуют развития и совершенствования космических аппаратов (КА) разного назначения. При этом наибольшее практическое значение приобретают автоматические непилотируемые КА для формирования систем связи, телевидения, навигации и геодезии, наблюдения и передачи информации, изучения погодных условий и природных ресурсов Земли, исследования далекого космоса и т.д. [2, 3]. Создание КА для решения этих задач требует энергетического обеспечения достаточно жестко заданных функций – как целевой, так и вспомогательных: по точности ориентации, коррекции параметров орбиты, обеспечению теплового режима.

На современных КА системы снабжения и распределения электроэнергии с учетом более высоких требований к их надежности по сравнению с другими системами занимают по массе, объему и стоимости до 30% самого КА. Практика применения современных спутников подтверждает зависимость успеха всей миссии КА от работоспособности системы электроснабжения (СЭС).

Высокие показатели технико-экономической эффективности разрабатываемых СЭС обеспечиваются разработкой и использованием новых прогрессивных технологий при создании материалов и комплектов, стойких к воздействию неблагоприятных факторов космической среды, применением современных средств диагностирования и управления, экспериментальной проверкой и подтверждением надежности предложенных технических и технологических решений путем проведения наземных испытаний в условиях, максимально приближенных к натурным.

Проблема создания высокоэффективных, надежных СЭС КА имеет первостепенное значение, ее разрешение может заметно улучшить технико-экономические показатели КА в целом, а комплекс направлений ее решения невозможно воплотить в жизнь без соответствующих организационно-методических, научных и технологических мероприятий.

1. Анализ современных мировых достижений в создании систем электроснабжения космических аппаратов

Обеспечение электрической энергией бортовой аппаратуры автоматических КА – комплексная за-

дача, включающая генерацию, накопление, стабилизацию и распределение электроэнергии [4].

Для нормального функционирования системы следует обеспечить согласованный режим работы источников и потребителей электроэнергии, а также обеспечить в нагрузочном оборудовании необходимое напряжение с минимальными пульсациями. Функцию согласования источников и потребителей осуществляют дискретные регуляторы или полупроводниковые преобразовательные устройства.

2. Принципы построения высокоэффективных и надежных систем электроснабжения космических аппаратов

К настоящему времени разработано большое количество СЭС фотоэлектрического типа, различающихся уровнем мощности, ресурсом работы, принципами построения, структурой, выходными характеристиками, конструктивным исполнением [2, 5, 7].

Разнообразие задач, решаемых с использованием КА, предопределяет разнообразие и специфику требований к СЭС, основными среди которых являются:

- уровень выходной мощности;
- ресурс работы на орбите;
- высокая надежность и безопасность;
- приемлемый вес, габариты и стоимость;

– стойкость к длительному воздействию факторов космического пространства;

– экологическая чистота.

В настоящее время в качестве первичного источника электроэнергии на околоземных КА, как правило, используются фотоэлектрические батареи (БФ). Это обусловлено более приемлемыми параметрами и эксплуатационными свойствами БФ, а именно: экологическая чистота, значительный ресурс работы на орбите, высокая надежность, масштабируемость к необходимым уровням мощности и возможным затратам.

На рис. 1 приведены основные направления исследований и разработок в области первичных источников электроэнергии.

В качестве вторичного источника электроэнергии, необходимого для электропитания КА в случаях, когда мощность БФ отсутствует или ее недостаточно, в подавляющем большинстве случаев используются аккумуляторные химические батареи (БХ).

Современные БХ способны выдержать сотни и даже тысячи циклов заряда–разряда, что позволяет эксплуатировать их в течение десятков лет без замены. Высокая плотность энергии, длительный ресурс и надежность являются основными требованиями, определяющими выбор и применение БХ различных электрохимических систем в СЭС КА (рис. 2). Наряду с определяющими требованиями важны хорошая отработанность и опыт практического применения.



Рис. 1. Основные направления исследований и разработок в области первичных источников электроэнергии



Рис. 2. Типы электрохимических накопителей энергии, используемые в космонавтике



Рис. 3. Ключевые факторы и условия разработки СЭС КА

3. Концепция создания высокоэффективных и надежных систем электроснабжения

В течение последних лет в разработке находилась спектр СЭС КА, среди которых выделим различающиеся уровнем выходной мощности – от нескольких ватт до единиц киловатт, исполнением – герметичным и негерметичным, орбитами – солнечно-синхронной и геостационарной. Исходя из этого выделены ключевые факторы и условия разработки СЭС КА (рис. 3).

Таким образом, существует научно-техническая проблема создания современных и конкурентоспособных СЭС различного назначения в условиях нарушенных связей предприятий кооперации космической отрасли бывшего СССР, необходимости обеспечить максимальный замкнутый цикл производства космической техники в Украине, недостаточного материального обеспечения. Решение данной проблемы требует комплексного развития материаловедения и технологии производства, численных методов анализа и поиска оптимальных проектных решений, теории и практики испытаний, развития производственной и стендовой базы, информатизации всех этапов жизненного цикла.

Для испытаний и отработки СЭС и их элементов создан многоцелевой испытательный комплекс [4, 6].

Основная концепция созданного научно-технического комплекса (НТК) основана на создании и применении совокупности многоцелевых научных стендов, составными частями которых являются на-

турные агрегаты, имитаторы, масштабные физические модели и математические модели, что в сочетании с единой универсальной автоматизированной информационно-управляющей системой позволяет:

- обеспечить требуемый уровень достоверности испытаний и информативности научных исследований;
- снизить материальные и временные затраты, необходимые для их проведения.

На протяжении 1995–2011 гг. научно-технический комплекс использовался для решения различных задач, перечисленных на рис. 4.

4. Перспективы развития систем электроснабжения космических аппаратов

Согласно концепции Общегосударственной целевой научно-технической космической программы Украины на 2013 – 2017 годы целеустремленная и последовательная космическая деятельность является ключевым фактором высокотехнологического развития государства, повышения конкурентоспособности его экономики, сохранения суверенитета и роста международного имиджа [1, 8].

Проблема, на решение которой направлена Программа, заключается в значительной диспропорции между уровнем имеющегося потенциала космической отрасли страны и реальным влиянием космической деятельности на решение актуальных общегосударственных и общественных заданий.

Некоторые задачи космической программы Украины по развитию систем электроснабжения перспективных КА приведены на рис. 5.



Рис. 4. Задачи, решенные с помощью научно-технического комплекса СЭС



Рис. 5. Основные направления космической программы относительно систем электроснабжения КА

Приобретенный опыт проектирования низковольтных СЭС (27...40 В), безусловно, может быть применен и к высоковольтным.

Однако практика показывает невозможность механического использования большинства наработанных ранее технических решений, поскольку возникает ряд проблем, вызванных повышением напряжения солнечной и аккумуляторной батарей.

Повышение напряжения БХ за счет увеличения количества аккумуляторов в последовательной цепочке приводит к снижению ее надежности и ресурса работы. Для обеспечения длительной эксплуатации такой БХ требуются более сложные алгоритмы управления ее работой, предусматривающие углубленный контроль состояния аккумуляторов и специальные режимы для восстановления характеристик.

Заключение

Реорганизация отечественной кооперации предприятий и организация отрасли, целью которой было максимальное обеспечение замкнутого цикла изготовления ракетно-космических изделий в Украине, привели к необходимости решать комплекс научных, проектных, технологических задач в области солнечной космической энергетики.

До практической реализации доведена концепция создания СЭС КА с принципиально новыми проектными решениями, к которым относятся дискретное регулирование выходной мощности первичного источника электроэнергии (БФ) и оперативное выравнивание степени заряженности аккумуляторов в составе накопителя энергии – аккумуляторной батареи, что в целом обеспечивает эффективность использования и высокую надежность СЭС в течение длительного времени эксплуатации. Для обоснования и проверки этой концепции проведена экспериментальная отработка СЭС.

Выполнен комплекс экспериментальных исследований и испытаний, которые доказали практическую реализуемость новых схемных решений, а также позволили экспериментально исследовать свойства и технические характеристики перспективных технических решений.

Одним из направлений усовершенствования технических характеристик бортовых систем автоматических космических аппаратов (КА) является разработка принципов и способов построения высокоэффективных СЭС с повышенным до 100 В выходным напряжением.

Впервые применен комплексный подход к получению математической модели СЭС КА и отдель-

ных агрегатов. Созданы новые оригинальные методы анализа данных и идентификации математических моделей источников и накопителей энергии СЭС КА. Качественно новые результаты достигнуты путем комплексного применения традиционных методов и новых подходов современных направлений статистического анализа, теории идентификации, искусственного интеллекта.

Разработаны ММ и ПО для расчета освещенности, температуры и энергетических характеристик БФ с учетом влияния факторов космического пространства для разных схем ориентации БФ с учетом стохастической природы начальных значений и деградации параметров БФ в натуральных условиях.

Созданы методика и технические средства для проверки функционирования БФ на основе контроля световых и темновых характеристик, что способствует повышению достоверности контроля за счет введения температурной коррекции, переменного шага измерений, учета нелинейности вольт-амперной характеристики БФ.

Выполнены оптимизационные расчеты конструкции ФП, технологического процесса их производства, пространственного размещения БФ на КА разной конфигурации, параметров электрических схем БФ, что в совокупности обеспечивает максимум энергетической эффективности БФ в течение всего полета КА. Результаты расчетов реализованы в конструкторских и технологических решениях, подтвержденных впоследствии во время натурного эксперимента с экспериментальными БФ на орбите и в процессе летных испытаний.

Впервые в Украине во время разработки и изготовления БФ космического назначения для КА EgyptSat-1 и платформы украинского микроспутника МС-2-8 были использованы однопереходные арсенидгаллиевые ФП на гетероструктуре с КПД ~ 19...20 %, стойкие к радиационным, термоциклическим и энергозарядным факторам, а также с длительным сроком эксплуатации в условиях космического полета.

Создан уникальный комплекс экспериментальных технических средств, который обеспечивает исследование основных видов взаимодействий между агрегатами СЭС и позволяет повысить информативность и качество испытаний в условиях имеющихся ограничений на стоимость и трудоемкость. Характеристика НТК совпадает с мировыми аналогами стендовой базы моделирования и испытаний энергоустановок КА, а в Украине и среди стран СНГ такая стендовая база является уникальной, о чем свидетельствуют многочисленные работы, проведенные с помощью этого НТК по заказу разных предприятий как Украины, так и России.

Разработана оригинальная методика оценивания надежности СЭС, которая в отличие от имею-

щихся подходов и методов комплексно учитывает разные механизмы внезапных отказов и деградации составляющей части системы.

В процессе имитационного моделирования работы батареи Li-Ion-аккумуляторов в составе СЭС КА исследовано влияние разброса характеристик аккумуляторов, а также изучены разные методы парирования внештатных ситуаций. На основе анализа результатов моделирования сформулирована и решена задача формирования логики работы СЭС, получены количественные характеристики режимов работы составных частей СЭС.

Впервые создана информационная технология автоматизации испытаний СЭС КА, которая основывается на использовании специализированного языка для описания процессов испытаний, что обеспечивает снижение трудоемкости испытаний и экономии ресурса объекта испытаний.

Сформулированы перспективные направления развития систем электроснабжения КА.

Литература

1. Горбулін, В.П. Збереження статусу ракетно-космічної держави – національне завдання України [Текст] / В.П. Горбулін, А. І. Шевцов // *Стратегічні пріоритети*. – 2008. – № 1 (16). – С. 144 – 152.
2. Коротеев, А.С. Космическая энергетика сегодня и завтра [Текст] / А.С. Коротеев, Е.М. Кошелев, А.И. Ремшин // *Известия РАН. Энергетика*. – 2001. – № 5. – С. 3 – 16.
3. Космические летательные аппараты. Назначение, структура и основные этапы создания. [Текст] / Ю.Ф. Даниев, А.В. Демченко, В.С. Зевако [и др.]. – Днепропетровск: Системные технологии. – 2005. – 123 с.
4. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей [Текст]: учеб. пособ. / К.В. Безручко, В.Б. Елисеев, В.П. Постаногов [и др.]. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – Ч. 1. – 260 с.
5. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро "Южное" [Текст] / Под общ. ред. С.Н. Конюхова. – Д.: ООО "КолорГраф", ООО РА "Тандем-У", 2001. – 240 с.
6. Концепция разработки унифицированных платформ микроспутников и их модификаций [Текст] / Д.Г. Белов, В.С. Гладилин, В.И. Драновский, С.С. Кавелин // *Космонавтика и ракетостроение*. – 2002. – № 1 (26). – С. 120 – 123.
7. Методы отработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов [Текст] / В.Ф. Грибанов, А.И. Рембеза, А.И. Голиков [и др.]; под общ. ред. В.Ф. Грибанова. – М.: Машиностроение, 1995. – 352 с.
8. Недайвода, А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники [Текст] / А.К. Недайвода. – М.: Машиностроение, 1998. – 240 с.

Поступила в редакцию 2.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., В.Н. Доценко, проф. каф. теоретической механики и машиноведения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

НАУКОВО-ТЕХНІЧНІ АСПЕКТИ РОЗРОБКИ, ВИГОТОВЛЕННЯ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ СИСТЕМ ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

*К.В. Безручко, В.М. Борщов, А.О. Давідов, М.В. Замирець, О.М. Замирець,
О.М. Листратенко, І.Т. Перекопський, І.Б. Туркін, Ю.А. Шовкопляс*

У статті проведений аналіз сучасних світових досягнень в області створення систем електрозабезпечення сучасних космічних апаратів, розглянуті принципи побудови високоефективних та надійних систем електрозабезпечення космічних апаратів й приведена концепція їх створення. Також зазначені перспективи розвитку систем електрозабезпечення космічних апаратів. Актуальність роботи обумовлена тим, що в Україні та у світі супутникобудування розвивається високими темпами. У статті приведена концепція розробки сучасних систем електрозабезпечення, перспективи їх удосконалення, необхідність забезпечення максимального замкнутого циклу виробництва космічної техніки при обмеженому матеріальному й фінансовому забезпеченні.

Ключові слова: система електрозабезпечення, космічний апарат, фотоелектрична батарея, хімічна батарея.

SCIENTIFIC AND TECHNICAL ASPECTS OF DEVELOPMENT, MANUFACTURING AND MAINTENANCE OF SYSTEMS OF THE ELECTRICAL SUPPLY OF SPACE VEHICLES

*K.V. Bezruchko, V.N. Borshchov, A.O. Davidov, N.V. Zamirec, O.N. Zamirec, A.M. Listratenko,
I.T. Perekopsky, I.B. Turkin, Y.A. Shovkoplyas*

In paper the analysis of modern world achievements in the field of creation of electrical supply systems of modern space vehicles is carried out, principles of construction of highly effective and reliable of electrical supply systems of space vehicles are observed and the concept of their creation is resulted. Also prospects of development of systems of an electrical supply of space vehicles are shown. The work urgency is caused by that in Ukraine and in the world the satellite generation develops very high rates. In paper the concept of modern electrical supply systems development, a prospect of their improvement, necessity to provide of the maximum closed cycle of manufacture of space techniques with the restricted material and financial resources are shown.

Key words: electrical supply systems, space vehicles, photovoltaic array, chemical battery.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Борщов Вячеслав Николаевич – д-р техн. наук, проф., заместитель генерального директора по научной работе Государственного предприятия «Научно-исследовательский технологический институт приборостроения», Харьков, Украина.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Замирець Николай Васильевич – д-р техн. наук, проф., генеральный директор – главный конструктор Государственного предприятия «Научно-исследовательский технологический институт приборостроения», Харьков, Украина.

Замирець Олег Николаевич – канд. техн. наук, заместитель генерального директора по научной работе Государственного предприятия «Научно-исследовательский технологический институт приборостроения», Харьков, Украина.

Листратенко Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник научно-производственного отдела разработки микроэлектронных узлов Государственного предприятия «Научно-исследовательский технологический институт приборостроения», Харьков, Украина.

Перекопский Иван Терентьевич – начальник сектора специализированной научно-исследовательской лаборатории КБ-3 Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Туркин Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шовкопляс Юрий Анатольевич – заместитель Главного конструктора КБ-3 Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 629.7

В.А. КОВАЛЕНКО¹, А.В. КОНДРАТЬЕВ²¹ *Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
В ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ КАК РЕЗЕРВ
ПОВЫШЕНИЯ ЕЕ МАССОВОЙ И ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ**

Проведен аналитический обзор применения полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники. Изложена краткая хронология становления и развития композитных изделий ракетно-космической техники на предприятиях бывшего СССР, а ныне в России и Украины, а также стран дальнего зарубежья. Изложены современные тенденции формирования мирового рынка углеродных волокон. Отмечается, что, несмотря на объективные трудности постсоветского периода для развития ракетно-космической техники в Украине, на ГП «Южное» широко применяются современные полимерные композиционные материалы, позволяющие существенно повысить массовую и функциональную эффективность отечественной ракетно-космической техники.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, ракетно-космическая техника, массовая и функциональная эффективность, углеродные волокна.

Введение

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ), начиная со стеклопластиков, в ракетно-космической технике (РКТ) совпадает по времени с началом практического освоения космоса – запуском первого искусственного Спутника Земли и продолжается все последующие годы.

Публикации, свидетельствующие об этом первом периоде, весьма малочисленны и обобщены в более поздних переводных статьях (например, [1]), где они собраны в раздел «Проектирование и изготовление конструкций ракет и космических кораблей». Основное же содержание и объемы применения ПКМ в РКТ практически до начала 90-х годов прошлого столетия, как в отечественных, так и в зарубежных источниках информации сохранялось под грифом секретности различного уровня. И только в этот период начинают публиковаться оригинальные и переводные работы [2 – 11], содержащие сведения о внедрении ПКМ в РКТ на ряде предприятий РКТ в бывшем СССР, а ныне в России и странах дальнего зарубежья.

Аналитический обзор

Открытое акционерное общество «Авангард» – одно из ведущих предприятий России по производству крупногабаритных изделий из ПКМ [2] ведет свою историю от предприятия «Сафоновский завод пластмасс», основанного в 1962 г. С момента своего возникновения предприятие работало как на гражданские нужды, так и на оборону страны.

Развитие в 1960-х гг. РКТ потребовало организации в СССР серийного производства крупногабаритных стеклопластиковых изделий – транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) и корпусов двигателей твердотопливных ракет, организованном на Сафоновском заводе пластмасс.

В 1970 г. на предприятии было организовано специальное конструкторско-технологическое бюро «Курс» – крупный научно-инженерный центр по разработке изделий из ПКМ.

ПО «Авангард» принимало непосредственное участие в выпуске самой передовой советской РКТ. Здесь серийно изготавливали стеклопластиковые ТПК для первой отечественной твердотопливной межконтинентальной баллистической ракеты РТ-2 (РС-12), а также для самой тяжелой в мире межконтинентальной баллистической ракеты Р-36М (по западной классификации SS18 «Сатана»). В середине 1970-х гг. ПО «Авангард» освоило выпуск стеклопластиковых высокопрочных корпусов двигательных установок для первого отечественного мобильного грунтового комплекса с межконтинентальной баллистической ракетой «Темп 2С». Тогда же началось изготовление ТПК для мобильного грунтового ракетного комплекса «Пионер» (РСД-10) с баллистической ракетой средней дальности [2]. Предприятие в 1976 г. стало ведущим в отрасли по производству изделий из ПКМ.

С 1970-х гг. ПО «Авангард» установило прочные партнерские отношения с ведущими КБ, НИИ и заводами страны, работающими в интересах обо-

ронной промышленности: НПО «Машиностроение», Московский институт теплотехники, КБ «Южное», ЦНИИСМ, РКЦ им. М.В. Хруничева, ОКБ «Новатор», Объединенный институт ядерных исследований (г. Дубна), ГРЦ им. В.П. Макеева, НИИ Стали, ОКБ «Вымпел», ОКБ «Факел», ЛНПО «Союз», КОКБ «Союз», «Уралвагонзавод», «Севмаш», Воткинский машиностроительный завод, ЮМЗ, ПО «Стрела», Обуховский завод и многие другие.

В 1980-е гг. ПО «Авангард» изготавливало корпуса для самых мощных в мире боевых твердотопливных двигателей ЗД65 и ЗД66, использовавшихся в баллистической ракете РСМ-52 (принята на вооружение атомных подводных ракетноносцев типа «Акула»), а корпуса двигателей для армейского оперативно-тактического ракетного комплекса «Ока», который считался в своем классе лучшим в мире [2]. Тогда же на ПО «Авангард» начался выпуск ТПК и корпуса двигателя мобильного грунтового комплекса «Тополь» (РС-12М) с межконтинентальной баллистической ракетой, а также ТПК для противокорабельной сверхзвуковой крылатой ракеты «Яхонт».

Серьезный вклад внесло ПО «Авангард» и в развитие отечественной космической техники. С середины 1980-х гг. предприятие изготавливало головные обтекатели из ПКМ для модулей космических станций «Мир» и МКС. Наряду с выпуском военно-космической продукции ПО «Авангард» первым в СССР со середины 1970-х гг. начало внедрять крупногабаритные изделия из стеклопластика в гражданскую сферу по ракетным технологиям.

Не менее значимыми по своему вкладу во внедрение ПКМ в изделия РКТ являются предприятия, вошедшие ныне в состав Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) [3 – 5]. Эти предприятия на протяжении всей своей деятельности являлись флагманами в части научно-технического прогресса в области авиации и РКТ.

Первым разработанным корпусом из ПКМ на предприятии явился корпус головной части ракеты УР-200, созданный в начале 60-х годов. Уже тогда стало очевидным, что наиболее эффективной является трехслойная конструкция с сотовым заполнителем, которая легла в основу всех последующих типов головных обтекателей (ГО). В начале 80-х годов предприятия отрасли приступили к созданию долгосрочного орбитального пилотируемого комплекса «Мир», включающего в себя шесть функциональных модулей. Для выведения модулей на орбиту потребовалось создание нового типа ГО.

Первым ГО из композиционных материалов стал не сбрасываемый трехслойный стеклопластиковый обтекатель, предназначенный для защиты гермокорпуса модуля «Квант 1». Для выведения че-

тырех модулей – «Квант 2», «Кристалл», «Спектр», «Природа» был разработан и прошел стендовую наземную отработку первый сбрасываемый стеклопластиковый обтекатель. Заложенные в его конструкцию технические решения послужили основой для создания целого ряда разнотипных последующих обтекателей, эксплуатируемых вплоть до настоящего времени. Изготавливались эти обтекатели на заводе им. М.В. Хруничева в кооперации с производственным объединением «Авангард».

За весь период было изготовлено семь летных изделий. Натурные испытания обтекатель прошел в составе космического аппарата «Полус» при первом пуске ракеты-носителя «Энергия», предназначенного для эксплуатации с отечественным челноком «Буран». Впоследствии четыре обтекателя использованы в модулях комплекса «Мир», шестой – обеспечивал выведение первого модуля «Заря» для международной космической станции [3].

Первый обтекатель из углепластика прошел успешные натурные испытания и эксплуатировался на ракете-носителе (РН) «Рокот». Конструктивно обтекатель был выполнен в виде соединенных между собой конических и цилиндрических углепластиковых трехслойных оболочек с оригинальной системой сброса, осуществляемого тягой пороховых двигателей в направлении полета.

С выходом ГКНПЦ на мировой рынок космических услуг по выведению зарубежных космических аппаратов на РН «Протон» с разгонным блоком (РБ) «ДМ» разработки НПО «Энергия» возникла необходимость создания унифицированного головного обтекателя (УГО). Такой обтекатель менее чем за два года был разработан, прошел наземную стендовую отработку и был изготовлен для первого коммерческого запуска космического аппарата «Астра-1Ф» американской фирмы «Хьюз». Корпус представлял собой комбинированную конструкцию, состоящую из конических и цилиндрических отсеков, изготовленных из трехслойных стекло- и углепластиковых обечаек. Такая комбинация была выбрана из условий использования опыта изготовления обечаек в ПО «Авангард». Данный обтекатель был адаптирован под существующий разгонный блок «ДМ», не допускавший каких-либо доработок [7]. ГО этого типа было изготовлено 32 штуки, все они прошли успешные натурные испытания и продолжали изготавливаться до 2006 года [5 – 7].

С принятием решения о разработке РБ «Бриз-М» и модернизации РН «Протон» возникла необходимость создания нового типа ГО. В связи с этим было разработано четыре типа ГО для новой конфигурации средств выведения, которые имели отличия в габаритах корпуса. К настоящему времени три модификации прошли летные испытания, обеспечив

успешные запуски отечественных и зарубежных космических аппаратов. Отсеки корпуса этих ГО изготавливаются трехслойной конструкции, состоящей из двух углепластиковых обшивок соединенных алюминиевым сотовым наполнителем. Все эти типы ГО изготавливаются по конструкторской документации КБ «Союз» на РКЗ в кооперации с ОНПП «Технология» г. Обнинск, имеющем огромный опыт в изготовлении крупногабаритных изделий из композиционных материалов для авиационной и ракетной техники [9]. Предпоследний из разработанных обтекателей длиной 15,255 м является самым крупным российским обтекателем, эксплуатируемым в настоящее время на РН «Протон М».

С созданием совместного международного предприятия «EUROCKOT» для оказания коммерческих услуг по запуску малых летательных аппаратов на РН «Рокот» с РБ «Бриз КМ» возникла необходимость создания легкого ГО с продольной системой разделения. В КБ «Салют» была разработана конструкторская документация, а РКЗ все в той же кооперации с ОНПП «Технология» изготавливает обтекатели этого типа. Особенности обтекателя для РН «Рокот» являются овалообразная форма цилиндрической части корпуса и автоклавное формование одной створки – «лодочки» зацело, исключая болтовые поперечные стыки на переходах формы. Внедрение такой технологии позволило значительно снизить вес конструкции корпуса за счет исключения металлических стыковочных шпангоутов.

В КБ «Салют» были внедрены адаптеры, включающие сетчатые оболочки из углепластика разработки ЦНИИ СМ (рис. 1).

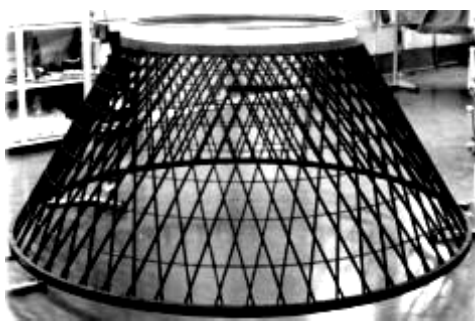


Рис. 1. Сетчатая оболочка из ПКМ ЦНИИ СМ

Эти оболочки изготавливаются методом непрерывной намотки. Удельный модуль упругости сеток примерно в 4 раза превосходит этот показатель для алюминиевых сплавов [4]. Для стыковки с РБ адаптеры имеют намотанные шпангоуты со специальной пространственной структурой, образованной кольцевыми углеродными и осевыми стеклянными волокнами. Такая структура обеспечивает сочетание высокой жесткости в кольцевом направлении с не-

обходимой высокой прочностью на срез и смятие под стыковочными болтами.

Наибольший эффект по снижению массы планируется получить от внедрения сетчатых силовых оболочек из углепластиков в конструкции «сухих отсеков». Общее снижение массы, достигнутое за счет внедрения оболочек на РН «Протон», составляет около 400 кг. Программа модернизации РН «Протон» включает также замену во многих гаргротах, местных обтекателях и других элементах подкрепленных металлических оболочек на углепластиковые. Это позволит уменьшить массу силового каркаса РН почти на 300 кг [4].

Весьма весомый вклад во внедрение ПКМ в ответственные конструкции РКТ, как уже отмечалось выше, внес ГНЦ ОНПП «Технология», проводящий прикладные исследования, инновационные разработки материалов, конструкций, технологий и изготавливающий наукоемкую продукцию из ПКМ для авиационной, ракетно-космической, военной и других отраслей промышленности [6].

ОНПП «Технология» является российским лидером в области теории моделирования, проектирования и технологии изготовления крупногабаритных, интегральных, размеростабильных конструкций и панелей терморегулирования для космических аппаратов «Кондор», Ramos, «Экспресс-АМ», «Гонец», «Ресурс-ДК», «Монитор-Э», KazSat. Создано и производится новое поколение углепластиковых оболочек ГО, локальных обтекателей и гаргротов, интегральных отсеков ступеней для РН «Рокот», «Протон-М» и «Ангара». Как уже отмечалось, эти работы ведутся совместно с ведущими предприятиями ракетно-космической отрасли: ГК НПО им. М.В. Хруничева, НПО им. С.А. Лавочкина, НПО машиностроения, КБ «Арсенал-АКЦ».

Типовые обтекатели РКТ из ПКМ ОНПП «Технология», представлены в докладах его сотрудников на последней международной конференции в 2010 г. охватывают широкий класс конструкций (рис. 2) [9].



Рис. 2. Класс конструкций РКТ из ПКМ, разрабатываемых и изготавливаемых на ОНПП «Технология»

В [10] содержатся сведения обо всех организациях и предприятиях России, внесших видный вклад в создание изделий РКТ из ПКМ и продолжающих работать в этой сфере.

Выше анализировалось состояние применения ПКМ в РКТ в бывшем СССР, а после его развала – в России. Ранние этапы освоения этих материалов в РКТ освещены в [11 – 14] и др. Более подробный обзор и анализ этих вопросов содержится в книге [15].

Последний период применения ПКМ в изделиях зарубежной РКТ освещен в обзоре [16]. В нем рассмотрены исследования и разработки ведущих зарубежных фирм в области ПКМ и технологий для РКТ нового поколения. Отмечены достижения в области разработки методов литьевого формования и наномодифицированных полимерных связующих. Приведены сведения об использовании новых разработок в перспективных конструкциях.

Отмечено, что за рубежом ПКМ начали применять в конструкции изделий РКТ с середины 80-х годов прошлого века. Они служили для изготовления несущих конструкций антенн (стабильная термостойкость), солнечных зеркал и трубчатых конструкций оптической скамьи (удельная жесткость). В этот же период с использованием ПКМ началась разработка конструкций приборного отсека, обтекателя и адаптера грузового отсека, а в начале 90-х годов с использованием новых технологий была изготовлена верхняя часть корпуса РН «Ариан 5». Кроме того, ПКМ начали использовать в нагруженных трубчатых конструкциях телекоммуникационных спутников. Обобщенные авторами зарубежные данные по эволюции применения ПКМ в изделиях РКТ, технологий изготовления из них элементов конструкций, методов проектирования и испытаний представлены в [16].

В период 1995–2000 гг. Европейский консорциум (EADS) при изготовлении интегрированного адаптера «Ариан 5» из ПКМ применил метод совместного отверждения (соотверждения) конической оболочки, полученной выкладкой волокна, и колец, изготовленных литьевым формованием (метод RTM).

Дальнейшим развитием этой технологии является процесс совместного склеивания пленочным эпоксидным клеем сырого препрега конической оболочки с изготовленными литьевым формованием отвержденными кольцами пленочным эпоксидным клеем. Новая технология обеспечивает сохранение ранее достигнутого заменой металлических колец снижения массы на 9 %, снижение производственной стоимости и времени технологического цикла.

Первой крупногабаритной конструкцией из ПКМ в зарубежной РКТ являлась углепластиковая демонстрационная секция баллистической ракеты

Trident II D5, изготовленная вакуумным литьевым формованием фирмой Lockheed Martin Missils [16]. В настоящее время, помимо упомянутых ранее колец РН Eurostar, консорциум EADS в рамках планируемой к завершению в 2015 г. перспективной программы ESA (European Space Agency) по многообразным КА разрабатывает RTM-технологии изготовления каркасных элементов встроенных топливных баков. В качестве армирующего наполнителя используются 3D-преформы японской фирмы Shikibo LTD, полученные по новой технологии сухой выкладки волокна (dry-D3D), в качестве связующих – бисмалеимиды и модифицированные эпоксидные смолы.

С использованием новой технологии испанский филиал консорциума EADS начал разработку изготавливаемого выкладкой волокна с использованием сэндвичевых конструктивных элементов полностью композитного корпуса перспективной европейской платформы Eurostar 3000. Цель программы – повышение грузоподъемности системы от 5 до 6,6 т, снижение стоимости производства при минимальных затратах на разработку, отсутствие риска превышения нагрузок на спутниковые системы, прошедшие ранее испытания, и необходимости связанной с этим модификации.

В спутниках ПКМ был впервые применен в 1974 г., когда ВВС США запустили геостационарный метеорологический спутник массой 680 кг, в котором был использован углепластик массой 0,5 кг. В 1979 г. был запущен более совершенный геостационарный спутник связи Intelsat V массой 1400 кг. Уже более 58 % деталей (свыше 45 % массы спутника) были изготовлены из высококачественных ПКМ, главным образом углепластиков. Одними из основных деталей являлись отражающая антенна диаметром 2,9 м и каркас солнечной батареи длиной 17 м. Крупногабаритный каркас солнечной батареи был складным и раскрывался уже на околоземной орбите.

В Японии углепластики были использованы при изготовлении параболической антенны геостационарного спутника связи, запущенного в феврале 1983 г., позже начали разрабатываться каркасы корпусов искусственных спутников Земли, скелетные конструкции солнечных батарей и т.д.

Ракеты для вывода искусственных спутников на околоземную орбиту почти всегда используются также и в военных целях. Поэтому, за исключением информации о космическом корабле «Спейс шаттл», данные о космических ракетах в литературе публикуются крайне редко. Однако ясно, что так же, как для искусственных спутников, снижение массы ракет является важнейшей задачей. Именно по этой причине для их изготовления широко используются

углепластики. В начале 2000-х годов в Японии в стадии разработки находилась крупногабаритная трехступенчатая ракета Н-1. В конструкции сопел маршевых ракетных двигателей, а также усовершенствованного орбитального ракетного двигателя АВМ используются углеродные композиционные материалы.

В обзоре [17] обстоятельно изложены тенденции формирования мирового рынка углеродных волокон. В нем обсуждается история разработки и промышленного выпуска углеродных волокон, начиная с 1969 г., по фирмам США, Англии, Японии и Франции. Дана характеристика рынка по периодам его формирования (1970-1983 гг., 1983-1990 гг., 1989-1998 гг. и 1996-2005 гг.). Приведены диаграммы динамики потребления углеволокон в Европе в аэрокосмической промышленности за период 1991-2005 годов и в мире за период 1986-1998 гг., а также даны сведения о динамике стоимости углеволокон по годам и типам волокон. Недостатком этого обзора является расплывчатость и недостаточность данных об использовании углеволокон в ПКМ РКТ.

Завершая обзор применения ПКМ в РКТ представляется необходимым привести данные холдинговой компании «Композит» о емкости мировых рынков по отраслям потребления углепластиков, а также аналогичные сведения по России [18] (табл. 1 и 2, рис. 3 и 4).

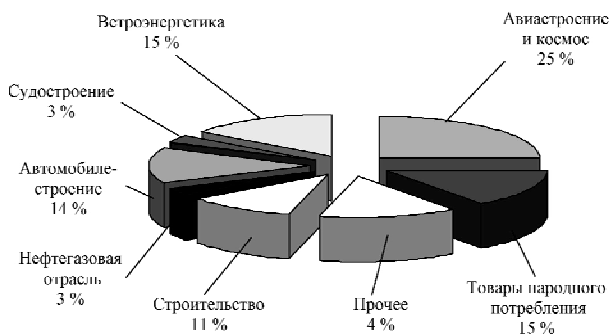


Рис. 3. Структура мирового потребления углеволокон по отраслям, 2009 год

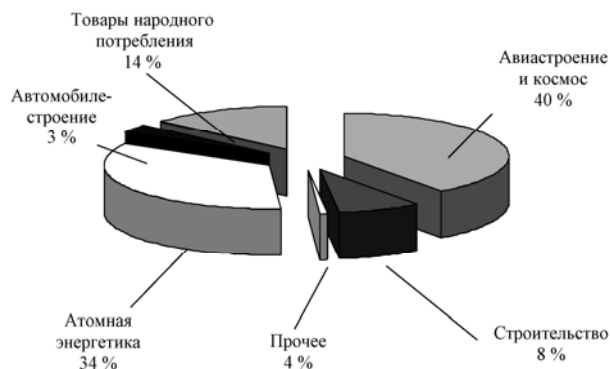


Рис. 4. Структура российского потребления углеволокон по отраслям, 2009 год

Таблица 1

Емкость мировых рынков по отраслям потребления углеволокна (тонны)

Наименование отрасли	2010 год	2013 год (прогноз)
Авиационное и космос	9100	15800
Ветроэнергетика	5700	11700
Строительство	4000	5900
Судостроение	1100	1200
Нефтегазовая отрасль	1000	1600
Автомобилестроение	5400	6500
Товары народного потребления	5800	6600
Машиностроение, атомная энергетика, медицина, металлургия и пр.	5400	8000
Итого потенциальная емкость	37500	57300

Таблица 2

Емкость российского рынка по отраслям потребления углеволокна (тонны)

Наименование отрасли	2010 год	2013 год (прогноз)
Авиационное и космос	80	380
Ветроэнергетика	70	180
Строительство	17	145
Судостроение	5,4	11,3
Нефтегазовая отрасль	-	3,8
Автомобилестроение	3,6	11,5
Товары народного потребления	29	48
Машиностроение, атомная энергетика, медицина, металлургия и пр.	2,5	5,4
Итого потенциальная емкость	207	785
% от мирового потребления	0,55	1,37

В [19] приведена диаграмма распределения объемов массы ПКМ в общей массе изделий ракетной и аэрокосмической техники (рис. 5).

В Украине начало создания и развития РКТ было положено передачей 9 мая 1951 года Днепропетровского автомобильного завода Министерству вооружения СССР для освоения серийного производства боевых стратегических ракет Р-1, Р-2, а затем и Р-5, разработанных в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева.



Рис. 5. Композиты в ракетной и аэрокосмической технике

В книге [20] подробно и обстоятельно изложена история создания РКТ нынешнего ГП «КБ Южное»

Отмечается, что создание ракетных комплексов стратегического назначения потребовало разработки ряда принципиально новых конструктивных, теплозащитных и других специальных материалов и технологий изготовления на их основе различных деталей и узлов, среди которых полимерные конструктивные и эрозийностойкие материалы на основе стекло-, угле- и органонаполнителей, эпоксидных и фенолформальдегидных смол, специально наполненных каучуков для корпусов и сопловых блоков РДТТ, ТПК, межступенных и хвостовых отсеков, желобов кабельной сети, обтекателей, накопителей, днищ, поддонов и других элементов конструкции.

В [21] изложена краткая хронология становления и развития конструкций РКТ из ПКМ в Украинском ракетно-космическом центре, объединяющем ГП «Южное», Южный машиностроительный завод и другие предприятия и организации ракетно-космического профиля.

Отмечается, что до 1966 г. разработка специальных материалов для потребностей РКТ находилась в зачаточном состоянии. Только с 1966 г. в отделе 9 новых материалов и перспективных технологий, преобразованном в одноименный комплекс 9, была выделена самостоятельная лаборатория конструктивных пластмасс. С 1974 года в связи с необходимостью оперативной разработки корпусов твердотопливных двигателей на основном заводе и Павлоградском механическом заводе при комплексе 9 были организованы два специализированных отдела – отдел разработки технологии изготовления корпусов двигателей на основе ПКМ – органопластиков и отдел изготовления корпусов коконной конструкции из органопластов. К 1980 году технология изготовления корпусов РДТТ была полностью освоена.

Выводы

Таким образом в последние годы вплоть до настоящего времени, несмотря на объективные трудности постсоветского периода, для развития РКТ в Украине на ГП «КБ «Южное» были созданы размеростабильные прецизионные конструкции космического назначения с длительным сроком эксплуатации на основе углеволокон российского и зарубежного производства, каркасы солнечных батарей облегченной массы до 1 кг/м², тепловые экраны космических аппаратов (КА), комплект конструктивных элементов корпуса объектива, ферменные конструкции для КА, бесфитинговые фермы и другие изделия [22], что позволяет существенно повысить массовую и функциональную эффективность отечественной РКТ до мирового уровня.

Литература

1. Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов [Текст] / под ред. А.Л. Абибова. – М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.
2. ОАО «Авангард». Опыт производства крупногабаритных изделий из композиционных материалов для ракетно-космической отрасли [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.avangard-plastik.ru>. – 27.05.2011 г.
3. Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют» [Текст] / Под ред. Ю.О. Бахвалова. – М.: Воздушный транспорт, 2006. – Вып. 1. – 720 с.
4. Полет. Общероссийский научно-технический журнал. Специальный выпуск [Текст]. – М.: Машиностроение, 2001. – 120 с.
5. Горохов, А.И. Государственный космический научно – производственный центр им. М.В. Хруничева. Страницы истории, жизнь и время – Кн. 2. Филевские орбиты [Текст] / А.И. Горохов. – М.: ООО «ИИГ «Полигон – пресс», 2006. – 407 с.
6. Высоты «Технологии»: 50 лет Государственному научному центру РФ ОНПП «Технология» [Текст]. – М.: ПЕНТА+, 2009. – 416 с.
7. Кулага, Е.С. Разработка головных обтекателей из композиционных материалов [Текст] / Е.С. Кулага, И.Г. Оленин // Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют». – М.: Воздушный транспорт, 2006. – Вып. 1. – С. 418 – 436.
8. Кулага, Е.С. От самолетов к ракетам и космическим кораблям [Текст] / Е.С. Кулага. – М.: Воздушный транспорт, 2001. – 232 с.
9. Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов [Текст] // Сб. докладов XIX науч.-техн. конф., 5 – 7 октября 2010 г. – Обнинск, 2010. – 197 с.
10. Ракетно-космическая промышленность России: каталог предприятий, организаций и учреждений [Текст]. – М.: Росавиакосмос, Луч, 2001. – 304 с.
11. Нотон, Б. Композиционные материалы: в 8 т. – Т. 3. Применение композиционных материа-

лов в технике [Текст] / Б. Нотон; под. ред. Л. Браутмана, Р. Крока. – М.: Мир, 1978. – 512 с.

12. Справочник по композиционным материалам: в 2-х кн. – Кн. 2. [Текст]: пер. с англ. / Под ред. Дж. Любина. – М.: Машиностроение, 1988. – 580 с.

13. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении [Текст] / Г.П. Гардымов, Е.В. Мешков, А.В. Пчелинцев [и др.]. – СПб.: СпецЛит, 1999. – 271 с.

14. Углеродные волокна [Текст]: пер. с японск. / под ред. С. Симамуры. – М.: Мир, 1987. – 304 с.

15. Углеродные волокна и углекомпозиаты [Текст]: пер. с англ. / Под ред. Э. Фитцера. – М.: Мир, 1988. – 336 с.

16. Кондратенко, А.Н. Полимерные композиционные материалы в изделиях зарубежной ракетно-космической техники (Обзор) [Текст] / А.Н. Кондратенко, Т.А. Голубкова // Конструкции из композиционных материалов. – 2009. – № 2. – С. 24 – 35.

17. Лысенко, А.А. Тенденции формирования мирового рынка углеродных волокон [Текст] / А.А. Лысенко // Технический текстиль. – 2005. – № 12. – С. 33 – 37.

18. Исследования и разработки, обеспечивающие создание конкурентоспособных полимерных композиционных материалов на основе углеродного волокна [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.rusnanoforum.ru/29308>. – 07.06.2011 г..

19. Буланов, И.М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов [Текст] / И.М. Буланов, В.В. Воробей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – 516 с.

20. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» [Текст] / Под ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: ООО «Колор-Граф», ООО РА «Тандем-У», 2001. – 240 с.

21. Санін, А.Ф. Розвиток ракетно-космічної техніки в Україні [Текст] / А.Ф. Санін, Є.О. Джур, Л.Д. Кучма [та інші.]. – Дніпропетровськ: АРТ-ПРЕС, 2002. – 402 с.

22. Композиционные материалы в разработках ГП «КБ «Южное» [Текст] / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко В.Г. Тихий [и др.] // Композиционные материалы в промышленности. – Сб. мат. XXX межд. конф. 7–11 июня 2010 г., Ялта. – К.: УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010. – С. 111 – 119.

Поступила в редакцию 31.08.2011

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

ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ У ВИРОБАХ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ ЯК РЕЗЕРВ ПІДВИЩЕННЯ ЇЇ МАСОВОЇ ТА ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

В.О. Коваленко, А.В. Кондратьєв

Проведено аналітичний огляд застосування полімерних композиційних матеріалів у виробі ракетно-космічної техніки. Викладено коротку хронологію становлення і розвитку композитних виробів ракетно-космічної техніки на підприємствах колишнього СРСР, а нині в Росії та Україні, а також країн далекого зарубіжжя. Викладено сучасні тенденції формування світового ринку вуглецевих волокон. Відзначається, що, незважаючи на об'єктивні труднощі пострадянського періоду для розвитку ракетно-космічної техніки в Україні, на ДП «Південне» широко застосовуються сучасні полімерні композиційні матеріали, що дозволяють істотно підвищити масову і функціональну ефективність вітчизняної ракетно-космічної техніки.

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, ракетно-космічна техніка, масова і функціональна ефективність, вуглецеві волокна.

APPLICATION OF POLYMER COMPOSITES IN PRODUCTS ROCKET-SPACE AS RESERVE INCREASE ITS MASS AND FUNCTIONAL EFFICIENCY

V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev

A desk review of the application of polymer composite materials in products of rocket and space technology. Provided a brief chronology of the formation and development of composite products rocket and space technology in enterprises of the former Soviet Union and now Russia and Ukraine, as well as foreign countries. Presented modern trends shaping the global market of carbon fibers. It is noted that, despite the objective difficulties of the post-Soviet development of missile space technology in Ukraine, Yuzhnoye SDO is widely used modern polymer composite materials, which significantly increase the mass and the functional efficiency of the national rocket and space technology.

Key words: polymer composite materials, rocket and space technology, mass and functional efficiency, carbon fibers

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.

УДК 629.78.048.7-716

П.Г. ГАКАЛ, В.И. РУЗАЙКИН, Р.Ю. ТУРНА, Д.В. ЧАЙКА,
В.М. ТИМОЩЕНКО, Н.И. ИВАНЕНКО

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОГО СПУТНИКА

В статье решается задача проектирования экспериментального стенда, предназначенного для исследования теплогидравлических процессов в системе терморегулирования телекоммуникационного спутника. В системе терморегулирования используется двухфазный контур теплопереноса с вынужденной прокачкой теплоносителя. Приводится описание стенда, его элементов оборудования, результаты экспериментальных исследований. В эксперименте исследовались теплогидравлические процессы в системе терморегулирования, обусловленные резким изменением тепловыделения приборов. По результатам экспериментов сформулированы выводы, направленные на повышение эффективности системы.

Ключевые слова: *теплогидравлический процесс, экспериментальный стенд, система терморегулирования космических аппаратов, двухфазный контур теплопереноса.*

Введение

Новое поколение телекоммуникационных спутников будет обладать расширенными функциональными возможностями, что приведет к росту потребляемой мощности, большая часть которой будет выделяться в элементах оборудования спутника в виде теплоты. Для отвода теплоты, переноса ее к месту теплосброса с последующим отводом в окружающую среду (ОС), а также для поддержания температурного режима работы оборудования используются системы терморегулирования (СТР).

В настоящее время в практике проектирования телекоммуникационных спутников широкое распространение получили системы терморегулирования на базе тепловых труб. В таких системах тепловыделяющие приборы размещаются на внутренних поверхностях панелей, образующих каркас спутника. Для выравнивания поля температур по поверхности панели, а также между панелями, в панели встроены тепловые трубы. В такой системе теплота от приборов через панель непосредственно отводится в окружающее пространство.

Несомненными достоинствами такой системы является простота и надежность. Однако ей присущи и целый ряд недостатков. Прежде всего, ограниченные возможности теплоотвода. Так, для орбит, характерных для телекоммуникационных спутников, количество теплоты, отводимой с единицы поверхности не превышает величины $300...350 \text{ Вт/м}^2$. Кроме того, такая система терморегулирования имеет ограничения по компоновке тепловыделяющих приборов, точности термостабилизации, накладыва-

ет жесткие требования на минимальный размер панелей, образующих каркас спутника.

Поэтому, в настоящее время для телекоммуникационных спутников активно разрабатываются системы терморегулирования с нагнетанием теплоносителя насосом, так называемая система с вынужденной прокачкой, и отдельными радиаторами-излучателями для отвода теплоты в ОС.

В работе [1] было показано, что системы терморегулирования на базе двухфазных контуров циркуляции теплоносителя (ДФ СТР) имеют преимущества по сравнению с СТР на базе однофазных контуров теплопереноса. В связи с этим, на этапе выбора концепции СТР перспективного телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE была выбрана концепция системы на базе двухфазного контура теплопереноса с вынужденной прокачкой теплоносителя. Системы терморегулирования на базе двухфазных контуров теплопереноса с вынужденной прокачкой теплоносителя являются принципиально новыми, ранее не применявшимися в практике проектирования телекоммуникационных спутников, системой. В результате многие технические решения, характеристики элементов оборудования системы должны быть обоснованы в ходе как расчетных, так и экспериментальных исследований. В статье приводится описание экспериментального стенда, предназначенного для исследования теплогидравлических процессов в ДФ СТР, его элементов оборудования, а также результаты исследования переходного режима работы системы, вызванного изменением тепловыделения электронных приборов.

часть в испарители, расположенные в приборных панелях (ПП). В испарителях теплота от электронных приборов подводится к теплоносителю. В результате теплоноситель нагревается до состояния насыщения и испаряется. На выходе из ПП теплоноситель находится в двухфазном состоянии с паросодержанием $x \sim 0,8$.

Схема разводки испарителей под электронными приборами для различных приборных панелей, представлена на рис. 2.

Особенность разводки является то, что теплоноситель дважды проходит под наиболее теплонеприжатой зоной приборов ТWТА и ТWТВ, в которой выделяется 70% всей теплоты, это, так называемая зона коллектора («collector»). Оставшаяся часть теплоты (30%) выделяется в зоне корпуса («body»). Внутренний профиль испарителя также зависит от

зоны тепловыделения (коллектор или корпус), а также от приборной панели.

Отвод теплоты от теплоносителя происходит в двух радиаторах-излучателях, соединенных параллельно. Каждый радиатор-излучатель включает в свой состав 27 теплоотводящих элементов (рис. 3). В теплоотводящем элементе в одном корпусе последовательно установлен конденсатор и переохладитель. Переохлаждители предназначены для поддержания на требуемом уровне кавитационного запаса на входе в насос. Рекомендуемый кавитационный запас $\Delta t_{\text{кав}} \geq 5^\circ\text{C}$. Для предотвращения попадания пара в зону переохлаждения между конденсатором и переохладителем установлен капиллярный затвор. Двухфазный теплоноситель поступает в конденсаторы, где конденсируется. Затем конденсат, через капиллярный затвор, поступает в полость переохла-

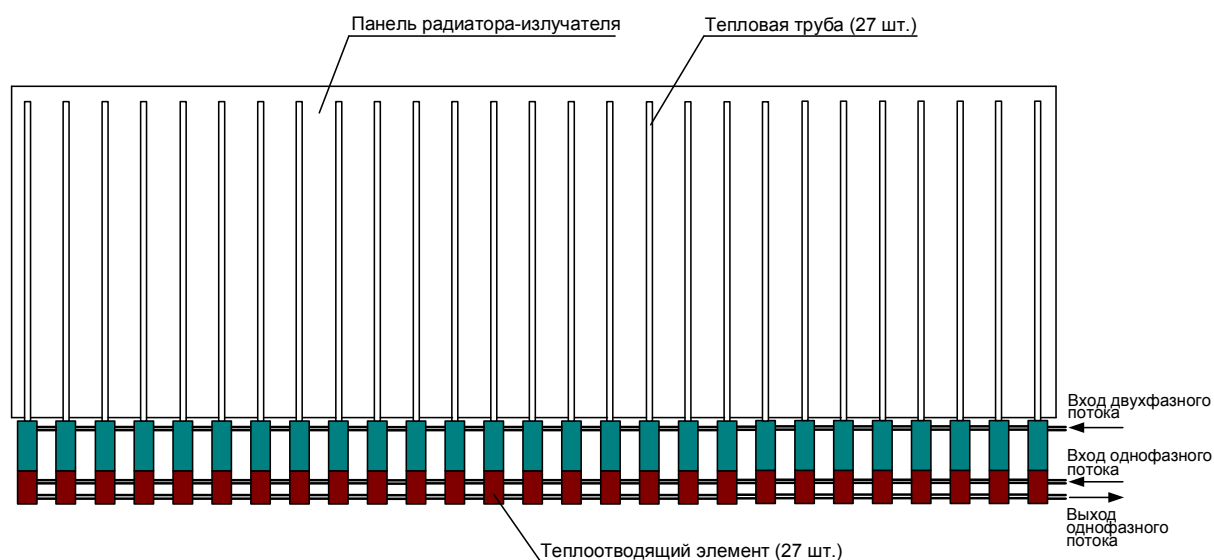
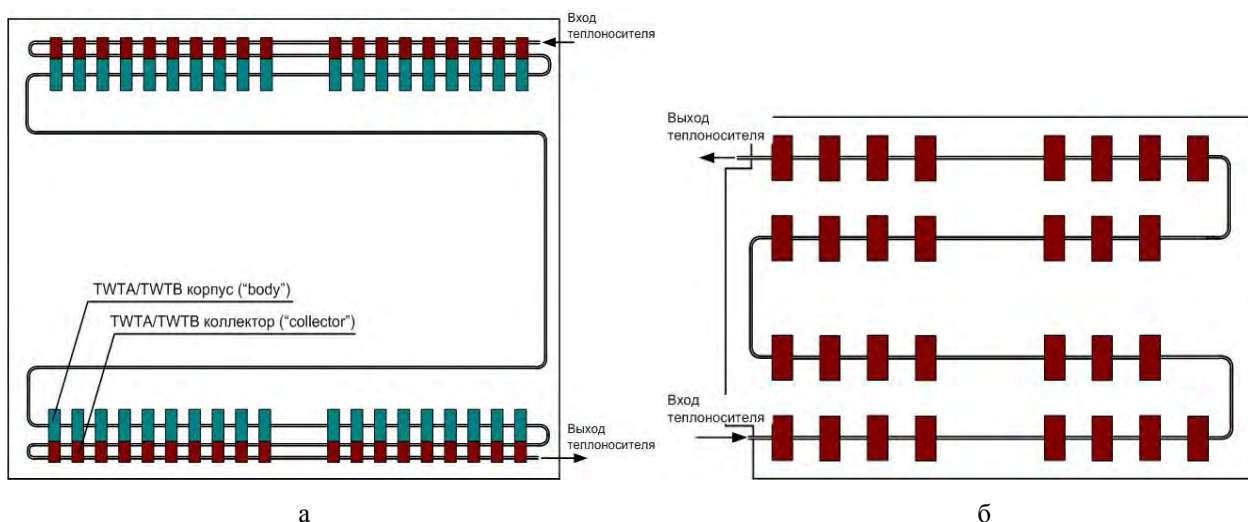


Рис. 3. Принципиальная схема радиатора-излучателя [2]

дителя, где смешивается с теплоносителем, поступающим по байпасной линии (II), и переохлаждается до температуры ниже температуры насыщения. Теплота, отводимая от теплоносителя в конденсаторах и переохладителях, по тепловым трубам передается излучающим панелям и отводится в окружающую среду.

Для регулирования давления в контуре используется гидроаккумулятор с тепловым регулированием (ТГА). Давление в ТГА регулируется путем поддержания баланса между теплотой, отводимой от двухфазного теплоносителя в ТГА к теплоносителю в байпасной линии IV и теплотой, подводимой электронагревателем ЭН4 (рис. 1). Если теплоты отводится больше, чем подводится – давление уменьшается, меньше – возрастает. Для защиты системы от низких температур используются нагреватели ЭН1...ЭН3.

Задачи анализа теплогидравлических процессов в ДФ СТР, структурно-параметрическая оптимизация, как на системном уровне, так и на уровне подсистем и элементов оборудования должны решаться с использованием результатов математического и физического моделирования.

Физическое моделирование проводится на экспериментальных стендах, которые, в общем случае, проектируются с учетом подобия прототипу. Однако, для сложных многоэлементных систем с многочисленными гидравлическими, тепловыми связями между элементами оборудования, связями управления применение классических принципов подобия затруднено, а чаще всего невозможно (зачастую трудно выдержать даже геометрическое подобие). Кроме того, необходимо минимизировать влияние гравитации.

В статье решается задача создания экспериментального стенда для изучения теплогидравлических процессов в ДФ СТР телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE. При проектировании стенда необходимо учитывать сложность выдерживания подобия стенда прототипу ввиду разных причин. Также необходимо провести анализ переходного процесса связанного с резким изменением тепловыделения электронных приборов и по результатам анализа выработать рекомендации по повышению эффективности системы терморегулирования.

2. Описание экспериментального стенда

При проектировании стенда используем подход, представленный в работе [3]. В соответствии с подходом на первом этапе определим задачи, для решения которых создается стенд. Стенд создается для решения следующих задач:

1) анализа работоспособности ДФ СТР при различных условиях окружающей среды, условий подвода теплоты;

2) формирования базы замыкающих соотношений математических моделей для анализа теплогидравлических процессов в ДФ СТР;

3) исследования переходных процессов в ДФ СТР, устойчивости системы.

В соответствии с перечисленными задачами выполним ранжирование элементов оборудования ДФ СТР, процессов и явлений в элементах оборудования системы.

В результате ранжирования определены значимости («веса») элементов оборудования [3]:

- испарители – 0,196;
- насос – 0,078;
- теплоотводящие элементы – 0,196;
- радиатор-излучатель – 0,085;
- система автоматического управления – 0,085;
- клапаны, запорно-регулирующая арматура – 0,047;
- трубопроводы – 0,047;
- гидроаккумулятор с тепловым регулированием (ТГА) – 0,18;
- тепловые трубы – 0,085.

Также, в результате ранжирования определено, что «веса» каждого процесса или явления, с учетом значимости элемента оборудования, в котором они реализуются, равны [3]:

- кипение – 0,11;
- кризис теплоотдачи – 0,12;
- конденсация – 0,14;
- потери давления на трение в двухфазном потоке – 0,11;
- кавитация – 0,097;
- капиллярные эффекты – 0,17;
- «запирание» потока – 0,135;
- переходные процессы – 0,12.

Таким образом, в результате ранжирования процессов и явлений применительно к цели эксперимента было определено, что наибольший приоритет имеют испарители, теплоотводящие элементы, гидроаккумулятор с тепловым регулированием. Таким образом, при проектировании экспериментального стенда будет выдерживаться подобие (в порядке увеличения значимости): испарителя, теплоотводящих элементов, гидроаккумулятора с тепловым регулированием.

Принципиальная схема экспериментального стенда представлена на рис. 4. Экспериментальный стенд состоит из модели ДФ СТР, системы, имитирующей теплоотвод, системы заправки и утилизации теплоносителя, системы управления и регулирования, системы измерения. Суммарный объем

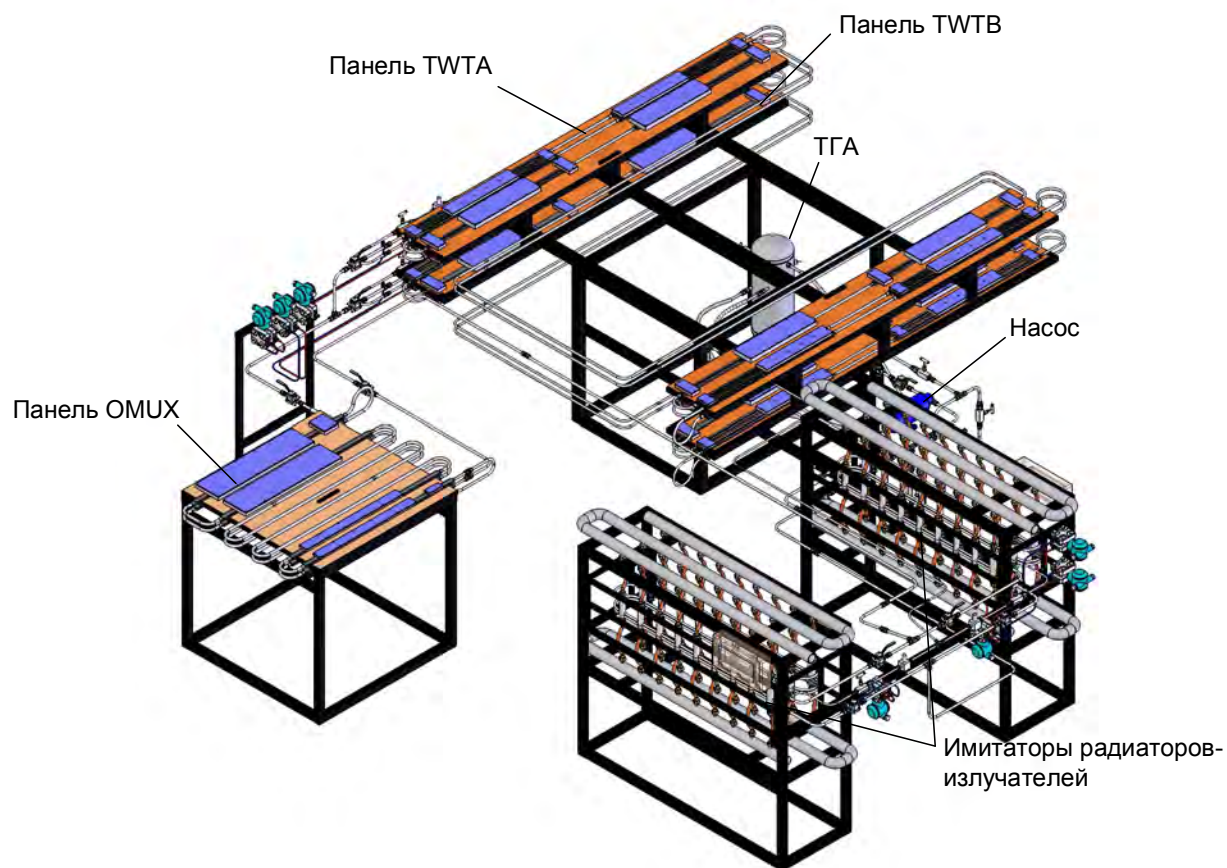


Рис. 4. Принципиальная схема экспериментального стенда

модели ДФ СТР с учетом объема ТГА (16,6 литров) равен ~ 27 литров. Масса заправляемого теплоносителя $\sim 10,5$ кг. Теплоноситель – аммиак. В стенде используется насос компании RealTechnology [2] (рис. 5). Для минимизации влияния гравитации практически все ключевые элементы размещены в горизонтальной плоскости. Элементы оборудования с высоким приоритетом полностью подобны аналогичным элементам прототипа. То есть, для них выдержано геометрическое подобие, выдержаны определяющие числа подобия. Кроме того, схема разводки трубопроводов в испарителе в стенде и прототипе также полностью подобны (см. рис. 2).

Как и испарители, радиаторы-излучатели в стенде также подобны аналогичным элементам прототипа. Каждый радиатор-излучатель стенда состоит из 27-ми теплоотводящих элементов, соединенных параллельно. Для теплоотводящих элементов стенда выдержано геометрическое подобие аналогичным элементам ДФ СТР. Различие между штатной системой и стендом заключается только в условиях реализации теплоотвода в ОС. Так, в экспериментальном стенде теплота отводится к антифризу, который прокачивается через внутренний канал каждого теплоотводящего элемента (в штатной системе здесь устанавливается тепловая труба), затем

антифриз переносит теплоту к месту теплосброса, где и осуществляется отвод теплоты в ОС (рис. 6). Гидроаккумулятор с тепловым регулированием представляет собой стальной цилиндр объемом 16,6 литров. Вес пустого ТГА $\sim 49,68$ кг. В нижней части ТГА расположен патрубок, к которому подсоединяется трубопровод, соединяющий ТГА с контуром. Для подвода теплоты используется ленточный электронагреватель, который расположен на наружной поверхности ТГА. Во внутренней части ТГА уста-

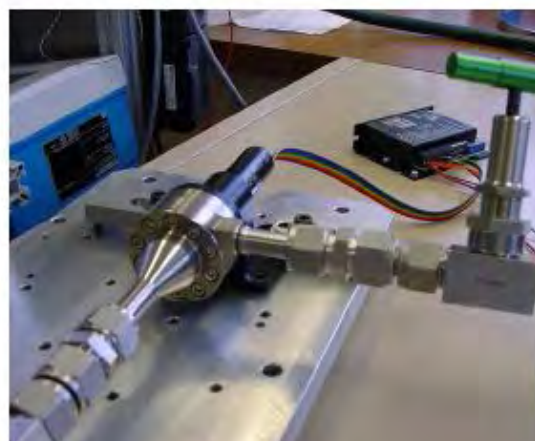


Рис. 5. Насос компании RealTechnology [2]

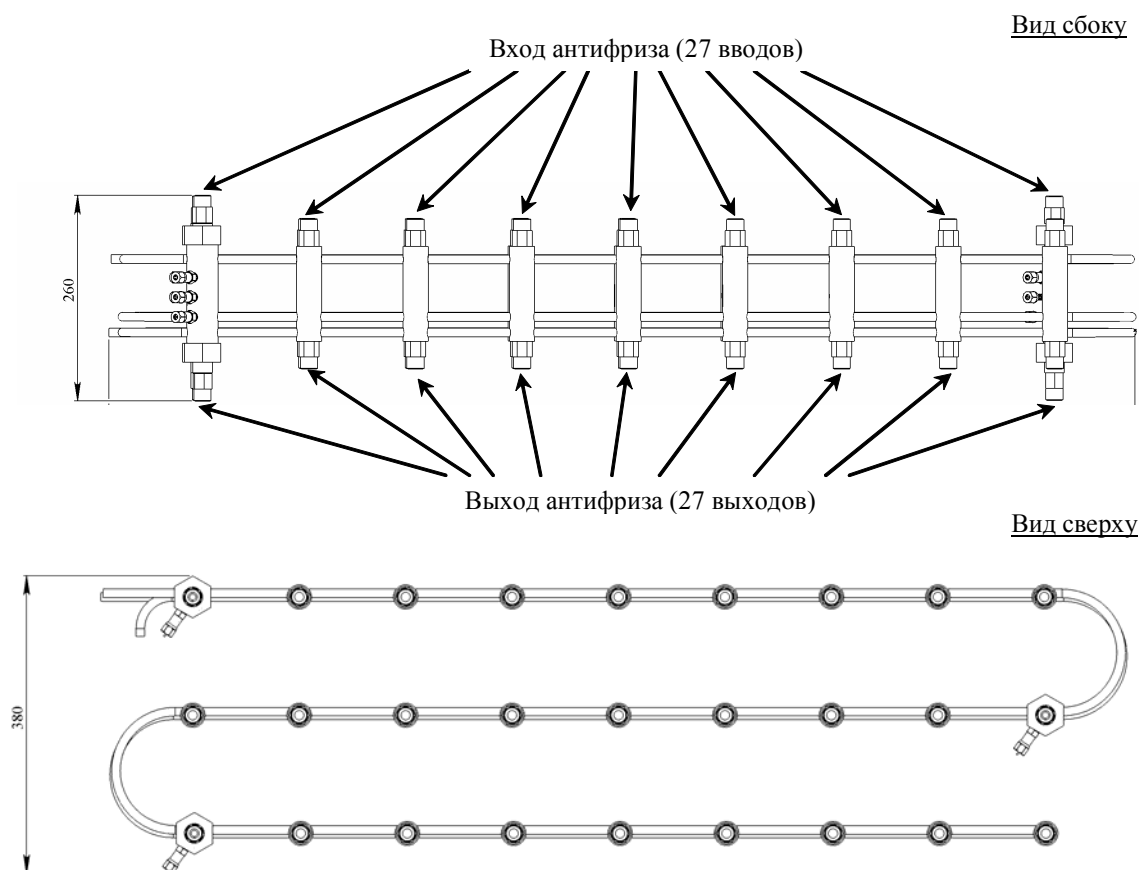


Рис. 6. Принципиальная схема радиатора-излучателя экспериментальной установки

новлен байпас, предназначенный для отвода теплоты от теплоносителя. Электронагреватель осуществляет подвод теплоты к жидкой фазе, байпас ТГА отводит теплоту от паровой фазы.

Наряду с системой теплосброса, в состав стенда входит система заправки и утилизации теплоносителя, система измерения и регулирования. Система измерения и регулирования позволяет фиксировать параметры в характерных точках стенда. Система осуществляет измерение, запись и хранение следующих параметров: температур, давлений, перепадов давления, объемных расходов, напряжений, токов. Система регулирования поддерживает температуры на входе в панели TWTA и TWTB на уровне $+10^{\circ}\text{C}$, на входе в панель OMUXA и OMUXB — на уровне $+40^{\circ}\text{C}$.

Погрешности измерения составили:

- давление - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 60 бар);
- перепад давления - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 0.6 бар);
- объемный расход - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения, который составил: 0,016 л/с для расходомера TWTA и 0,010 л/с для расходомера TWTB;
- температура теплоносителя - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 70°C);

- температура приборов - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения (верхний предел 70°C);
- напряжения, силы тока - $\pm 0,5\%$ верхнего предела измерения.

3. Результаты экспериментальных исследований

Целью экспериментов было исследование переходных процессов, связанных с изменением тепловой нагрузки. Одним из недостатков ДФ СТР является то, что при изменении тепловой нагрузки меняется паросодержание и, как следствие, происходит интенсивное перераспределение массы теплоносителя между контуром и ТГА. Такое перераспределение может вызвать существенное изменение давления в ТГА, и соответственно в контуре. В результате может измениться температура приборов, так как в двухфазной области температура теплоносителя зависит только от давления. Так, например, при уменьшении тепловой нагрузки паросодержание в контуре уменьшается, теплоноситель из ТГА перетекает в контур и давление в ТГА также уменьшается. При увеличении тепловой нагрузки паросодержание возрастает, теплоноситель из контура перетекает в ТГА. В последнем случае на пер-

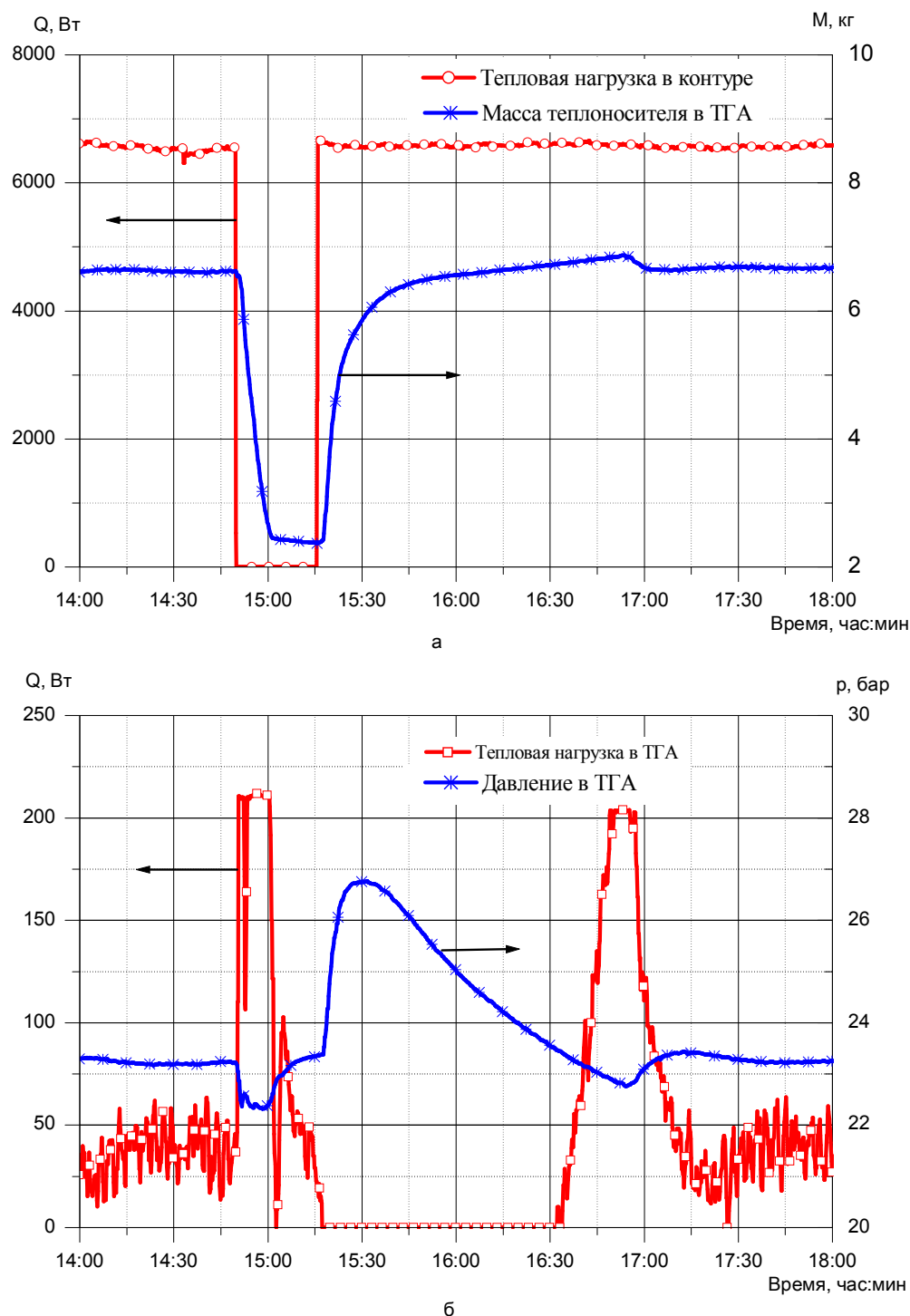


Рис. 7. Изменение параметров системы терморегулирования в переходном режиме:
а – тепловыделение приборов; б – давление и теплоподвод в ТГА

вом этапе входящий в ТГА снизу холодный теплоноситель действует как поршень, сжимая находящийся в верхней части ТГА пар. Затем, в результате, теплообмена, пар начинает конденсироваться и давление снижается.

Анализируется переходный режим, связанный со ступенчатым уменьшением тепловой нагрузки до нуля и с последующим увеличением

тепловой нагрузки до начальной величины. В начальном состоянии тепловыделение приборов равно примерно 6,6 кВт, что с учетом тепловых потерь составляет примерно 6 кВт, температура антифриза в системе охлаждения радиаторов-излучателей $\sim 52^\circ\text{C}$ (моделируются условия «горячей» орбиты), давление в ТГА $\sim 23,2$ бар, паросодержание на выходе из ПП $\sim 0,8$.

На рис. 7, а показано как изменяется тепловая нагрузка в контуре и масса теплоносителя в ТГА, на рис. 7, б – как изменяется давление и теплоподвод в ТГА. На рис. 8, а представлено как меняются массовые расходы, на рис. 8, б – температуры и кавитационный запас на входе в насос. Как следует из представленных графиков, после уменьшения теплоподвода до нуля, давление начинает снижаться из-за перетока теплоносителя из ТГА в контур. Для ком-

пенсации снижения давления включается нагреватель ТГА (рис. 7, б).

Давление достаточно быстро перестает снижаться и начинает возрастать, несмотря на продолжающееся уменьшение массы теплоносителя в ТГА, и примерно через 30 мин возвращаться к исходной величине. Масса теплоносителя в ТГА при этом равна примерно 2,5 кг и до увеличения тепловой нагрузки в контуре остается примерно постоянной.

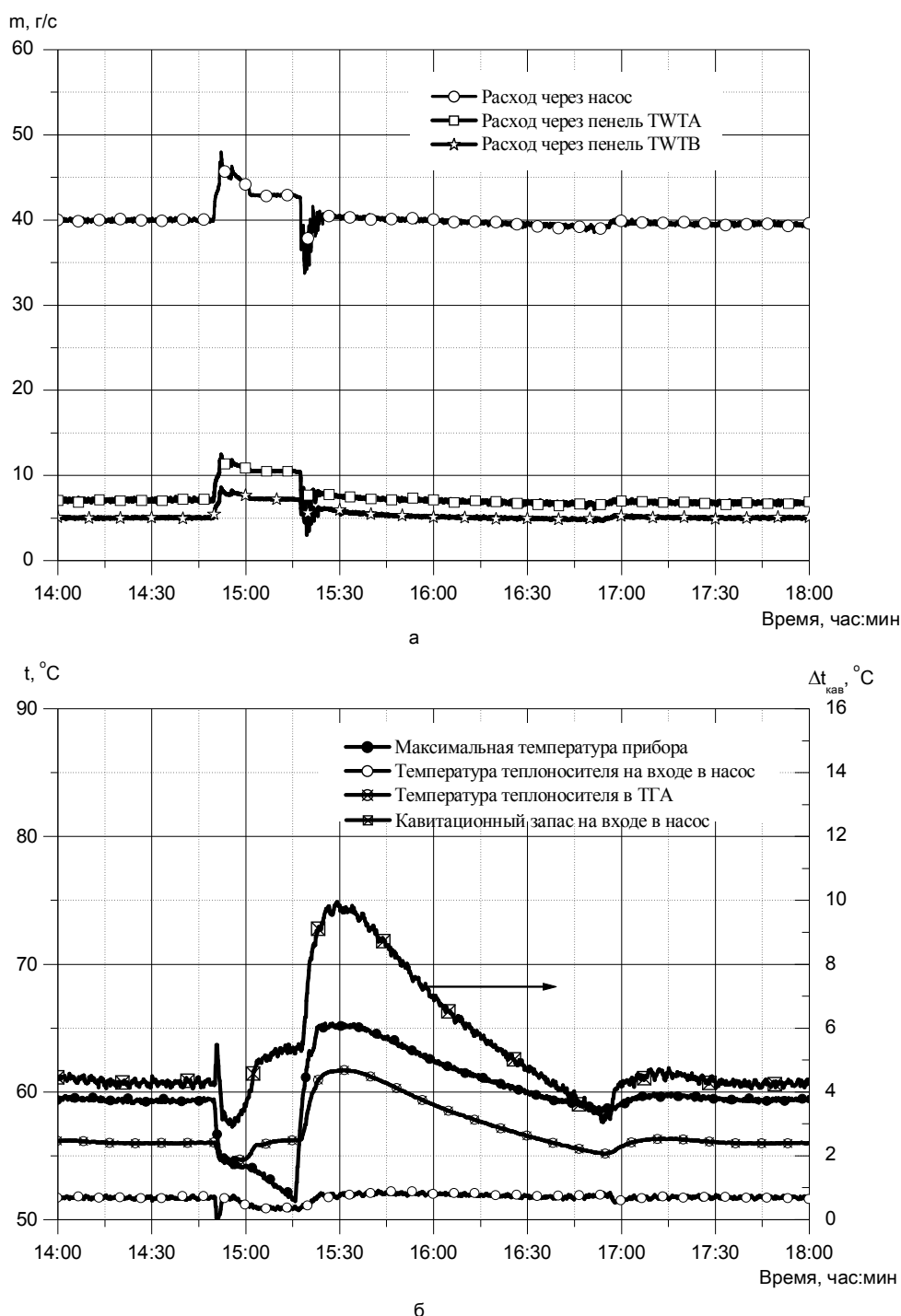


Рис. 8. Изменение параметров системы терморегулирования в переходном режиме:
а – массовый расход; б – температура и кавитационный запас на входе в насос

Так как давление в ТГА увеличилось до начальной величины, теплоподвод в ТГА начинает уменьшаться. После включения тепловой нагрузки холодный теплоноситель начинает перетекать из контура обратно в ТГА, что приводит к увеличению массы теплоносителя в ТГА (рис. 7, а). В первый момент времени жидкость, действуя как поршень, сжимает пар и давление возрастает. В результате роста давления, растет и температура двухфазного теплоносителя и, как следствие, температура приборов (см. рис. 8, б). Затем, в результате теплообмена пара с жидкостью в ТГА, давление начинает снижаться. При достижении нижней границы включается нагреватель ТГА и давление возвращается в исходное состояние. При уменьшении тепловой нагрузки сопротивление трения испарителей также уменьшается. В результате расход через испарители возрастает, что иллюстрирует график на рис. 8, а. После увеличения тепловой нагрузки до исходной величины, массовые расходы также возвращаются к своему исходному значению.

Как следует из графика на рис. 8, б, кавитационный запас был на уровне $\Delta t_{\text{кав}} \sim 4^\circ\text{C}$, хотя и наблюдалось кратковременное уменьшение до более низких значений. Однако это уменьшение кавитационного запаса не отразилось на работе насоса. Расход через насос и напор насоса оставались примерно постоянными, хотя и наблюдались колебания расхода теплоносителя через насос (см. рис. 8, а) в моменты снижения и увеличения тепловой нагрузки. Скорее всего, колебания были обусловлены изменением гидравлического сопротивления испарителей (переход от двухфазного режима к однофазному режиму и обратно), а также перетоком теплоносителя из контура в ТГА и обратно. Для исключения колебаний необходимо минимизировать влияние гидравлического сопротивления испарителей на характеристику всей системы. Для этого необходимо увеличить перепад давлений на местных сопротивлениях, установленных на входе в испарители, так чтобы на них срабатывалась большая часть ($\sim 75\ldots 80\%$) напора насоса. В этом случае процессы в испарителе, обусловленные изменением паросодержания будут слабо влиять на работу насоса.

Заброс давления в ТГА является нежелательным, так как может привести к перегреву приборов, что иллюстрирует график на рис. 8, б. Как следует из графика, из-за увеличения давления и связанного с этим увеличением температуры теплоносителя, температура прибора увеличилась на 5°C с 60 до 65°C . Эта температура хотя и ниже максимально допустимой 70°C , но, такое увеличение температуры прибора является нежелательным.

Предотвратить заброс давления можно следующими способами:

- интенсифицировать теплоотвод от паровой фазы ТГА к теплоносителю в байпасе IV путем увеличения расхода теплоносителя через байпас;

- уменьшить перетоки теплоносителя из контура в ТГА и обратно путем поддержания постоянным паросодержания на выходе из ПП, изменяя обороты насоса и, соответственно, расход через насос и испарители.

В следующих экспериментах будет проанализирован каждый из способов, оценены их достоинства и недостатки.

Заключение

В статье приводится описание экспериментального стенда, предназначенного для исследования теплогидравлических процессов в системах терморегулирования телекоммуникационных спутников. Стенд создан с использованием подхода к физическому моделированию, позволяющему решить основную проблему такого моделирования – сложность выдерживания подобия модели и прототипа. Приводится описание стенда, его подсистем, элементов оборудования. Стенд использовался для исследования переходного процесса, связанного с изменением тепловой нагрузки. Показано, что возможен заброс давления в ТГА, что может привести к перегреву приборов. Для предотвращения заброса давления предложено два варианта:

- 1) интенсифицировать теплоотвод от паровой фазы в ТГА к теплоносителю в байпасной магистрали, путем увеличения расхода теплоносителя через байпас;

- 2) регулировать расход через испарители приборных панелей с помощью насоса, поддерживая, тем самым, постоянным паросодержание на выходе из приборных панелей и, как следствие, уменьшая переток теплоносителя из контура в ТГА и обратно.

Литература

1. Никонов, А.А. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов [Текст] / А.А. Никонов, Г.А. Горбенко, В.Н. Блинков. – М.: Центр научно-технической информации «Поиск», 1991. – 302 с.
2. Development of a Two-Phase Mechanically Pumped Loop (2ФМПЛ) for the Thermal Control of Telecommunication Satellites [Электронный ресурс] / J. Hugon, A. Larue de Tournemine, G. Gorbenko, P.G. Gakal, V. Ruzaykin, T. Tjptahardja // International Two-Phase Thermal Control Technology Workshop 2008. ESTEC, 13 – 15 May, 2008. – Режим доступа: http://www.dlr.de/rd/Portalddata/28/Reources/dokument/e/rp6/newsletter/Partnersearch_SPA.2010.2.2.-01-EO-

FUS ANNEX.pdf – 12. 07. 2011 г.

3. Гакал, П.Г. Физическое моделирование теплогидравлических процессов в системах терморегу-

лирования космических аппаратов [Текст] / П.Г. Гакал // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 5 (72). – С. 29 – 34.

Поступила в редакцию 31.08.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники Г.А. Горбенко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ СТЕНД ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕПЛО ГІДРАВЛІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В СИСТЕМІ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНОГО СУПУТНИКА

П.Г. Гакал, В.І. Рузайкін, Р.Ю. Турна, Д.В. Чайка, В.М. Тимошенко, Н.І. Іваненко

В статті вирішується задача проектування експериментального стенду, що призначений для дослідження теплогідравлічних процесів в системі терморегулювання телекомунікаційного супутника. В системі терморегулювання використовується двофазний контур теплопереносу з вимушеною течією теплоносія. Приводиться опис експериментального стенду, його елементів обладнання, результати експериментальних досліджень. В експерименті досліджувалися теплогідравлічні процеси в системі терморегулювання, що пов'язані різкою зміною тепловиділення приборів. По результатам експериментів сформульовані висновки, направлені на підвищення ефективності системи.

Ключові слова: теплогідравлічний процес, експериментальний стенд, система терморегулювання космічних апаратів, двофазний контур теплопереносу.

EXPERIMENTAL FACILITY FOR THERMAL HYDRAULIC PROCESSES INVESTIGATION IN TELECOMMUNICATION SATELLITES THERMAL CONTROL SYSTEM

P.G. Gakal, V.I. Ruzaykin, R.U. Turna, D.V. Chayka, V.M. Tymoshchenko, N.I. Ivanenko

The task of experimental facility design is solved in the paper. The facility intends for investigation of thermohydraulic processes in a thermal control system of telecommunication satellite. The pumped two-phase loop is used in the thermal control system. The description of experimental facility, its equipment and the results of experimental investigation are presented. The transient stipulated by abrupt units heat load changing was investigated. The conclusions aimed to the system efficiency increasing are formulated on the base of experimental investigation.

Key words: thermal hydraulic process, experimental facility, thermal control system, telecommunication satellite, pumped two-phase loop.

Гакал Павел Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

Рузайкин Василий Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

Турна Рустем Юсуфович – младший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

Чайка Дмитрий Владимирович – младший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

Тимошенко Виталий Михайлович – младший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

Іваненко Ніна Іванівна – старший научный сотрудник кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

УДК 621.914.1

С.Ф. ЛЯКУН, В.Е. ЮРКЕВИЧ

Казенное предприятие «Научно-производственный комплекс «Искра», Украина

СОЗДАНИЕ УПРАВЛЯЮЩИХ ПРОГРАММ ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ВНУТРЕННЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ТРЕХГРАННЫХ УГЛОВ ДЕТАЛЕЙ НА СТАНКАХ С ЧПУ

Описан оригинальный способ разработки управляющей программы (УП) для обработки внутренней поверхности трехгранного угла (ТГУ) в единичных производствах: аэрокосмическом, опытно-инструментальном, специальных станков. Необходимые расчеты и методика их проверки описаны на примере Microsoft Excel. Для этого приведены как рисунки семь страниц Microsoft Excel, в том числе таблично заданная функция – плоский угол ТГУ как функция от линейного угла с толерантным механизмом интерполяции. Дан анализ тестирования. Поднят вопрос расчета и создания УП для обработки внутренней поверхности ТГУ как “циклов” станка с ЧПУ.

Ключевые слова: трехгранный угол, управляющая программа, итерации, дедукция, конечные разности, цикл станка с ЧПУ, интерполяция, экстраполяция, числовые ряды, толерантная система, аксиоматический метод, надежность оценки.

Постановка задачи

В описании изобретения [1] сказано, что известна обработка трехгранных углов (ТГУ) как глухих углублений в деталях фрезеровкой вдоль ребер ТГУ, то есть вдоль сторон плоских углов ТГУ, «...при этом в каждом трехгранном углу две стороны выполняются острыми, а третья имеет радиус, равный радиусу используемой фрезы. Окончательная обработка трехгранного угла производится слесарным путем (вырубка, шабровка, зачистка)». Авторы изобретения [1] предложили способ обработки трехгранного угла при помощи специально изготовленного «координатного столика», в который (следуя техническому смыслу изобретения) заложены некоторые параметры обрабатываемого конкретного трехгранного угла.

Поскольку в единичном производстве проектирование и изготовление «координатного столика» для каждой детали (возможно и для каждого трехгранного угла) экономически нецелесообразно, этот способ в единичном производстве не получил распространения. По-прежнему трехгранные углы обрабатывают вручную слесарным путем. Но проблема остается.

Например, в литературе описана обработка отверстий глухих и фасонных [2, 3], обработка пазов т-образных, «ласточкин хвост» и др. [2, 3], типичные циклы обработки для станков с ЧПУ [3], обработка деталей на станках с ЧПУ [4, 5]. Но описание обработки ТГУ отсутствует.

В волноводных устройствах космической связи значительная (примерно пятая) часть энергии посылаемого излучения превращается в тепло. Этим по-

терям способствуют большие радиусы галтелей (внутренних закруглений) двугранных углов (ДУ) волноводных устройств. (А в каждом ТГУ три ДУ).

Практически не получая галтелей, можно обрабатывать внутреннюю поверхность ТГУ граверным резцом-фрезой [6] на граверном станке при помощи копира в виде увеличенного в масштабе ТГУ. Но на граверном станке невозможно точно разместить ТГУ относительно детали и получить высокое качество ее обработки.

При современном уровне развития массового производства узким местом является вспомогательное единичное производство: изготовление прессформ, штампов, приспособлений, инструментов, опытных образцов изделий, специальных станков. При этом необходима обработка ТГУ. ТГУ, где это допустимо, получают сборкой из отдельно изготовленных частей, например, из трех отдельных граней или из цельного двугранного угла и отдельной грани.

Обрабатывать ТГУ как углубление в токопроводящем материале можно электроэрозионным методом при помощи электрода, в геометрию которого закладывают параметры ТГУ [7] (удаление материала на молекулярном уровне). При обработке ТГУ на электроэрозионных станках удаление припуска происходит значительно медленнее, чем удаление припуска резанием. На обработку каждого ТГУ расходуется больше одного электрода, а это дополнительные затраты на их изготовление, установку и настройку. Кроме того, при обработке не всегда можно правильно сориентировать деталь, так как проблематична установка наклонно-поворотного стола на реальный электроэрозионный станок.

Производство аэрокосмической техники – тоже единичное производство. Для единичного производства специально созданы и достигли высокого уровня совершенства станки с ЧПУ (для массового производства они имеют недостаточную производительность). На этих станках можно изготавливать и детали с трехгранными углами.

Несмотря на то, что для проектирования инструмента и разработки УП необходимы громоздкие расчеты (алгоритм на нескольких страницах формата А4), это под силу любому грамотному инженеру, но требует больших затрат времени. Поэтому вычисления необходимо механизировать.

Необходимые сложные и громоздкие вычисления можно очень просто проводить с помощью, например, Microsoft Excel (далее Excel) по единому алгоритму для всех трехгранных углов с любыми возможными параметрами. Причем, необходимые значения для управляющей программы (УП) можно получать в таком виде, при котором их легко трансформировать в УП при помощи текстового редактора без ручного ввода чисел. Необходимые вычисления и создание УП надо бы ввести как «цикл» станка с ЧПУ.

Результаты исследований

Предварительную и окончательную обработку трехгранных углов (ТГУ) детали проводят за одну установку на наклонно-поворотном столе (НПС), закрепленном на станке с ЧПУ.

Для предварительной обработки деталь устанавливают таким образом, чтобы одна грань ТГУ была перпендикулярна оси шпинделя, а одно ребро этой грани было параллельно координатной оси X, т.е. грань АОВ (рис. 1 и стр. 2 Excel на рис. 4) будет перпендикулярна оси шпинделя и оси Z и является основанием. А ребро АО этой грани будет параллельно оси X станка.

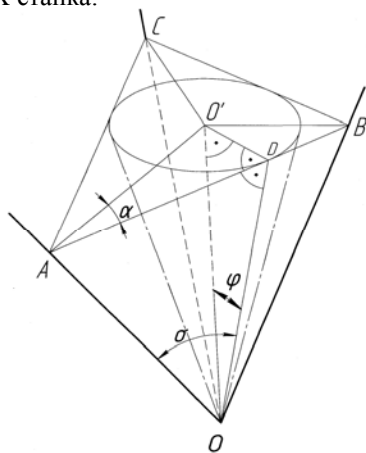


Рис. 1. Трехгранный угол сориентирован для окончательных фрезеровок как по строчке ABCA так и вдоль ребер к вершине O. Ось OO' установлена параллельно вертикальной оси шпинделя станка; плоские углы могут быть больше 90° или $\leq 90^\circ$

Как правило, в станках с ЧПУ ось Z параллельна оси шпинделя, ось X горизонтальная, а ось Y перпендикулярна осям X и Z. Деталь, закрепленную на НПС, установленном на станке с ЧПУ, можно с высокой точностью поворачивать в плоскости XY в одну или другую сторону на 360° и наклонять НПС от 0 до 90° и обратно между положительными направлениями осей X и Z (включительно).

Далее концевой фрезой с соответствующей конусностью, например, равной литейному уклону пресс-формы, фрезеруют внутренние поверхности ТГУ, перемещая фрезу вдоль сторон плоского угла (ПУ) в основании, установленном перпендикулярно оси шпинделя. Грань-основание фрезеруют торцом фрезы, а грани, примыкающие к основанию (боковые), фрезеруют боковой частью фрезы. После фрезеровки боковых граней получаются ПУ, равные или больше 90° .

После предварительной обработки в ТГУ на пересечении двух боковых граней остается невыбранный материал – внутреннее скругление (галтель) радиусом, равным радиусу фрезы.

Для окончательной обработки ТГУ деталь не снимают, а поворачивают при помощи НПС вокруг оси, параллельной оси шпинделя, пока между ребром (стороной ОА плоского угла) основания детали и отрицательным направлением оси X не образуется угол σ (SigA в Excel), представляющий собой расчетную часть плоского угла основания. При этом OD, линия касания вписанного конуса к грани-основанию (рис. 1, 2), станет параллельной оси X станка. Затем НПС с деталью наклоняют, устанавливая плоскость основания АОВ к оси шпинделя под углом, равным углу в плане ϕ (Fi в Excel) при вершине резца-фрезы.

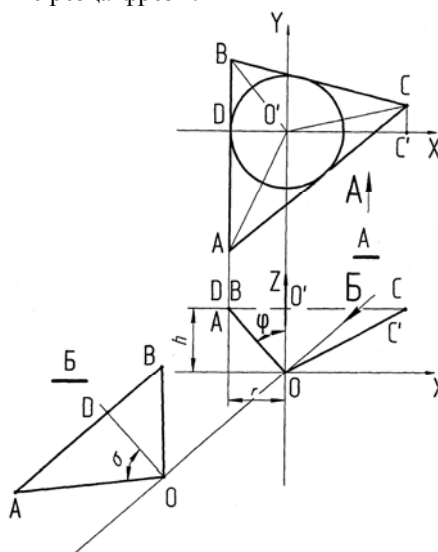


Рис. 2. Строчка ABCA задана на расстоянии h от вершины O трехгранного угла. Деталь повернута и наклонена с учетом углов σ (SigA) и ϕ (Fi) и доступна для фрезеровки по строчкам и по ребрам OA, OB, OC

Таким образом, ось OO^I ТГУ устанавливают параллельно оси шпинделя, а все три грани ТГУ устанавливают под углом φ (Fi) к оси шпинделя.

Понятие «ось ТГУ» в справочниках по математике не приводится [8, 9]. Поэтому уточним. Ось ТГУ OO^I – это прямая линия (рис. 1), проходящая через вершину ТГУ, и каждая ее точка удалена от граней ТГУ на равные для этой точки расстояния.

Именно поворотом и наклоном детали с учетом углов, соответственно SigA и φ (Fi), достигается параллельность осей шпинделя и ТГУ, и внутренняя поверхность ТГУ становится доступной для обработки резцом-фрезой.

Резец-фрезу изготавливают по аналогии граверному резцу-фрезу [6]. Главный угол в плане φ (Fi) при вершине резца-фрезы рассчитывают совместно со всеми другими необходимыми вычислениями при помощи Excel как функцию одновременно от всех трех плоских углов (ПУ) ТГУ.

Станок с ЧПУ при помощи УП устанавливает резец-фрезу в шпиндель станка и сверлит деталь вдоль оси ТГУ до его вершины (до касания трех его граней), далее фрезерует грани каждого двугранного угла ТГУ вдоль ребер до вершины ТГУ, причем станок с ЧПУ перемещает резец-фрезу по прямой одновременно по трем координатам (в функциональной линейной зависимости).

Если один, два или все три линейные углы двугранных углов ТГУ меньше 90° , то предварительную фрезеровку концевой фрезой, описанной выше, практически осуществить невозможно, т.к. во фрезе малого диаметра обратный конус практических величин сделать невозможно. А применение фрезы большего диаметра приведет к увеличению выбранных материала на стыке боковых граней, что в дальнейшем, при чистовой фрезеровке резцом-фрезой вдоль ребра к вершине ТГУ, недопустимо.

В этом случае такая предварительная фрезеровка не производится. А предварительно резцом-фрезой производится сверловка вдоль оси к вершине ТГУ и затем резцом-фрезой – фрезерование вдоль ребер к вершине ТГУ. Затем предварительно и окончательно фрезеруем резцом-фрезой по строчкам. Задавая ряд величин h (рис. 2), получаем набор строчек для обработки граней. Строчки – это траектория движения вершины резца-фрезы по поверхности граней при обработке внутренней поверхности ТГУ.

Строчки получаем пересечением граней ТГУ набором плоскостей, перпендикулярных оси ТГУ.

Чтобы при фрезеровке по строчкам уменьшить нагрузку на вершину резца-фрезы, начинаем фрезеровать от вершины ТГУ и, с каждой следующей строчкой, удаляемся от неё (вершины ТГУ). И, если правильно задать расстояние между строчками, вершина резца-фрезы при фрезеровке по строчкам

будет перемещаться по уже обработанной поверхности в предшествующей строчке.

Ниже приведены стр. Excel 1 – 7 (рис. 3 – 9) с результатом расчетов и описанием порядка ввода исходных данных для создания УП для обработки ТГУ. На стр. 6 Excel (рис. 8) порядок ввода значений для получения УП описан кратко (для подсказки).

На рис. 1, 2 применены обозначения ТГУ, которые приняты и в инструкции для стр. 2 Excel (рис. 4) и на других страницах (рис. 3, 5 – 9).

На стр. 3 Excel (рис. 5) даны линейные углы (ЛУ) двугранных углов ТГУ, вычисленные по введенным плоским углам (ПУ).

Для вычисления ЛУ используются многие величины, полученные вычислением по трем ПУ ТГУ. Поэтому анализ функциональной зависимости ЛУ и ПУ имеет большое значение, например, для проверки алгоритма и тестирования.

В созданной расчетом на Excel таблице $ЛУ = f(ПУ)$ можем рассуждением (дедукцией) как очевидное, то есть как аксиомы, определить координаты трех точек: 1) в начале таблицы при $ПУ = 0^\circ$, 2) в середине таблицы при $ПУ = 90^\circ$, 3) в конце таблицы при $ПУ = 120^\circ$ (точки дедукции). Рассмотрим эти случаи.

1) В ТГУ при всех трех плоских углах, одновременно бесконечно приближающихся к нулю, ребра приближаются к слиянию в одну линию, а линейные углы стремятся к 60° .

1, а) ЛУ могут быть не равны 60° . На макете ТГУ, полученном из листа бумаги изгибом, в котором можно изменять плоский угол одной грани, хорошо видно, что при варианте, когда уменьшается один из трех плоских углов ($ПУ_1$), $ЛУ_1$ с вершиной на ребре, которое расположено напротив $ПУ_1$, тоже уменьшается. И этот $ЛУ_1$ с вершиной, лежащей не на стороне $ПУ_1$ (расположенный напротив), может быть меньше 60° ($0^\circ \dots 180^\circ$). А из двух других ЛУ, у которых вершина лежит на одной из сторон $ПУ_1$, когда $ЛУ_1 \ll 90^\circ$, один ЛУ, который расположен напротив большего ПУ, не может быть меньше 60° . А второй, в зависимости от разности двух других ПУ ($ПУ_3 - ПУ_2$), стремится или к 90° (разность = 0), или к 0° (разность $\neq 0$). И в последнем случае ЛУ может быть меньше 60° . (О некорректности исходных данных и о тестах – ниже.)

$ЛУ_1$, который расположен напротив $ПУ_1$, стремится к нулю в том случае, когда $ПУ_1$ стремится к разности $[ПУ_3 - ПУ_2]$. В книге [9] в тексте теоремы 2 о разности – опечатка. Нужно читать теорему 2 так: каждый ПУ ТГУ больше (а не меньше) разности двух других его ПУ. Читатель сам может убедиться в этом на примере ТГУ в его комнате, где плоские углы ($ПУ_1$, $ПУ_2$, $ПУ_3$) имеют положительные значения и равны 90° .

СТРАНИЦА 1 Excel																
A		B		C		D		E		F		G		H		
1	0-69	ВВОД:ИМ:			AOB(град)=		17,6014		BOS=		15,0201		COA=		L=	
2	62:	0,000			F=		4,4643679		(градусы)				96318254			
3	My	?:			(град)SigA=		8,56675		SigB=		9,03465		SigC=		5,98545	
4	Mx	?:			1				B							
5	n	hn (Zn)			X		Y		X		Y		X		Y	
6	1	NOZ	1,000	N1	-0,078	-0,170	N2	-0,078	0,203	N3	0,112	-0,007				
7	2	NOZ	2,000	N1	-0,156	-0,341	N2	-0,156	0,341	N3	0,223	-0,014				
8	3	NOZ	3,000	N1	-0,234	-0,511	N2	-0,234	0,511	N3	0,335	-0,021				
9	4	NOZ	4,000	N1	-0,312	-0,681	N2	-0,312	0,681	N3	0,446	-0,028				
10	5	NOZ	5,000	N1	-0,390	-0,852	N2	-0,390	0,852	N3	0,558	-0,035				
11	6	NOZ	6,000	N1	-0,468	-1,022	N2	-0,468	1,022	N3	0,669	-0,042				
12	7	NOZ	7,000	N1	-0,547	-1,192	N2	-0,547	1,192	N3	0,781	-0,049				
13	8	NOZ	8,000	N1	-0,625	-1,363	N2	-0,625	1,363	N3	0,892	-0,056				
14	9	NOZ	9,000	N1	-0,703	-1,533	N2	-0,703	1,533	N3	1,004	-0,063				
15	10	NOZ	10,000	N1	-0,781	-1,703	N2	-0,781	1,703	N3	1,115	-0,070				
16	11	NOZ	11,000	N1	-0,859	-1,874	N2	-0,859	1,874	N3	1,227	-0,077				
17	12	NOZ	12,000	N1	-0,937	-2,044	N2	-0,937	2,044	N3	1,338	-0,084				
18	13	NOZ	13,000	N1	-1,015	-2,214	N2	-1,015	2,214	N3	1,450	-0,090				
19	14	NOZ	14,000	N1	-1,093	-2,385	N2	-1,093	2,385	N3	1,561	-0,097				
20	15	NOZ	15,000	N1	-1,171	-2,555	N2	-1,171	2,555	N3	1,673	-0,104				
21	16	NOZ	16,000	N1	-1,249	-2,726	N2	-1,249	2,726	N3	1,784	-0,111				
22	17	NOZ	17,000	N1	-1,327	-2,896	N2	-1,327	2,896	N3	1,896	-0,118				
23	18	NOZ	18,000	N1	-1,405	-3,066	N2	-1,405	3,066	N3	2,007	-0,125				
24	19	NOZ	19,000	N1	-1,483	-3,237	N2	-1,483	3,237	N3	2,119	-0,132				
25	20	NOZ	20,000	N1	-1,562	-3,407	N2	-1,562	3,407	N3	2,231	-0,139				
26	21	NOZ	21,000	N1	-1,640	-3,577	N2	-1,640	3,577	N3	2,342	-0,146				
27	22	NOZ	22,000	N1	-1,718	-3,748	N2	-1,718	3,748	N3	2,454	-0,153				
28	23	NOZ	23,000	N1	-1,796	-3,918	N2	-1,796	3,918	N3	2,565	-0,160				
29	24	NOZ	24,000	N1	-1,874	-4,088	N2	-1,874	4,088	N3	2,677	-0,167				
30	25	NOZ	25,000	N1	-1,952	-4,259	N2	-1,952	4,259	N3	2,788	-0,174				
31	26	NOZ	26,000	N1	-2,030	-4,429	N2	-2,030	4,429	N3	2,900	-0,181				
32	27	NOZ	27,000	N1	-2,108	-4,599	N2	-2,108	4,599	N3	3,011	-0,188				
33	28	NOZ	28,000	N1	-2,186	-4,770	N2	-2,186	4,770	N3	3,123	-0,195				
34	29	NOZ	29,000	N1	-2,264	-4,940	N2	-2,264	4,940	N3	3,234	-0,202				
35	30	NOZ	30,000	N1	-2,342	-5,110	N2	-2,342	5,110	N3	3,346	-0,209				
36	31	NOZ	31,000	N1	-2,420	-5,281	N2	-2,420	5,281	N3	3,457	-0,216				
37	32	NOZ	32,000	N1	-2,498	-5,451	N2	-2,498	5,451	N3	3,569	-0,223				
38	33	NOZ	33,000	N1	-2,577	-5,621	N2	-2,577	5,621	N3	3,680	-0,230				
39	34	NOZ	34,000	N1	-2,655	-5,792	N2	-2,655	5,792	N3	3,792	-0,237				
40	35	NOZ	35,000	N1	-2,733	-5,962	N2	-2,733	5,962	N3	3,903	-0,244				
41	36	NOZ	36,000	N1	-2,811	-6,132	N2	-2,811	6,132	N3	4,015	-0,251				
42	37	NOZ	37,000	N1	-2,889	-6,303	N2	-2,889	6,303	N3	4,127	-0,258				
43	38	NOZ	38,000	N1	-2,967	-6,473	N2	-2,967	6,473	N3	4,238	-0,264				
44	39	NOZ	39,000	N1	-3,045	-6,643	N2	-3,045	6,643	N3	4,350	-0,271				
45	40	NOZ	40,000	N1	-3,123	-6,814	N2	-3,123	6,814	N3	4,461	-0,278				
46	41	NOZ	41,000	N1	-3,201	-6,984	N2	-3,201	6,984	N3	4,573	-0,285				
47	42	NOZ	42,000	N1	-3,279	-7,154	N2	-3,279	7,154	N3	4,684	-0,292				
48	43	NOZ	43,000	N1	-3,357	-7,325	N2	-3,357	7,325	N3	4,796	-0,299				
49	44	NOZ	44,000	N1	-3,435	-7,495	N2	-3,435	7,495	N3	4,907	-0,306				
50	45	NOZ	46,000													
51	46	N4Z	78,475	X	-6,127	-13,368										
52	47	N5Z	74,575				X	-5,822	12,703		X					
53	48	N6Z	83,407													
54	49	N7Z	(O+D2)H0 ОБЩАЯ точка трех ребер. Водитъ d2 и фрезеровать вдоль ребра многогранно.													
55	50	ВОДЪ ПЕРВА		: AO	La=		79,60156	BO	Lb=		74,71364	CO	Lc=		84,11931	

Рис. 3. Страница 1 Excel

СТРАНИЦА 3 Эксел

N	O	P	Q	R	S	T	U
1	итерации ↓	начало ↓ Δ/2	Δ/3	Δ/4			
2	ввести в F1:	-0,000527069	-0,00035	-0,000264	-0,00021	градусы, мм	радианы
3	ввести в I1:	-0,000534865	-0,00036	-0,000267	-0,00021	k=	7,63137087
4	ввести в L1:	-0,000320031	-0,00021	-0,00016	-0,00013	АОБ=	134,322811
5	г н	γ ↓				ВО=	114,623954
6	0,078075987	углы JOO' ↓	sin(αa, ob, oc) ↓			COA=	111,053235
7	0,156151974	углы AOB' ↓	0,185237	0,4166609		ALPHA a:	24,6239536 0,42976907
8	0,154287862	углы BOO' ↓	0,214011	0,3592352		ALPHA ab:	21,0532362 0,36744827
9	0,313423949	углы COO' ↓	0,11283	0,6987002		ALPHA ac:	44,3228112 0,77377899
10	0,290379936					6a	8,56675 0,14951799
11	0,468455923	Ориентируемся на разности Δ ↓				6b	9,03465 0,15768439
12	0,54653191	(F1) ПУа=				6c	9,58545 0,16445681
13	0,624607898	(I1) ПУб=				a	0,26385192
14	0,702683885	(L1) ПУс=				b	0,25548973
15	0,780759872					c	0,30964666
16	0,858835859					P	0,41449416
17	0,936911846					r	0,0778391
18	1,014987834	уге ↓				f:	4,46436786 0,07791792
19	1,093063821	0,078075987 Наклон: -(π/2-φ) рад.=	-1,49288			Γa	137,89353 2,40669611
20	1,171139808					Γв	-130,752093 -2,2820545
21	1,249215795						
22	1,3222791782	тесты на итерации	ЛУ → ПУ	ЛУ → ПУ	ЛУ → ПУ	ЛУ → ПУ	
23	1,40536777	а град:	63	46,18275	61	67,0627	63
24	1,48943757	б град:	43	41,36038	109	66,5580	<60 43 не сходится
25	1,561519744	с град:	89	37,376	62	85,8536	<60 ? 50
26	1,639959731	а град:	94	97,914	96	79,712	80 67,5642
27	1,717671718	б град:	114	92,69045	104	95,1463	75 71,415
28	1,795747706	с град:	99	110,0664	76	99,8386	70 69,5316
29	1,87323693	а град:	<60 50	17,6014	90	90	60 ---0,00001
30	1,95189968	б град:	<60 43	15,0201	90	90	60 ---0,00001
31	2,029975667	с град:	89	14,5522	90	90	60 ---0,00001
32	2,108051654	а град:	180	---120			60,00252 ---1
33	2,186127642	б град:	180	---120			60,00252 ---1
34	2,264203629	с град:	180	---120			60,00252 ---1
35	2,342279616						
36	2,420355603						
37	2,498431757						
38	2,576507577						
39	2,654583565						
40	2,732659552						
41	2,810735539						
42	2,888811526						
43	2,966888753						
44	3,044463601						
45	3,123039488	плано симметрич	изменением разности	Δ ↓			
46	3,201115475	ЛУа град:	50 (I1) ПУб=	-0,00107			
47	3,279191462	ЛУб град:	43 (L1) ПУс=	-0,00064			
48	3,357627649	ЛУс град:	89 (F1) ПУа=	-0,00105			
49	3,435343437						
50		Вычисленные по введенным ПУ — линейные углы (ПУаb) двугруных углов ПУг =					
51	2,882499669	ЛУа град:	50,00107	0,466319	радиан:	0,872683296	
52	2,822495645	ЛУб град:	43,00064	0,3939169	радиан:	0,75050275	
53	2,612075565	ЛУс град:	89,00105	0,8271153	радиан:	1,553361432	
54		P.S. При правильно введенных плоских углах ПУг					

Рис. 5. Страница 3 Excel

СТРАНИЦА 2 Excel

ИНСТРУКЦИЯ по расчету Microsoft Excel (далее Excel) координат для разработки УП на обработку трехграных углов (ПУ) на станках с ЧПУ с применением наклонно-поворотного стола (НПС). ТПУ обозначают АВСБ, где О — вершина ТПУ, а А,В,С — точки на ребрах. ТПУ обозначают лучи ОА, ОВ, ОС, выходящие из общей точки О. Полярно лучи обозначают плоские углы (ПУ) ТТУ: угол АОВ (ПУА); угол ВОС (ПУВ); угол СОА (ПУС).

Правильно ВВОДИМ ПУ (в град.) как исходные на первой странице Excel в строке 1.

А. Основные свойства ПУ ТТУ. Сумма трех плоских углов ТТУ всегда меньше 360 градусов.

Б. Каждый плоский угол ТТУ больше разности и меньше суммы двух других его плоских углов.

Плоскости, ограниченные сочетанием лучей по два из трех, дают три грани ТТУ. Грань ТТУ детали, установленную (грань) перпендикулярно оси шпинделя, принимаем за основание. В нашем случае основание — это плоскость угла АОВ. Обычно основания получают после предварительной обработки детали, имеющей ТТУ, или условия установки и закрепления детали диктуют какая грань будет основанием.

Выбор на каком ребре основания из двух лежит точка А, а на каком точка В — осуществляем при вводе плоских углов. То есть выбираем направление обхода по точкам А,В,С по часовой стрелке или против. Например, пусть три плоских угла ТТУ заданы 91,92,93 град. Если выберем ПУ основания АОВ тут, что равен 92 град, то угол ВОС можно взять или 91 град, или 93 град.

Из вершины ПУ в плоскости каждой грани выходит луч ОД, делющий плоский угол ТТУ на два угла. В основании АОВ это углы АОД : БОД и он же с другим обозначением соответствует углу SigA : SigB, вычисленные Excel, страницей 1, строка 3. В совокупности с другими данными чертёжника SigA и SigB определяют величину поворота ТТУ. Чтобы при повороте детали (перед наклоном) установить направление луча ОД в основании ТТУ против направления координатной оси X мы установили луч параллельно оси X. Затем дали наклонот, устанавливая плоскость основания под углом Фи к оси шпинделя. Фи — это главный угол в плане резца-фрезы, примененного к обработке ТТУ.

Углы Sig, которые справа и слева от ребра, равны. То есть угол SigA имеется на двух гранях; справа и слева от ребра АО. Угол SigB справа и слева от ребра БО. Угол SigC на гранях справа и слева от ребра ОС.

Начиная со строки 51, вычисляю по одной точке на каждом ребре по А,В,С. Для чего вводим расстояние вдоль ребра от вершины ТТУ к точке на ребре. В строку 55 ВВОДИМ ДЛИНУ КАЖДОГО РЕБРА А, В, С. А в ячейки C51 C52 C53 записываются вычисленные значения Z, которым соответствуют вычисленные значения X и Y, записанные в колонки А, В, С, соответственно углам А,В,С и записанные в строку, в которой записан и соответствующий Z. То есть для создания УП получим координаты (X,Y,Z) точек на каждом ребре и координаты X0 Y0 Z0(=0) вершины ТТУ. Фрезерую от точки на ребре к вершине ТТУ вдоль каждого ребра. Чтобы получить моноповерхностную обработку последовательно для каждого прохода ВВОДИМ dZ в ячейку C2. Это число прибавляется ко всем значениям Z как постоянная к каждому проходу по трем ребрам.

До строки 50 стр. 1 в Excel записаны координаты точек на ребрах. Они получены пересечением ребер набором плоскостей, перпендикулярных осям ТТУ. Каждая плоскость находится на расстоянии от вершины ТТУ, указанном в колонке С. Числа колонки С ВВОДИМ. Это значения координат по оси Z. Из полученных таким образом координат X,Y,Z можно создать УП фрезеровки граней по строчкам. От первого ребра по грани фрезеровать ко второму ребру, от второго к третьему, от третьего к первому. В общем ВВОДИМ СЕКУЮЩУЮ ПЛОСКОСТЬ Z_n и получаем координаты X_n Y_n Z_n на ребрах А,В,С.

Из этих координат создаем подпрограмму для обработки по строчкам внутренней поверхности ТТУ.

Начало системы координат подпрограммы — вершина ТТУ. ТПУ расположено вершиной вниз, и его ось параллельно вершине ТТУ.

Можно ввести ЗЕРКАЛЬНЫЕ СТРОЧКИ по оси X—Mx, по оси Y—My; соответственно точки на ребрах А,В,С. Вводить цифру ТОЛЬКО "1" или с минусом или без.

Для трех ребер Li можно подобрать по одной из строчек Pi. Для этого подбираем Li и сравниваем (X_n Li, Y_n Li, Z_n Li) для Li в B или с (на строчку) Excel).

Деталь с ТТУ наклонно устанавливают на наклонно-поворотный стол (НПС), который закреплен на станке с ЧПУ.

Рис. 4. Страница 2 Excel

СТРАНИЦА 4 Xelol

На странице 3 записываются вычисляемые линейные углы $\angle P1, P52, P53, P54$. LU применяют когда в чертеже ТГУ не заданы плоские углы $\angle P1$. Например, если ТГУ задан LU-лами с литейными уклонами. В этом случае PU уклоняют через LU методом последовательного приближения (метод итераций). Для этого вводим заданные LU в желтые ячейки P46, P47, P48 на странице 3. Тут же в столбцы показаны вычисленные три разности (со знаком). Слева от каждой разности в столбцы показаны P1, P13, для которых вводим соответствующие части разностей в соответствующие ячейки F1, I1, L1.

Ребро, на котором находится вершина заданного LU, расположено напротив грани с подбиранием итерациями P1, и между ними прямая зависимость:

Ребро АО (LUа) напротив грани ВОС подбираем (PUб)	$\pi(\text{разности})\alpha$
Ребро ВО (LUб) напротив грани СОА подбираем (PUс)	$\pi(\text{разности})\beta$
Ребро СО (LUс) напротив грани АОВ подбираем (PUа)	$\pi(\text{разности})\gamma$

При итерациях ориентируемся на разности (Δ) . Они должны уменьшаться по модулю равномерно. Первый раз для итераций вводим три PU-ла, которые вычисляем (иточно) из таблицы PU=|LU| по заданию PU близки к 80°: то лучше брать три одинаковых PU. Можно брать 90°

1. Вводить в ТГУ нужно не всю разность Δ , а часть ее: $\Delta/2$; $\Delta/3$; $\Delta/4$; $\Delta/5$.

"Часть" вычисляет Xelol и записывает в столбцы таблицы для пользователя в ячейки O(2,3,4); P(2,3,4); Q(2,3,4); R(2,3,4). Итерации начинаем с ввода большей по модулю "части" с первого столбца O(2,3,4). И при хорошей сходимости, не меняя столбца, можем перейти к результату. Но если в начале итераций (или ближе к середине) процесс расходится, то пользуемся следующим столбцом правее, и так далее при необходимости. Копировать НЕДОПУСТИМО. Меняем одну, две, реже три цифры. Следим, чтобы при итерациях модуль разностей между собой не сильно отличался. Иначе результат может не сойтись. Признак сходимости — разности при итерациях стремятся к нулю.

Не сходится — одна из разностей поменяла знак, и ее модуль больше или равен модулю любой другой разности. Нужно отменить ввод (Ctrl-Z) и перейти к вводу меньших частей Δ , то есть перейти к вводу из столбца правее (если столбцов не хватает, то "часть" определит пользователь).

2. При вводе части разности **алгебраически складываем** с числом PU в соответствующей ячейке из трех: F1, I1, L1. Для этого выделяем ту часть числа, которая еще не установилась и меняется при итерациях. Заменяем ее, вводя "часть".

3. Из трех разностей для ввода в соответствующий PU выбираем по модулю большую разность. Вычисляем. Снова вводим по модулю большую и вводим для вычисления. И т.д. много раз, пока разности Δ между LU вычисленными и LU заданными станут практически равными нулю.

При хорошей сходимости получаем три PU уже через несколько минут.

Но вычисление не сходится на концах области определения, где ТГУ не существует. И, вообще, не сходится в случае, когда в процессе итераций нарушаются свойства PU ТГУ.

Сходимость к решению падает при удалении значений заданных линейных углов от 90 градусов в одну или другую сторону (см. таблицу PU=|LU|).

При итерациях в процессе приближения к решению сходимость к решению уменьшается. Сходимость абсолютная.

Рис. 6. Страница 4 Excel

Вопрос: ПУ_1 больше или меньше разности $(\text{ПУ}_3 - \text{ПУ}_2)$? Ответ: $90^\circ_1 > (90^\circ_3 - 90^\circ_2)$, $90^\circ_1 > 0$. Т.е. каждый ПУ в ТГУ больше разности двух других ПУ (а теоретически – больше или равен)! В этом можно убедиться и визуальнo на макете ТГУ, описанном в начале п. 1, а.

СТРАНИЦА 5 Excel										
V	W	X	Y	Z	AA	AB	AC	AD	AE	AF
1	НАЙТИ КООРДИНАТЫ ВЕРШИН ТГУ ПОСЛЕ УСТАНОВКИ ОСИ ТГУ ПАРАЛЛЕЛЬНО ОСИ ШПИДЕЛЯ, ТО ЕСТЬ ПОСЛЕ ПОВОРОТА И НАКЛОНА ТГУ НА УГЛЫ СООТВЕТСТВЕН-									
3	но SigA и - (90°-F1) (см. страницу 1 Excel). F1=F1-φ, ячейка F2 — это величина главного									
4	угла в плане при вершине реза фрезы, и он же является дополнительным углом к углу наклона ТГУ.									
5	Для ПОВОРОТА основания ТГУ (страница 5) перед наклоном НПС вводим угол Ea. Ea — это угол									
6	со знаком от оси X к ребру АО на основании ТГУ. А ребро АО — это сторона угла sigA. ВВОДИМ Ea в									
7	Excel (страница 5) в ячейки AC40...AC51. Поворот в град. для каждого ТГУ (см. стр. 3 Excel) - бордовая									
8	колонка S40...51. Угол Ea<0 (отрицательный), если ось X для совмещения с ребром OA надо поворачи-									
9	вать по часовой стрелке, и положительный когда против часовой стрелки.									
10	Учитывая, что мы сами выбираем положение системы координат, угол Ea всегда можно определить по									
11	чертежу детали. Луч OD, выходящий из вершины плоского угла основания ТГУ, образует с									
12	сторонами плоского угла АО основания ТГУ два угла: SigA и SigB (см. Excel страница 1, строка 3).									
13	Не забываем, что цель поворота - установить направление луча OD против направления									
14	оси X и одновременно установить луч OD параллельно оси X.									
15	После поворота с последующим наклоном, вершина ТГУ окажется внизу, а ось ТГУ будет уста-									
16	новлена параллельно оси шпиделя, и внутренняя поверхность ТГУ будет доступна для обработки.									
17	ВВОДИМ "исходные" координаты X Y Z вершины ТГУ - строки 40...51. Обычно координаты X,Y,Z									
18	берут с учетом выбора начала системы координат. При наклоне-повороте X,Y,Z изменятся в									
19	зависимости от углов F1, SigA и параметров НПС. Параметры (скаляры) НПС ВВОДИМ (AC32;AE32):									
20	L - расстояние от оси поворота (ОП) НПС к оси наклона (ОН); M - расстояние от точки начала системы									
21	координат детали, выбранной на ОП НПС к плоскости, проходящей через ОН НПС перпендикулярно ОП.									
22	Окончательный результат поворота и наклона координат вершин ТГУ (см. таблицу на									
23	этой странице 5, строки 40...51) используется для переноса системы координат в УП — функция G92X'Y'Z.									
24	Нужно учитывать, что в каждую отдельную строку 40...51 вводим "исходные" одного ТГУ									
25	тут же "НПТУ"). И при заполнении строк больше одной допустимо использовать значения									
26	плоских углов ТГУ и вычисленный при этом угол наклона только одного значения для всех									
27	ТГУ. То есть можно заполнить не одну строку 40...51 страницы 5 для ТГУ, отличающихся только									
28	координатами вершин. Например, в детали типа "шпик" четыре ТГУ, и в каждом все три ПУ равны									
29	90° (с литейным уклоном 3° — плоские углы на боковых гранях в ТГУ одинаковы и равны -93°). И									
30	для всех ТГУ "шпика" угол наклона один и применяется один резац-фреза. А коорд. вершин ТГУ разные.									
31										
32	ВВЕСТИ параметры НПС (мм): L= 0,000 M= 0,000									
33	Вызванный наклоном перенос координат: (по X) a= 0,000 (по Z) c= 0,000									
34										
35										
36										
37										
38										
39										
40	N101	X	-0,770	Y	-1,490	Z	9,858	0	-9,8843	0
41	N102	X	9,970	Y	0,000	Z	0,778	45	0	0
42	N103	X	9,970	Y	0,000	Z	0,778	90	0	0
43	N104	X	8,330	Y	139,844	Z	21,781	135	-21,0663	100
44	N105	X	16,507	Y	113,780	Z	-82,955	180	83,98815	100
45	N106	X	1,113	Y	83,988	Z	114,214	-180	-113,78	-100
46	N107	X	-0,916	Y	-21,066	Z	140,198	-135	-139,844	-100
47	N108	X	0,000	Y	0,000	Z	0,000	-90	0	0
48	N109	X	11,609	Y	-139,844	Z	-20,224	-45	21,06634	100
49	N110	X	-6,522	Y	-113,927	Z	83,535	-0,1	-83,7894	100
50	N111	X	-8,741	Y	85,961	Z	111,957	1	-112,297	-100
51	N112	X	0,012	Y	0,850	Z	1,135	-0,5	-1,13043	1
52										
53										
54										
55										

Рис. 7. Страница 5 Excel

СТРАНИЦА 7 Excel										
Точки 1...121: таблица ПУ=f(ЛУ) — под ней механизм для интерполяции										
1...31	ЛУ	ПУ	32...61	ЛУ	ПУ	62...91	ЛУ	ПУ	92...121	ЛУ
60,0000	0,00000	0,00000	62,51312	31,00000	70,94274	61,00000	91,01776	91,00000		
60,00252	1,00000	0,00000	62,68459	32,00000	71,36832	62,00000	92,07235	92,00000		
60,01008	2,00000	0,00000	62,86241	33,00000	71,80587	63,00000	93,16584	93,00000		
60,02268	3,00000	0,00000	63,04668	34,00000	72,25572	64,00000	94,30049	94,00000		
60,04033	4,00000	0,00000	63,23749	35,00000	72,71825	65,00000	95,47878	95,00000		
60,06304	5,00000	0,00000	63,43495	36,00000	73,19383	66,00000	96,70342	96,00000		
60,09081	6,00000	0,00000	63,63915	37,00000	73,68286	67,00000	97,97741	97,00000		
60,12367	7,00000	0,00000	63,85022	38,00000	74,18578	68,00000	99,30406	98,00000		
60,16162	8,00000	0,00000	64,06826	39,00000	74,70301	69,00000	100,68700	99,00000		
60,20468	9,00000	0,00000	64,29340	40,00000	75,23508	70,00000	102,13046	100,00000		
60,25288	10,00000	0,00000	64,52577	41,00000	75,78232	71,00000	103,63891	101,00000		
60,30623	11,00000	0,00000	64,76549	42,00000	76,34542	72,00000	105,21759	102,00000		
60,36476	12,00000	0,00000	65,01271	43,00000	76,92485	73,00000	106,87239	103,00000		
60,42850	13,00000	0,00000	65,26756	44,00000	77,52121	74,00000	108,61003	104,00000		
60,49747	14,00000	0,00000	65,53020	45,00000	78,13510	75,00000	110,43828	105,00000		
60,57171	15,00000	0,00000	65,80078	46,00000	78,76717	76,00000	112,36614	106,00000		
60,65126	16,00000	0,00000	66,07947	47,00000	79,41810	77,00000	114,40421	107,00000		
60,73615	17,00000	0,00000	66,36644	48,00000	80,08861	78,00000	116,55655	108,00000		
60,82641	18,00000	0,00000	66,66184	49,00000	80,77948	79,00000	118,86382	109,00000		
60,92211	19,00000	0,00000	66,96592	50,00000	81,49151	80,00000	121,31906	110,00000		
61,02327	20,00000	0,00000	67,27881	51,00000	82,22559	81,00000	123,95390	111,00000		
61,12995	21,00000	0,00000	67,60074	52,00000	82,98263	82,00000	126,79785	112,00000		
61,24220	22,00000	0,00000	67,93191	53,00000	83,76362	83,00000	129,89698	113,00000		
61,36007	23,00000	0,00000	68,27255	54,00000	84,56961	84,00000	133,28219	114,00000		
61,48363	24,00000	0,00000	68,62288	55,00000	85,40174	85,00000	137,05067	115,00000		
61,61293	25,00000	0,00000	68,98315	56,00000	86,26122	86,00000	141,30961	116,00000		
61,74803	26,00000	0,00000	69,35360	57,00000	87,14933	87,00000	146,25004	117,00000		
61,88901	27,00000	0,00000	69,73451	58,00000	88,06747	88,00000	152,24083	118,00000		
62,03593	28,00000	0,00000	70,12614	59,00000	89,01715	89,00000	160,22526	119,00000		
62,18887	29,00000	0,00000	70,52878	60,00000	90,00000	90,00000	180,00000	120,00000		
62,34790	30,00000	0,00000								
ЛУ	ПУ	ЛУ	ПУ	ЛУ	ПУ	ЛУ	ПУ	ЛУ	ПУ	
выбираем a x1 x2 a1 y2 a x ЛУa a y ПУa 87,93777085 ←ПУ по 4-м точкам i две точки, близкие ЛУa 86,26122 86,00000 88,00000 87,95784 Вводим три одинаковых ЛУ. Копируем из ПУ=(ЛУ) близжайшие к введённому ЛУ четыре точки: две в блок ячеек a и две в блок ячеек c. В блок b на место первой сверху точки копируем из блока a вторую точку. А на место второй точки в блоке b копируем из блока c первую точку. выбираем b x1 x2 b1 y2 b x ЛУb b y ПУb 87,93784 87,00000 88,00000 87,92651 две точки, близкие ЛУb 87,14933 87,00000 88,00000 87,92651 выбираем c x1 x2 c1 y2 c x ЛУc c y ПУc 88,06747 88,00000 88,00000 87,92896 две точки, близкие ЛУc 88,06747 88,00000 88,00000 87,92896 ↑↑↑ выбираем из таблицы ПУ=f(ЛУ) по ЛУabc вводим ↑полу-чаем										

Рис. 9. Страница 7 Excel

СТРАНИЦА 6 Excel - Итого.

Ячейки, в которые вводим числа, имеют желтую заливку.

ВВОДИМ В ЛЮБЫХ СЛУЧАЯХ то, что перечислено в пунктах 1), 2), 3), 4), 5):

- 1) плоские углы ТГУ; страница 1 F1, i1, L1—углы AOB, BOC, COA;(соблюдать свойства пл.углов)
- 2) на какие длины вдоль ребер фрезеровать F51,F52,L53 (La,Lb,Lc); и при этом Zn=Z45-страница1
- 3) исходные координаты вершин ТГУ страница 5: Хисходн., Уисходн., Зисходн.
- 4) а) угол Ea (со знаком) между осью X и ребром OA исходно; b)параметры НПС — L и M (AC33,AE33)
- 5) высоту dZ=C2 (удаление от вершины ТГУ) для многопроходной фрезеровки вдоль ребер; для чистового прохода вводите C2=0.

ВВОДИМ ДОПОЛНИТЕЛЬНО:

- 6) при обработке по сточкам вводим номер пунктов 1...5 еще колонку цифр Zn — высоты от вершины ТГУ к плоскости сточков C6,C7,C8.....C47,C48,C49; Для этого вводите ТОЛЬКО приращение в C6 ВВОДИМ значения плоских углов, когда вместо плоских углов заданы линейные углы:
- 7) вводим плоские углы (см. n11) методом последовательных приближений, ориентируясь на линейные углы Lya, Lya, Lус P52, P53, P54 (см. стр.3) . Подробней на стр.4

ВВОДИМ (страница 5) для преобразования координат вершин ТГУ:

- 8) исходные координаты XYZ вершины ТГУ
- 9) угол поворота для преобразования исходных координат. Автоматически используется угол F1 (F2)

После ввода и нажатия Enter ПОЛУЧАЕМ (ниже пункты 1.,2.,3.) углы поворота-наклона НПС, координаты для построения кадров подпрограмм с центром координат на вершине ТГУ, координаты вершин ТГУ 1. На странице 1 **данные** для построения кадров подпрограмм фрезеровки сточками гранией ТГУ.

Например: после сверления вдоль осей до вершины ТГУ, до касания трех граней формируем кадры

N0Zn	- подтянуть на Zn (n=1) к плоскости первой сточки;
N1XaYa	- подойти к ребру АО на первой грани;
N2XbYb	- фрезеровать сточной поверхностью первой грани до ребра БО;
N3XcYc	- фрезеровать сточной поверхностью второй грани до ребра СО;
N1XaYa	- фрезеровать сточной поверхностью третьей грани до ребра АО;
N0Zn	- подтянуть на Zn (n=2) от вершины к плоскости ВТОРОЙ сточки;
N1XaYa	- подойти к ребру АО на первой грани;
N2XbYb	- фрезеровать сточной поверхностью первой грани до ребра БО;
N3XcYc	- фрезеровать сточной поверхностью второй грани до ребра СО;
N1XaYa	- фрезеровать сточной поверхностью третьей грани до ребра АО;
N0Zn	- подтянуть на Zn (n=3) от вершины к плоскости третьей сточки и

... и т.д. Поднявшись по Z от вершины, фрезеруем грани по сточкам.

2. В конце страницы 1 - пять кадров (N0N4N5N6N7) для построения подпрограмм фрезеровки вдоль ребер к вершине ТГУ

N0X0Y0Zn	n=45	- исходная точка (высота) над ТГУ ВВОДИМ
N4XaYaZn	n=46	- точка на ребре АО
N7Z(C2)X0Y0		- координаты общей точки; к ней приходим, фрезеруя вдоль ребер
N0X0Y0Zn	n=45	- исходная точка (высота) над ТГУ. Подняться
N5XbYbZn	n=47	- точка на ребре БО
N7Z(C2)X0Y0		
N0X0Y0Zn	n=45	- исходная точка (высота) над ТГУ. Подняться
N6XcYcZn	n=48	- точка на ребре СО
N7Z(C2)X0Y0		
N0X0Y0Zn	n=45	- исходная точка (высота) над ТГУ. Подняться

3. На странице 5 даны кадры N101X...Y...Z.....N112X...Y...Z..... координаты вершины ТГУ. Они даны в отдельной строке для каждого ТГУ (при разных поворотах, но с одинаковым наклоном). Кадры (см. выше п.1.,2.,3.) можно копировать, перейти в заново созданный текстовый файл и ВСТАВИТЬ. Затем редактировать как текст УП текстовым редактором. Например, в колонках кадров А,Б,С, стр.1 редактора перед каждой колонкой из цифр выделяем колонку из *пусто*. Далее редактором заменяем *пусто* на, соответственно, или X или Y. Затем колонки N1XaYa копируем правее колонок N3XcYc и переводим к форме УП как в п.1.: все кадры в один столбик. Все делаем редактором, не набирая числа.

ПУ вычисляют по части от разности ($ЛУ_n - ЛУ_{n-1}$). А «часть» вычисляем по предыдущей «части»: $(часть)_n = \varphi((часть)_{n-1})$. Или в других обозначениях $x_n = \varphi(x_{n-1})$, $x = \varphi(x)$, что является признаком метода итераций [11].

Но при вычислении ПУ итерациями нужно задавать исходные линейные углы корректно, чтобы вычисленные числа имели свойства ПУ: сумма ПУ ТГУ должна быть меньше 360° , а каждый ПУ должен быть больше разности и меньше суммы двух других ПУ [9] (см. п. 1, а).

На стр. 3 Excel приведена таблица некоторых тестов на итерации. В ней приведены тесты, когда для итераций вводятся три ЛУ, которые больше 90° , меньше 90° , больше и меньше 90° , когда один ЛУ меньше 60° .

Все они сходятся к решению. Но есть два теста, в которых два ЛУ меньше 60° , один из них сходится, а другой не сходится! Т.к. (см. п. 1, а) при остром $ЛУ_1$ (его вершина находится на ребре, которое лежит напротив $ПУ_1$) один из двух линейных углов ($ЛУ_2$ или $ЛУ_3$) с вершиной на стороне $ПУ_1$ не может быть меньше 60° (т. е. исходный ЛУ задан некорректно).

Числовой ряд, полученный вычислением разностей линейных углов, заданных и вычисленных итерациями, обладает абсолютной сходимостью. А это значит (кроме того, что модули членов ряда - тоже сходящийся ряд [8]), что вычисление итерациями ПУ как функция от ЛУ возможно на всем интервале значений линейных углов.

На страницах Excel дан расчет итерациями специального теста на гипотетический ТГУ, для которого исходными даны ЛУ. Расчет $ПУ=f(ЛУ)$ сходится. Но в реальных условиях детали с малыми значениями ПУ не встречаются.

На стр. 7 Excel (рис. 9) дана таблица $ПУ = f(ЛУ)$. Т.к. она вычислена при помощи Excel как таблица $ЛУ = f^1(ПУ)$, в которой поменяли местами аргумент ЛУ и функцию ПУ, то в столбике аргумента ЛУ, во-первых, шаг таблицы неодинаковый, а, во-вторых, дробная часть аргументов имеет недопустимо много десятичных знаков, которые не могут быть и не будут заданы в чертеже детали. Например, нельзя найти ПУ по $ЛУ = 90,5^\circ$.

Вопрос решаем интерполяцией. Ниже таблицы $ПУ = f(ЛУ)$ вводим в механизм интерполяции чертежное число ЛУ. И вводим координаты ближайших к нему двух точек (или четырех). Получаем ПУ. По координатам четырех точек находим координаты одной точки следующим образом. Сначала находим ЛУ по взятому из чертежа аргументу и по четырем точкам 1, 2, 3, 4, взятым из таблицы $ПУ = f(ЛУ)$, три точки: две как задачу экстраполяции, соответственно, по точкам 1, 2 и 3, 4, а одну как задачу ин-

терполяции по точкам 2, 3 [11]. Затем вычисляем координаты одной точки по найденным трем как среднее арифметическое их координат.

Таблица $ПУ = f(ЛУ)$ выполнена с достаточно малым шагом. Учитывая это, нецелесообразно применять более точную интерполяционную формулу, например, Бесселя [11], т.к. при вычислении она может быть более чувствительна к погрешности вводимых чисел (например, к погрешности округления). Не толерантная система. То же самое (но с меньшей надежностью оценки [14]) можно сказать и про сглаживающий метод наименьших квадратов [11], но он еще и очень громоздкий.

Заключение

Ясно, что в предлагаемом способе обработки нужно оптимизировать режимы резания, эргономику и дизайн. Но практические вопросы разработки УП по фрезеровке внутренней поверхности ТГУ решены. Необходимые расчеты целесообразно перевести в ЭВМ станка с ЧПУ как «цикл трехгранного угла» (можно и как несколько «циклов») по аналогии с многими «циклами», уже имеющимися в станках с ЧПУ.

Например, «цикл глубокого сверления», «цикл нарезания резьбы». В источнике [13] приводятся уже существующие 24 «цикла».

Описанный способ обработки внутренней поверхности трехгранного угла, кроме упомянутого применения в инструментальном и опытно-производстве, можно применить и в аэрокосмических технологиях при изготовлении волноводных устройств и корпусов для микросборок. Как следствие, появится возможность изменить конструкцию изделия в сторону улучшения его параметров (например, применить галтели «R0,3 не более»).

Литература

1. А.с. 304068 СССР, МПК В23С 3/26. Способ фрезерования глухих трехгранных углов углублений в деталях [Текст] / В.А. Кизин, Б.В. Соколов (СССР). – № 1308311/25–8; заявл. 03.03.1969; опубл. 25.05.1971, Бюл. № 17. – 3 с.
2. Косилова, А.Г. Справочник технолога–машиностроителя [Текст] / А.Г. Косилова, Р.К. Меццеракова. – М.: Машиностроение, 1972. – 695 с.
3. Косилова, А.Г. Справочник технолога–машиностроителя [Текст] / А.Г. Косилова, Р.К. Меццеракова. – М.: Машиностроение, 1985. – 655 с.
4. Фельдштейн, Е.Э. Обработка деталей на станках с ЧПУ [Текст] / Е.С. Фельдштейн, М.А. Корниевич. – Москва–Минск, ООО «НОВОЕ ЗНАНИЕ», 2008. – 299 с.
5. Станки с числовым программным управлением (специализированные) [Текст] / Под ред. В.А. Лещенко. – М.: Машиностроение, 1988. – 565 с.

6. Улановский, О.О. Ручное и машинное гравирование [Текст] / О.О. Улановский – Л.: Машиностроение, 1990. – 206 с.

7. Справочник по электрохимическим и электрофизическим методам обработки [Текст] / Под ред. В.А. Волосатова – Л.: Машиностроение, Ленинградское отделение, 1988. – 718 с.

8. Бронштейн, И.Н. Справочник по математике [Текст] / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Гос. издательство физико-математической литературы, 1962. – 634 с.

9. Справочник по элементарной математике [Текст] / П.Ф. Фильчаков [и др.]. – К., Наукова думка, 1972. – 528 с.

10. Толковый словарь математических терминов [Текст] / О.В. Мантуров [и др.]; под ред. проф. В.А. Диткина. – М.: Просвещение, 1965. – 539 с.

11. Зельдович, Я.Б. Элементы прикладной математики [Текст] / Я.Б.Зельдович, А.Д. Мышкис. – 3-е изд. – М.: Наука, 1972. – 592 с.

12. Выгодский, М.Я. Справочник по высшей математике [Текст] / М.Я. Выгодский. – 8-е изд. – М., Наука, 1966. – 872 с.

13. FMS-3000. Устройство ЧПУ на базе промышленного компьютера. Программирование управляющих программ. Редакция 4.0. Нижний Новгород: ООО "Медмаш-Софт", 2009. – 92 с.

14. Румицкий, Л.З. Элементы теории вероятностей [Текст] / Л.З. Румицкий. – 4-е изд. – М.: Наука, Главная ред. физ.-мат. литературы, 1970. – 256 с.

15. Патент 58039 Украина, МПК В23С 3/26. Способ обработки внутренних поверхностей трехгранных углов деталей на станках с ЧПУ [Текст] / Лякун С.Ф., Юркевич В.Е. Заявитель и патентообладатель Казенное предприятие «Научно-производственный комплекс «Искра», Запорожье. – № 201011161; заявл. 17.09.10; опубл. 25.03.11, Бюл. № 6. – 3 с

Поступила в редакцию 25.08.2011

Рецензент: начальник конструкторско-технологического отдела автоматизированных производственных систем А.Н. Шарко, Казенное предприятие «Научно-производственный комплекс «Искра», Запорожье.

СТВОРЕННЯ КЕРУЮЧИХ ПРОГРАМ ДЛЯ МЕХАНІЧНОЇ ОБРОБКИ ВНУТРІШНЬОЇ ПОВЕРХНІ ТРИГРАННИХ КУТІВ ДЕТАЛЕЙ НА ВЕРСТАТАХ З ЧПК

С.Ф. Лякун, В.Є. Юркевич

Описаний оригінальний спосіб розробки керуючої програми (КП) для обробки внутрішньої поверхні тригранного кута (ТГК) в одиничних виробництвах: аерокосмічному, досвідному, інструментальному, спеціальних верстатів. Необхідні розрахунки і методика їх перевірки описані на прикладі Microsoft Excel. Для цього наведені як малюнки сім сторінок Microsoft Excel, в тому числі таблично задана функція – плоский кут ТГК як функція від лінійного кута з толерантним механізмом інтерполяції. Наданий аналіз тестування. Підняте питання розрахунку і створення КП для обробки внутрішньої поверхні ТГК як “циклів” верстата з ЧПК.

Ключові слова: тригранний кут, керуюча програма, ітерації, дедукція, скінченні різниці, цикл верстата з ЧПК, інтерполяція, екстраполяція, числові ряди, толерантна система, аксіоматичний метод, надійність оцінки.

CREATION OF CONTROL PROGRAMS FOR MECHANICAL TREATMENT OF INTERNAL SURFACE OF TRIHEDRAL ANGLES OF PARTS ON NC MACHINE

S.F. Lyakun, V.E. Yurkevich

There is described the way of development of control program (CP) for process of internal surface of trihedral angle (TA) in single productions: aerospace, experienced, instrumental, special tools. Necessary calculations and methods of their check are described for example Microsoft Excel. For this there are as drawings it's seven pages Microsoft Excel in addition given function as a table – flat angle of TA as a function from linear angle with tolerant mechanism of interpolation. There is given analyse of testing. There is arise a question of calculation and creation CP for processing of internal surface of TA as cycles of tool with NC machines.

Key words: trihedral angles, control program, iterations, deduction, finite differences, cycle of NC machine, interpolation, extrapolation, number series, tolerant system, axiomatic method, bound reliability.

Лякун Станислав Федорович – инженер конструкторско-технологического отдела автоматизированных производственных систем, Казенное предприятие «Научно-производственный комплекс «Искра», Запорожье, Украина.

Юркевич Владимир Евгеньевич – заместитель главного технолога, Казенное предприятие «Научно-производственный комплекс «Искра», Запорожье, Украина.

УДК 533.666.2: 629.7

П.И. ИВАНОВ*Херсонский национальный технический университет, Украина*

КРУТКА ПАРАПЛАНЕРНЫХ АРОЧНЫХ КРЫЛЬЕВ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ В КОМПЬЮТЕРНОМ АНАЛИТИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ

Проблема связана с разработкой методов повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик паропланерных крыльев большого удлинения, имеющих арочность. В работе введены некоторые основные понятия и определения, связанные с компьютерным проектированием арочного крыла, имеющего геометрическую и аэродинамическую крутку. Сформулирована цель крутки, рассмотрены проблемы оптимизации, связанные с необходимостью устранения ряда противоречий между параметрами и характеристиками. Приведены примеры конкретных случаев противоречия между характеристиками при изменении геометрических параметров конструкции. Рассмотрен алгоритм компьютерного аналитического проектирования арочного крыла большого удлинения. Рассматриваются также некоторые специфические особенности и обсуждаются проблемные вопросы различного характера, связанные с круткой крыла пароплана.

Ключевые слова: пароплан, геометрическая и аэродинамическая крутки крыла, компьютерное аналитическое проектирование, оптимизация.

Введение

Пароплан – планер паритель, имеющий наполняемое скоростным напором двухоболочковое крыло, стропную и подвесную системы [1].

Крыло пароплана – мягкая секционированная двухоболочковая конструкция, работающая в основном на растяжение. На некоторые виды сжатия и изгибов она практически не работает.

Это накладывает определенные ограничения как на саму конструкцию крыла, так и на связи (стропную и подвесную системы), удерживающие крыло в полетном, балансировочном положении.

Кроме того, условия накладываются также и на диапазон допустимых режимов обтекания крыла, что выражается в достаточно ограниченном диапазоне рабочих углов атаки, при которых конструкция работоспособна и не теряет своей устойчивости.

В этих крайне жестких условиях система пилот-пароплан должна иметь достаточно высокие аэродинамические и летно-тактические характеристики при сохранении высокого уровня надежности.

Крайне важным условием является условие обеспечения высокого уровня пассивной безопасности – способности системы самостоятельно, быстро и без необратимых последствий выходить из критических ситуаций, связанных с потерей устойчивости мягкой двухоболочковой арочной конструкции. Высокий уровень безопасности необходи-

мо обеспечить с учетом возможного жесткого контактного взаимодействия стропной системы с потерявшей устойчивость оболочкой при несанкционированном выходе системы на закритические углы атаки. Высокий уровень безопасности необходимо обеспечить также при возвращении системы из закритического режима при восстановлении ее полетной геометрической конфигурации и переходе в режим нормального полета.

Постановка проблемы

В последнее время, в связи с возрастанием количества образцов паропланерной техники как отечественных, так и зарубежных производителей, становится все более актуальной проблема повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик арочных, двухоболочковых, наполняемых скоростным напором паропланерных крыльев большого удлинения. При этом, как уже отмечалось, обязательным условием является сохранение высокого уровня надежности системы, определяемой как уровень ее пассивной безопасности.

Решение этой проблемы, в частности, возможно, применяя и грамотно используя крутку арочного крыла большого удлинения, что, в перспективе, может обеспечить высокие аэродинамические и летно-тактические характеристики паропланерных крыльев при обеспечении и сохранении достаточно высокого уровня надежности системы.

Решение этой проблемы сегодня является одной из важных задач в проектировании парапланерной техники.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения этой задачи, уже проводился ряд экспериментальных и теоретических исследований [1 – 5].

Целью настоящей работы является обсуждение алгоритма и специфических особенностей проблемы проектирования арочного парапланерного крыла большого удлинения. Это позволит сконцентрировать дальнейшие усилия на исследованиях именно этих особенностей, что будет способствовать быстрейшему решению задач повышения аэродинамических и летно-тактических характеристик, а также задачи повышения надежности и безопасности системы пилот-параплан в целом.

Основная часть

Рассмотрим некоторые основные принципы компьютерного проектирования арочных парапланерных крыльев большого удлинения с круткой.

1. Некоторые основные понятия и определения

Под арочным понимается крыло, фронтальная проекция которого изогнута в вертикальной плоскости так, что консольные части его опущены вниз.

Горизонтальная строительная плоскость (ГСП) определяется как базовая плоскость для крыла, устанавливаемого в балансировочное положение при его проектировании.

Под балансировочным (полетным) положением понимается устойчивое положение крыла в полете (уравновешены все силы и моменты), при котором реализуются все заданные конструктором летно-тактические характеристики системы.

При компьютерном проектировании арочного парапланерного крыла большого удлинения с круткой обычно используются две горизонтальные строительные плоскости: верхняя и нижняя.

Верхняя – проходит через хвостик нервюры центрального сечения арочного крыла.

Нижняя – располагается так, чтобы арочное крыло в балансировочном положении устанавливалось на нее своими самыми нижними точками концевых нервюр. Кроме того, для каждой пары симметрично расположенных нервюр обоих полукрыльев, можно вводить текущую горизонтальную плоскость, проходящую через точки хвостиков этих нервюр.

Установочный угол – угол между горизонталью (ГСП) и хордой профиля; отсчитывается вниз от горизонтали. Угол планирования парапланерной

системы равен сумме углов атаки и установочного.

Рассмотрим понятия, связанные непосредственно с круткой крыла.

Геометрическая крутка крыла – изменение установочного угла геометрической хорды профиля вдоль размаха крыла.

Хорда профиля геометрическая – линия, соединяющая между собой две наиболее удаленные точки профиля.

Установочный угол для хорды конкретной нервюры обычно отсчитывается вниз от текущей горизонтальной плоскости.

Аэродинамическая крутка крыла – изменение положения аэродинамических хорд в пространстве вдоль размаха крыла.

Хорда профиля аэродинамическая – линия, проводимая из точки хвостика профиля навстречу вектору скорости набегающего потока, движущегося под углом атаки, на котором коэффициент аэродинамической подъемной силы профиля равен нулю. Если аэродинамические хорды профилей крыла лежат в одной плоскости – крыло аэродинамически не закручено.

2. Цель крутки

Геометрическая и аэродинамическая крутки крыла выполняются с целью достижения следующих основных характеристик парапланерной системы: максимума горизонтальной составляющей скорости системы, минимума вертикальной составляющей скорости, максимума аэродинамического качества крыла, максимума надежности (вероятности безотказной работы), максимума характеристик устойчивости, управляемости (маневренности), скороподъемности и чувствительности к динамическим и восходящим потокам, т.е. возможности эффективной обработки даже слабых термических потоков.

Эти принципы должны быть положены в основу проектирования крыльев с круткой.

Конечно, достичь абсолютных экстремумов по всем перечисленным выше характеристикам невозможно. Однако можно попытаться достичь определенного компромисса между ними.

Концентрировать дальнейшие усилия необходимо на исследованиях влияния крутки на степень и характер изменения характеристик парапланерной системы.

3. Проблемы оптимизации

Опыт показывает, что, как уже отмечалось выше, одновременно по всем этим характеристикам достичь желаемых экстремумов невозможно, по-

скольку между некоторыми из них имеются противоречия и, таким образом, невозможно получить идеальную конструкцию.

Например, с увеличением удлинения крыла возрастает аэродинамическое качество системы, но одновременно снижается и надежность крыла по складыванию при полетах в турбулентности.

С уменьшением относительной толщины набора профилей крыла уменьшается сопротивление и возрастает горизонтальная скорость системы, но с другой стороны, за счет уменьшения строительной высоты профиля и объема крыла, уменьшаются статические моменты сечений, моменты сил сопротивления изгибу, скручиванию и сжатию крыла, что также существенно снижает устойчивость конструкции крыла по складыванию при полетах в турбулентности.

С уменьшением суммарной длины стропной системы уменьшается сопротивление конструкции парашюта в целом, но при этом, за счет неизбежного уменьшения точек подхода строп к нижней оболочке крыла, увеличивается расстояние между ними, что увеличивает вероятность проскакивания консоли между стропами, спутывания ее со стропами и образования «галстуков» при полетах в турбулентности.

Можно привести и ряд других примеров подобных противоречий.

Становится очевидным, что практически создать можно только некоторую компромиссную по характеристикам конструкцию, более или менее удовлетворяющую всему комплексу предъявляемых к ней требований [1]. Если же попытаться улучшить некоторые из характеристик в конкретной конструкции, то при этом неизбежен проигрыш по ряду других.

Один из классических приемов многокритериальной оптимизации, который часто использует конструктор, в данном случае, состоит в следующем.

В зависимости от класса сертификации парашютной системы [1] выполняется ранжировка всех основных критериев – летно-тактических характеристик (ЛТХ) системы по уровню их значимости, которые затем располагаются в ряд слева направо, начиная от самого значимого к самому менее значимому.

Любые изменения в конструкции (вариации комбинаций геометрических параметров), приводящие к снижению уровня хотя бы одного из высокозначимых критериев (т.е. к ухудшению высокозначимой ЛТХ) ниже уровня назначенной заранее компромиссной уступки, признаются недопустимыми, даже если при этом существенно возрастают сразу несколько малозначимых критериев.

Какие конкретно значения компромиссных уступок для всех ЛТХ можно допустить, зависит от класса сертификации парашютной системы. Например, с увеличением класса сертификации в общеевропейской системе CEN, возрастание основных ЛТХ (качество, скорость и т.д.), как правило, достигается за счет некоторого снижения уровня пассивной безопасности системы. Поэтому аппараты высокого класса (C, D) рекомендованы только для высококвалифицированных пилотов с большим летным стажем, активное пилотирование которых компенсирует снижение уровня пассивной безопасности конструкции.

Под уровнем пассивной безопасности, как уже отмечалось выше, понимается способность системы пилот-парашют выходить из критических режимов и ситуаций самостоятельно, без вмешательства пилота, за время и потерю высоты не превышающее заранее заданных, установленных соответствующими нормами сертификации.

4. Компьютерное аналитическое проектирование закрученного крыла

Введем некоторые базовые понятия и определения.

Под аналитическим понимается проектирование, когда все геометрические параметры закрученного крыла задаются аналитическими уравнениями [1, 5].

Форма крыла в плане (ФКП) – разложенное на плоскости крыло в горизонтальной проекции (при виде сверху).

Передняя и задняя кромки ФКП могут быть заданы арками эллипса с целью минимизации индуктивного сопротивления крыла.

Срединная поверхность крыла (СПК) – линейчатая пространственная поверхность, образованная хордами нервюр (профилей) крыла после придания ему арокности.

Линия максимального размаха (ЛМР) – плоская кривая, соединяющая наиболее удаленные точки крыла вдоль его размаха, лежащая в СПК и являющаяся основой для формирования СПК.

Линия вертикального сечения (ЛВС) – плоская кривая, получающаяся в результате пересечения СПК вертикальной плоскостью, проходящей через центр масс системы. Также может служить основой для формирования СПК. ЛВС и ЛМР лежат в вертикальных плоскостях.

Простейший алгоритм компьютерного аналитического проектирования крыла с геометрической круткой состоит в следующем.

Пространственное компьютерное проектирование геометрически закрученного крыла начинается с

задания ФКП. Затем задается аналитическое уравнение ЛВС или ЛМР, которые определяют арокность крыла в его фронтальной и профильной проекциях. Это может быть уравнение дуги окружности, эллипса или арки другой плоской кривой, лежащей в вертикальной плоскости для выставленного в балансировочное положение крыла.

На ЛВС или на ЛМР, как правило, формируются СПК с набором профилей крыла по заранее заданному закону изменения их установочных углов относительно ГСП.

Закон изменения установочных углов профилей (нервюр) вдоль полуразмаха крыла при компьютерном проектировании может быть задан (в допустимом диапазоне их изменения) аналитически – кривыми первого, второго порядка или сплайн-функцией по участкам полуразмаха [1]. Так, в простейшем случае, конструируется геометрия закрученного в пространстве крыла.

Классический пример аналитического проектирования пароплана представлен в работе [5].

Спроектированное таким образом крыло, установленное в реальный поток, даст силы и моменты, которые должны быть скомпенсированы усилиями от стропной системы, что является, в ряде случаев, одним из начальных и граничных (краевых) условий для проектирования стропной системы.

При этом нужно учесть, что балансировочным положением крыла должно быть положение, в котором оптимальным образом сочетаются все основные ЛТХ системы пилот-пароплан.

5. Влияние крутки крыла на ЛТХ системы

Рассмотрим возможное влияние геометрической и аэродинамической крутки крыла на основные характеристики паропланерной системы.

По каким законам выполняется геометрическая крутка крыла в процессе аналитического компьютерного проектирования, т.е. как фактически выполняется распределение установочных углов крыла вдоль его размаха?

Здесь используют ряд практических соображений следующего характера. Слишком маленькие установочные углы профильных сечений крыла опасны, так как это делает крайне неустойчивым балансировочное положение пароплана и при этом резко возрастает тенденция к заднему срыву крыла [1]. Слишком большие установочные углы профильных сечений крыла приводят к возрастанию вертикальной скорости и резко уменьшают аэродинамическое качество системы. Из практики проектирования паропланерных систем уже заранее известен допустимый диапазон установочных углов, в

котором разрешено их варьирование с точки зрения сохранения достаточно высокого уровня пассивной безопасности.

Известно, что арокность уменьшает углы атаки консольных частей крыла [1]. Поэтому для того, чтобы компенсировать уменьшение подъемной силы, можно несколько уменьшить установочные углы, увеличив, таким образом, углы атаки консолей крыла. При этом очень важно, чтобы в рабочем диапазоне углов атаки выполнялось условие: производная от коэффициента подъемной силы по углу атаки всего крыла была больше производной от силы сопротивления по углу атаки.

В противном случае, при увеличении угла атаки быстрее начинает возрастать сила сопротивления крыла, что увеличивает вероятность проявления сил и моментов, ломающих и складывающих консоль мягкого двухоболочкового крыла, что не допустимо.

Возникает задача оптимизации – найти такой оптимальный установочный угол для закрученного крыла, установленного в полетное балансировочное положение, а, следовательно, и угол атаки, при котором, например, аэродинамическое качество крыла и ряд других характеристик первостепенной важности будут иметь максимально возможные значения в области компромисса.

При этом для рабочих углов атаки важно сохранение условия: увеличение подъемной силы превалирует над увеличением сопротивления. Под оптимальным установочным углом закрученного крыла интегрально здесь понимается установочный угол хорды профиля его центрального сечения.

Увеличение установочных углов нервюр консоли, т.е. уменьшение их углов атаки увеличивает скорость системы за счет снижения сопротивления крыла в целом, однако увеличивает вероятность более частого складывания консолей при полетах в атмосферной турбулентности, что снижает в целом надежность крыла по складыванию [1].

Увеличить подъемную силу консолей можно и аэродинамической круткой, устанавливая на консолях более несущие профили.

Таким образом, крыло делится как бы на две части, – центроплан и консоль с различными профилями.

Очень важно знать, как будет вести себя закрученное крыло пароплана не только во всем рабочем диапазоне углов атаки, но и вне его.

Ведь в отличие от самолета, паропланерная система при полетах в турбулентности часто выходит на закритические углы атаки, где возможны сильные деформации крыла, связанные с масштабной, катастрофической потерей устойчивости самой конструкции.

Поэтому очень важно знать, как поведет себя закрученное крыло при входе в закритический режим и особенно при выходе из него.

Будет ли этот выход стабильно воспроизводим без вмешательства пилота за время и потерю высоты не превышающие заданные значения, или же потребуются его вмешательства с четко регламентированными управляющими воздействиями. В противном случае эта система просто не пройдет сертификационных испытаний.

Возникает вопрос, какого типа должна быть оптимальная по основным летно-техническим характеристикам аэродинамическая крутка для паропланерного крыла большого удлинения: дискретной, непрерывной, комбинированной [1]?

Какие из этого множества оптимальны по ряду сформулированных критериев? Какие опасны и почему?

Дискретная аэродинамическая крутка для крыльев большого удлинения применяется крайне редко, т.к. внезапное изменение профиля вдоль размаха приводит к изменению эпюры перепада давления и появлению в этом месте скачков перерезывающих сил и моментов, что в турбулентности может привести к преждевременному складыванию крыла.

Непрерывная аэродинамическая крутка – это плавное изменение геометрических характеристик профиля вдоль размаха крыла.

Например, в центральном сечении крыла устанавливается один профиль, а в торцевой нервюре – другой. Между ними выполняется плавное изменение геометрических характеристик профилей. Недостатком такого способа является то, что в этом случае при аэродинамическом расчете крыла необходимо иметь аэродинамические характеристики всех переходных профилей, что не всегда возможно.

Однако чаще всего используется крутка комбинированного типа. В центроплане устанавливается один профиль, на консоли – другой, а между ними выбирается участок плавного перехода от первого профиля к другому. Нельзя, чтобы участок перехода был слишком мал, однако вряд ли целесообразно делать его также слишком большим.

Чем больше отличаются по характеристикам первый профиль от второго, тем большим должен быть участок перехода. И наоборот, чем меньше отличаются по характеристикам первый профиль от второго, тем меньшим может быть участок перехода. Центр переходного участка в ряде случаев может соответствовать положению точки максимального отклонения задней кромки крыла во фронтальной проекции при отклонении стропы управления. Это следует учитывать при проектировании схемы управления. В некоторых случаях

участок перехода используется для организации струйного канала, ориентированного осью на область центра давления отклоняемой части задней кромки. При этом нужно принимать во внимание зависимость аэродинамических характеристик от числа Рейнольдса.

Известно, что для нормальных крыльев, с уменьшением хорды профиля к концу крыла, уменьшается одновременно и число Рейнольдса.

Уменьшение числа Рейнольдса, в ряде случаев, приводит к снижению максимального значения коэффициента подъемной силы и делает более пологой его вершину, что обеспечивает консоли мягкие срывные характеристики. Кроме того, уменьшение числа Рейнольдса увеличивает коэффициент профильного сопротивления для консольной части крыла. Все это может приводить к тому, что на консольной части крыла с сужением уменьшается аэродинамический момент пикирования. Отметим в то же время, что аэродинамический момент пикирования можно увеличить, увеличивая кривизну профиля. Нужно помнить, что вопросы крутки крыла и повышения уровня его аэродинамических и летно-тактических характеристик должны быть неразрывно связаны с вопросами повышения безопасности, устойчивости, управляемости и маневренности системы.

В заключение необходимо отметить, что при проектировании закрученного крыла пароплана следует иметь в виду следующие важные принципы.

1. Крутка существенно может изменять изгибающий и скручивающий моменты и для того, чтобы сохранить требуемой пространственную геометрию крыла, их необходимо парировать подбором соответствующей конструкции стропной системы. При этом, тем не менее, нужно пытаться удовлетворить принципу равнопрочности, минимизирующему массу стропной системы.

2. В рабочем диапазоне углов атаки крыло с круткой не должно иметь тенденций к различного рода складываниям.

3. При выходе крыла с круткой за рабочий диапазон углов атаки система должна самостоятельно, без вмешательства пилота, выходить из критического режима за время и потерю высоты, не превышающих предельно допустимых для аппарата данного класса.

4. При проектировании паропланерного крыла запрещается сохранять абсолютную толщину профиля вдоль размаха. К концу крыла она должна уменьшаться.

5. При проектировании запрещается не увеличивать сужение к концу крыла (т.е. делать крылья большого удлинения (с малой удельной нагрузкой) прямоугольной формы в плане).

6. Запрещается в процессе проектирования выходить за установленный предельный диапазон установочных углов профилей вдоль размаха крыла.

Невыполнение этих требований резко снижает надежность крыла по складыванию и делает аппарат весьма опасным.

Заключение

Рассмотрены некоторые основные термины, определения и понятия геометрии арочного крыла парашюта с геометрической и аэродинамической кривыми.

Рассмотрены цели и задачи кривки, вопросы и проблемы оптимизации ЛТХ.

Рассмотрен один из алгоритмов компьютерного аналитического проектирования закрученного крыла.

Рассмотрены различные типы кривки крыла и их влияние на некоторые его ЛТХ и устойчивость самой конструкции крыла. Сформулирован ряд важных принципов, которые следует учитывать при проектировании закрученного крыла.

Литература

1. Иванов, П.И. Проектирование, изготовление и испытания парашютов [Текст] / П.И. Иванов. – Феодосия.: Гранд-С плюс, 2007. – 280 с.
2. Баринов, В.А. Выбор оптимальной геометрической кривки крыла самолета [Текст] / В.А. Баринов // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – № 4, Том IX. – С. 1-8.
3. Васин, И.С. Методы линейной теории в задачах оптимизации аэродинамических характеристик дозвуковых крыльев [Текст] / И.С. Васин, Ю.В. Адаменко, В.М. Супрун // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов, – М., Наука, 1976. – С. 82 – 85.
4. Брысов, О.П. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла [Текст] / О.П. Брысов, Е.П. Езеева, Ю.Г. Лимонад // Ученые записки ЦАГИ. – 1984. – № 3, Том XV. – С. 121 – 126.
5. Иванов, Р.П. Результаты аналитического проектирования парашюта [Текст] / Р.П. Иванов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (47). – Х., 2006. – С. 86 – 99.

Поступила в редакцию 12.07.2011

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент каф. «Прикладная математика и математическое моделирование» Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

КРИВКА ПАРАШУТЕРНИХ АРКОВИХ КРИЛ ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ ТА ПРОБЛЕМИ ОПТИМІЗАЦІЇ У КОМП'ЮТЕРНОМУ АНАЛІТИЧНОМУ ПРОЕКТУВАННІ

П.І. Іванов

Проблема зв'язана з розробкою методів підвищення аеродинамічних і льотно-тактичних характеристик парашутерних крил великого подовження, що мають арочність. У роботі введені деякі основні поняття і визначення, зв'язані з комп'ютерним проектуванням аркового крила, що має геометричну й аеродинамічну кривку. Сформульовано мету кривки, розглянуті проблеми оптимізації, зв'язані з необхідністю усунення ряду протиріч між параметрами і характеристиками. Наведені приклади конкретних випадків протиріччя між характеристиками при зміні геометричних параметрів конструкції.

Ключові слова: парашут, геометрична і аеродинамічна кривки крила, комп'ютерне аналітичне проектування, оптимізація.

TWIST OF PARAGLIDING ARCHED WINGS OF BIG ASPECT RATION AND PROBLEMS OF OPTIMIZATION IN COMPUTER ANALYTIC DESIGN

P.I. Ivanov

The problem is connected with the development of methods of enhancement of aerodynamic and flying tactical characteristics of paragliding arched wings of big aspect ration. In this work some basic concepts and definitions were introduced, they are connected with the computer design of the arched wing with geometric and aerodynamic twists. The aim of twist was revealed, the problems of optimization that are connected with the necessity of elimination of a number of contradictions between parameters and characteristics were analyzed. The examples of specific cases of contradictions between the characteristics under the condition of construction's geometric parameters changing were given.

Key words: paraglider, geometric and aerodynamic wing twist, computer analytic design, optimization.

Іванов Петро Іванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет Херсонського національного технічного університету, Феодосія, Україна.

УДК 536.5.08

Д.Ф. СИМБИРСКИЙ¹, Г.Д. СИМБИРСКИЙ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*² *Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина*

ПЛАНИРОВАНИЕ И ОЦЕНИВАНИЕ ТОЧНОСТИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Методы параметрической идентификации сложных технических объектов широко применяются при экспериментальных исследованиях последних. Являясь методами косвенных измерений параметров объекта, они должны завершаться определением нормативных показателей точности результатов, что в силу сложности проблемы обычно трудно выполнимо. В связи с этим в статье излагается и иллюстрируется разработанная в ХАИ универсальная методология определения совместных доверительных областей и интервалов определяемых параметров технического объекта на основе его функций чувствительности измеряемых параметров к искомому.

Ключевые слова: объект, параметр, идентификация, оптимальный, оценки точности, планирование, теплоперенос, датчик теплового потока

Введение

Методы обратных задач (ОЗ) математического моделирования составляют основу современных информационных технологий исследования сложных технических объектов. В частности, путем параметрической идентификации математической модели объекта (далее – модели) по экспериментальным данным могут быть найдены неизвестные параметры, которые представляют как внутренние свойства объекта, так и внешние воздействия на него. Интерес к ОЗ постоянно возрастает, что вызывается, в первую очередь, потребностью практики, а, во-вторых, активным развитием программно-аппаратных средств решения ОЗ в формате “интеллектуальных” измерительно-вычислительных систем (ИС) на базе ЭВМ [1].

В технической литературе неоднократно подчеркивалось, что ОЗ по своей сути являются разновидностью косвенных совместных или совокупных измерений, в которых в качестве уравнения измерения используются математические модели объектов. Это обстоятельство в соответствии с нормативными требованиями к средствам и методам измерений, особенно к ИС, которые также являются таким средством [1], приводит к необходимости установления показателей точности решений ОЗ.

Однако, в большинстве известных случаев практической постановки и решения ОЗ, определению показателей точности последних не уделяется достаточного внимания, в основном, в силу сложности и неокончательности решенности этой проблемы.

1. Постановка задачи

Методы установления показателей точности результатов параметрической идентификации динамических систем в общей постановке рассматриваются, например, в работах по теории чувствительности систем к изменению их параметров.

Известно также значительное количество исследований, посвященных проблеме оптимального планирования процедуры параметрической идентификации как метода решения обратных задач теплопереноса (ОЗТ). Методология такого планирования, разработка которой началась в конце 70-х годов, в законченном виде изложена, например, в фундаментальной коллективной монографии под редакцией академика О.М. Алифанова [2]. В ее основу положены исследования особенностей информационной матрицы Фишера $\bar{F}$, составленной из функций чувствительности измеряемых параметров объекта к искомому. Так как функции чувствительности отражают все значимые факторы процедуры параметрической идентификации, то, добиваясь желательных свойств матрицы $\bar{F}$ путем выбора факторов, можно осуществить оптимальное планирование самого эксперимента. Используются различные общие показатели уровня обусловленности матрицы $\bar{F}$, в частности: степень ее обусловленности, выраженная через собственные числа $\bar{F}$, норма $\|\bar{F}^{-1}\|$, детерминант или след $\bar{F}$ и др. Однако, они не пригодны для оценок точности и планирования определения отдельных, например, наиболее важных параметров из числа искомых.

Поэтому нами для апостериорных (конечных) оценок точности полученных решений ОЗ и для априорного (до проведения идентификации) планирования экспериментов предлагается использовать такие общепринятые метрологические показатели точности косвенных измерений, как введенные в работе [3] совместные доверительные области (СДО) получаемых значений искомых параметров. На основе фундаментальных теоретических разработок, изложенных как в [3], так и в других работах по анализу процессов статистическими методами, представителями научных школ ХАИ в области решений ОЗТ и ОЗ диагностики газоздушного тракта авиационных ГТД была разработана методология построения СДО [4-11]. При этом был предложен такой более простой приближенный показатель, как совместные доверительные интервалы (СДИ) – проекции СДО на оси пространства искомых параметров.

Однако, указанная методология, на наш взгляд, недостаточно используется при разработках и реализациях современных методов решения ОЗ.

Отсюда задачами настоящего исследования являются:

- 1) последовательно изложить указанную методологию планирования и оценивания точности параметрической идентификации объектов;
- 2) в качестве иллюстрации выполнить планирование параметрической идентификации градиентных датчиков теплового потока.

2. СДО и СДИ при оценивании точности результатов и планировании параметрической идентификации объектов

В цитированных выше работах ХАИ показано, что одним из наиболее перспективных методов решения ОЗ является экстремальный метод параметрической идентификации объекта – получение оптимальных оценок вектора его искомых параметров.

Рассмотрим этот метод детальнее с целью получения упомянутых выше показателей его точности.

2.1. Экстремальная постановка ОЗ параметрической идентификации объекта

Предполагается, что некоторые параметры состояния динамического, в общем случае, объекта измеряются в эксперименте и составляют дискретный по времени $\tau_k = k\Delta\tau$ ($m \times 1$)-вектор измерения $\bar{Y}_k$. Кроме полезной информации $\bar{Y}_k$ аддитивно включает ($m \times 1$)-вектор $\bar{\varepsilon}_k$ случайных погрешностей (шумов) с нулевым математическим ожидани-

ем, нормальным распределением и различной дисперсией σ_i^2 . Последнее учитывает возможные различия в физической природе составляющих y_{ik} и в системах их регистрации. В такой постановке шум в измерениях является фактором выявления степени неустойчивости ОЗ, что позволяет на начальном этапе не рассматривать систематические погрешности в исходных данных.

Ковариационная ($m \times m$)-матрица R вектора шумов $\bar{\varepsilon}_k$ при условии некоррелированности его составляющих ε_{ik} имеет вид

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_m^2 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Предполагается, что существует модель состояния объекта, в которой можно выделить ($r \times 1$)-вектор искомых параметров $\bar{\Theta}$. Его составляющие либо постоянны, либо (в противном случае) могут быть аппроксимированы обобщенными полиномами на основе известных функций времени с постоянными неизвестными (искомыми) коэффициентами.

С помощью модели состояния можно рассчитывать прогноз (аналог) вектора измерений $\hat{Y}_k(\bar{\Theta})$ в функции от $\bar{\Theta}$ при известных остальных параметрах модели

$$\hat{Y}_k(\bar{\Theta}) = [\hat{y}_{1k}(\bar{\Theta}) \ \hat{y}_{2k}(\bar{\Theta}) \ \dots \ \hat{y}_{mk}(\bar{\Theta})]^T. \quad (2)$$

В таком случае параметрическая идентификация объекта заключается в определении оптимальных оценок $\hat{\bar{\Theta}}_n$ вектора $\bar{\Theta}$ по n значениям вектора измерений $\bar{Y}_k$ и модели измерений (2). Наиболее универсальный экстремальный метод определения заключается в минимизации по $\bar{\Theta}$ следующей квадратичной функции невязки

$$\Phi(\bar{\Theta}) = \sum_{k=1}^n \left[\bar{Y}_k - \hat{Y}_k(\bar{\Theta}) \right]^T R^{-1} \left[\bar{Y}_k - \hat{Y}_k(\bar{\Theta}) \right]. \quad (3)$$

В соответствии с [3] можно констатировать, что метод параметрической идентификации объекта сведен к обобщенному, а для условий (3) – к взвешенному методу наименьших квадратов (МНК).

2.2. Решение линейных ОЗ

В случае линейной ОЗ, когда имеет место линейная зависимость аналога вектора измерений $\hat{Y}_k(\bar{\Theta})$ от вектора искомых параметров $\bar{\Theta}$ можно воспользоваться известным решением линейного

МНК для оценок $\hat{\Theta}_n$ по n измерениям $\bar{Y}_k$ с учетом шумов $\bar{\varepsilon}_k$ в измерениях и ковариационной $(r \times r)$ -матрицы P_n ошибок этих оценок [3]:

$$\hat{\Theta}_n = P_n \sum_{k=1}^n \left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n}^T R^{-1} \bar{Y}_k; \quad (4)$$

$$P_n = \left[\sum_{k=1}^n \left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n}^T R^{-1} \left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n} \right]^{-1} = A_n^{-1}; \quad (5)$$

$$A_n = \left[\sum_{k=1}^n \left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n}^T R^{-1} \left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n} \right].$$

Здесь $\left(\frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial \bar{\Theta}} \right)_{\hat{\Theta}_n} = H_k$ – $(m \times r)$ -матрица функций чувствительности $u_{ijk} = \frac{\partial y_{ik}}{\partial \theta_j}$ составляющих y_{ik} вектора измерений в k -й момент времени к искомым параметрам θ_j ($i=1, 2, \dots, m; j=1, 2, \dots, r; k=1, 2, \dots, n$), которая для значений $\bar{\Theta} = \hat{\Theta}_n$ имеет следующий вид:

$$H_k = \begin{bmatrix} u_{11k} & u_{12k} & \dots & u_{1rk} \\ u_{21k} & u_{22k} & \dots & u_{2rk} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ u_{m1k} & u_{m2k} & \dots & u_{mrk} \end{bmatrix}_{\hat{\Theta}_n}; \quad (6)$$

T – знак транспонирования вектора или матрицы.

Универсальным методом расчета функций чувствительности является численный с использованием модели состояния объекта.

В теории линейного МНК доказано [3], что оценки $\hat{\Theta}_n$ при принятом виде (1) ковариационной матрицы вектора шума $\bar{\varepsilon}_k$ являются оптимальными – несмещенными, эффективными, достаточными и состоятельными.

Рассмотрим более детально матрицу A_n , входящую в формулу (5) для ковариационной матрицы P_n . Она называется матрицей Грама функций чувствительности и в соответствии с (5) для случая разнородных измерений с ковариационной матрицей шумов (1) имеет следующий вид:

$$A_n = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m \frac{1}{\sigma_i^2} U_{i1k}^2 & \dots & \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m \frac{1}{\sigma_i^2} U_{i1k} U_{ir_k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m \frac{1}{\sigma_i^2} U_{ir_k} U_{i1k} & \dots & \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m \frac{1}{\sigma_i^2} U_{ir_k}^2 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} a_{11} & \dots & a_{1r} \\ \dots & \dots & \dots \\ a_{r1} & \dots & a_{rr} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Из A_n можно получить обратную матрицу Грама A_n^{-1} , которую будем обозначать следующим образом:

$$A_n^{-1} = \begin{bmatrix} a_{11}^* & \dots & a_{r1}^* \\ \dots & \dots & \dots \\ a_{r1}^* & \dots & a_{rr}^* \end{bmatrix}. \quad (8)$$

2.3. Построение СДО и СДИ оценок искоемых параметров на основе матрицы Грама

Под совместной доверительной областью (СДО) обычно, например, в [3], понимают g -мерный эллипсоид в пространстве θ_j , в который с заданной доверительной вероятностью попадают оптимальные оценки $\hat{\Theta}_n$, определяемые по формулам (4) – (5). СДО являются исчерпывающей характеристикой точности для полученных оценок $\hat{\Theta}_n$. Их можно несложным образом построить для случая $g=2$ и отчасти для $g=3$.

Приближенными к СДО являются оценки точности $\hat{\Theta}_n$ с помощью введенных в [9, 11] совместных доверительных интервалов (СДИ) – проекций СДО на оси g -мерного пространства θ_j . СДИ – это практически единственный простой способ оценивания точности решений для случая многомерных ($g > 3$) ОЗ.

Для построения СДО будем использовать следующее известное положение [3]: если матрица Грама является положительно определенной с действительными положительными собственными значениями, то квадратичная форма $\hat{\Theta}_n^T A_n \hat{\Theta}_n$ описывает в окрестности точки $\hat{\Theta}_n$ g -мерный эллипсоид:

$$(\bar{\Theta} - \hat{\Theta}_n)^T P_n^{-1} (\bar{\Theta} - \hat{\Theta}_n) = B, \quad (9)$$

$$B = r F_v(r, n-r),$$

где $F_v(r, n-r)$ – табличные значения квантиля распределения Фишера для g параметров и n измерений на участке оценивания;

v – доверительная вероятность.

Если в (9) в соответствии с (5) вместо P_n^{-1} подставить A_n с учетом (7), то для случая $g=2$ можно прийти к следующему уравнению:

$$a_{11}(\Delta \hat{\theta}_1)^2 + 2a_{12}\Delta \hat{\theta}_1 \Delta \hat{\theta}_2 + a_{22}(\Delta \hat{\theta}_2)^2 = B, \quad (10)$$

где $\Delta \hat{\theta}_1 = \hat{\theta}_1 - \hat{\theta}_{1,n}$ и $\Delta \hat{\theta}_2 = \hat{\theta}_2 - \hat{\theta}_{2,n}$.

В этом случае уравнение (10) представляет СДО в форме эллипса в пространстве искомых параметров θ_1 , θ_2 и величин $\hat{\Delta\theta}_1$, $\hat{\Delta\theta}_2$ с центром в точке ($\hat{\Delta\theta}_1 = \hat{\Delta\theta}_2 = 0$), вид которого приведен в разделе 4. Для его построения по точкам можно воспользоваться одним из следующих уравнений, вытекающих из (10):

$$\begin{aligned} (\hat{\Delta\theta}_1)_{1,2} = \\ = \frac{-a_{12}\hat{\Delta\theta}_2 \pm \sqrt{a_{12}(\hat{\Delta\theta}_2)^2 - a_{11}[a_{22}(\hat{\Delta\theta}_2)^2 - B]}}{a_{11}}, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} (\hat{\Delta\theta}_2)_{1,2} = \\ = \frac{-a_{12}\hat{\Delta\theta}_1 \pm \sqrt{a_{12}(\hat{\Delta\theta}_1)^2 - a_{22}[a_{11}(\hat{\Delta\theta}_1)^2 - B]}}{a_{22}}, \end{aligned} \quad (12)$$

Для этого необходимо, подставляя, например, в уравнение (11) одно значение $\hat{\Delta\theta}_2$, получать по два значения $\hat{\Delta\theta}_1$ точек эллипса.

Для получения СДИ, например, для значений $\hat{\Delta\theta}_2$ необходимо добиться, чтобы задаваемому значению $\hat{\Delta\theta}_2$ из уравнения (11) соответствовало лишь одно значение $\hat{\Delta\theta}_1$. Это реализуется, когда подкоренное выражение в формуле (11) будет тождественно равно 0. Из этого условия определяются граничные значения $(\hat{\Delta\theta}_2)_{гр}$ в конечных точках СДИ для $\hat{\Delta\theta}_2$ по формуле

$$(\hat{\Delta\theta}_2)_{гр} = \pm \sqrt{\frac{a_{11}B}{\det A_n}}, \quad (13)$$

где $\det A_n = a_{12}^2 - a_{11}a_{22}$.

Аналогичным образом можно получить следующую зависимость для граничных значений $(\hat{\Delta\theta}_1)_{гр}$ в конечных точках СДИ для $\hat{\Delta\theta}_1$:

$$(\hat{\Delta\theta}_1)_{гр} = \pm \sqrt{\frac{a_{22}B}{\det A_n}}. \quad (14)$$

Таким образом, для случая параметрической идентификации объектов с двумя искомыми параметрами ($r=2$) СДО и СДИ их оценок могут быть представлены в наглядной форме путем несложных вычислений с использованием элементов матрицы Грама.

2.4. Определение СДИ оценок параметров $\hat{\Theta}_n$ на основе обратной матрицы Грама

Приведенный выше способ построения СДО и СДИ оценок параметров при $r < 3$ отличается своей наглядностью. Однако уже при $r=3$ он становится мало удобным, а при $r > 3$ - практически неприменимым.

Поэтому в [9], а затем в [10] были предложены способы определения СДИ, эффективные для больших r . Из них, по нашему мнению, следует рекомендовать полученную в [10] следующую простейшую зависимость, основанную на обратной матрице Грама (8):

$$(\hat{\Delta\theta}_j)_{гр} = \pm \sqrt{a_{jj}^*} B, \quad (15)$$

где a_{jj}^* - соответствующие j диагональные элементы матрицы (8), а, следовательно, с учетом (5) и ковариационной матрицы P ошибок оценок параметров.

Отметим, что построение A_n^{-1} по A_n является стандартной вычислительной процедурой.

На примере случая двух искоемых параметров ($r=2$) можно показать, что из (15) следуют ранее полученные формулы (13) и (14).

Для этого воспользуемся следующей известной формулой обращения для (2×2) -матрицы Грама

$$A_n = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}, \text{ а именно}$$

$$A_n^{-1} = \frac{1}{\det A} \begin{bmatrix} a_{22} & -a_{12} \\ -a_{21} & a_{11} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}^* & a_{12}^* \\ a_{21}^* & a_{22}^* \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где $\det A = a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}$.

Если теперь подставить в (15) вместо a_{11}^* и a_{22}^* их значения, то приходим к формулам (13) и (14).

Заметим, что в [9, 11] предложены отличающиеся от (13) и (14) зависимости для СДИ. Однако там же для случая $r=2$ показана их адекватность формулам (13) и (14).

Таким образом, для дальнейшего применения в качестве показателя точности и, особенно, для планирования параметрической идентификации целесообразно использовать СДИ, определяемые по формуле (15).

2.5. Планирование параметрической идентификации объекта

Выше была представлена методология апостериорной (после проведения экспериментов и расчетов) оценки точности полученных оценок $\hat{\Theta}_n$. Определяемые при этом СДО и (или) СДИ через функции чувствительности измерений к искомым параметрам θ_j зависят от всех значимых факторов организации и проведения параметрической идентификации объекта, в том числе и самого эксперимента. Следовательно, эта методология может быть естественным образом использована для априорных исследований влияния этих факторов на СДО и (или) СДИ, т. е. фактически для оптимального или, по крайней мере, рационального планирования процесса параметрической идентификации.

К числу значимых факторов будем относить следующие [4, 5, 9-11]:

- структуру (состав) вектора искомых параметров $\bar{\Theta}$;
- структуру вектора измерений $\bar{Y}_k$: вид и количество измеряемых параметров;
- особенности динамических процессов в объекте, включая начальные и граничные условия;
- участки наблюдения (измерения) динамики объекта;
- количество моментов времени n на участке наблюдения;
- дисперсии σ_i^2 ($i=1, 2, \dots, m$) случайных погрешностей измерений, учитывающие особенности и качество каналов регистрации и др.

Таким образом, СДО и (или) СДИ априорных оценок $\hat{\Theta}_n$, зависящих от выбранного набора значимых факторов или **плана** проведения параметрической идентификации, могут быть использованы в целевой функции планирования.

В соответствии с [3, 9 – 11] уравнение (9) в пространстве $\hat{\theta}_j$ в случае планирования имеет следующий вид:

$$(\hat{\Theta} - \bar{\Theta}_0)^T P_n^{-1} (\hat{\Theta} - \bar{\Theta}_0) = \chi_v^2(r), \quad (17)$$

где $\chi_v^2(r)$ - квантиль χ^2 -распределения для случая r искомых параметров при доверительной вероятности v .

С учетом (5) многомерный эллипсоид (17), аналогичный эллипсоиду (9), можно записать в виде

$$(\hat{\Theta} - \bar{\Theta}_0)^T A_n (\hat{\Theta} - \bar{\Theta}_0) = \chi_v^2(r), \quad (18)$$

где A_n - матрица Грама, рассчитанная по (7) для n измерений $\bar{Y}_k$ на участке наблюдения $n\Delta t$.

Для выполнения планирования желательно, а для случаев $r > 2$ необходимо, использовать СДИ оценок, определяемые на основе обратной матрицы Грама A_n^{-1} по следующей, аналогичной (15), формуле:

$$(\Delta \hat{\theta}_n)_{гр} = \pm \sqrt{a_{jj}^* \chi_v^2(r)}. \quad (19)$$

Для случая $r=1$ и в особо важных случаях при $r=2$ целесообразно обращаться к построению СДО оценок.

Реализуется следующий механизм планирования: полученные по формуле (19) значения СДО оценок искомых параметров для исследуемого плана сравниваются с заданными предельно допустимыми разбросами. При отрицательном результате сравнения исследуемый план заменяется новым, и указанная процедура повторяется.

Необходимо отметить, что такая процедура планирования несмотря на приближенность (СДИ вместо СДО) для линейных ОЗ по сути является квазиоптимальной или, по крайней мере, рациональной [9 – 11].

2.6. Приближенный метод оценивания точности результатов и планирования для нелинейных ОЗ

В монографии [3] предложен подход к построению приближенных СДО и (или) СДИ для нелинейных ОЗ. В его основе лежит допущение, что для рассматриваемой ОЗ существует метод получения оценок $\hat{\Theta}_n$ вектора искомых параметров $\bar{\Theta}$, близкого его истинному значению $\bar{\Theta}_0$. Это предположение должно быть подтверждено путем имитационного моделирования решений ОЗ указанным методом для реальных условий.

При подтвержденной близости $\hat{\Theta}_n$ и $\bar{\Theta}_0$ приближенные СДО и СДИ оценок $\hat{\Theta}_n$ могут быть получены путем линеаризации функции невязки (3) в области вблизи $\hat{\Theta}_n$. В ней ковариационная матрица P_n определяется по формуле (5) для значений $\hat{\Theta}_n$, а приближенные СДО и СДИ – по приведенным выше формулам для линейных ОЗ.

Аналогичный подход может быть использован и для приближенного планирования параметрической идентификации в нелинейных ОЗ. Он основан на применении описанной в разделе 2.5 методологии к линеаризованной вблизи априорных значений $\bar{\Theta}_0$ области r -мерного пространства параметров $\hat{\theta}_j$.

Отметим, что справедливость и эффективность указанного подхода к проблеме точности в нелинейных ОЗ подтверждены в работах [4 – 11], где, как правило, рассматривались нелинейные ОЗТ и ОЗ диагностики проточной части тепловых двигателей.

3. Оценивание точности и планирование параметрической идентификации в обратных задачах теплопереноса

3.1. Методы ОЗТ в тепловых двигателях

В теплоэнергетике, включая тепловые двигатели, широко применяются методы (ОЗТ) как при экспериментальных исследованиях температурного состояния рабочих сред и элементов конструкции (ОЗТ диагностики), так и при оптимальном проектировании последних (ОЗТ оптимизации) [2].

При диагностике наиболее распространены граничные ОЗТ, целью которых является определение локальных тепловых потоков, коэффициентов теплоотдачи, тепловых сопротивлений и др. на поверхности объектов теплопереноса. При этом их диапазон весьма широк: от трехмерных охлаждаемых лопаток турбин до одномерных измерителей (датчиков) тепловых потоков (ДТП) [4, 6, 10].

Отдельным классом ОЗТ являются коэффициенты, целью которых является определение теплофизических характеристик материала, а также комбинированные или комплексные ОЗТ. В этих задачах в вектор искомых параметров $\bar{\Theta}$ включаются различные тепловые величины, например, тепловые потоки, поступающие в объект от внешней среды, и коэффициент теплопроводности λ его материала.

Известно, что ОЗТ относятся к некорректно поставленным ОЗ математической физики, которым свойственна неустойчивость решений. Поэтому для них рассматриваемые нами проблемы точности имеют первостепенное значение, что также отражено в цитированных выше исследованиях [4 – 8, 10].

3.2. Методологии построения СДО и СДИ для ОЗТ

Модели измерений в тепловых объектах обладают некоторыми специфическими особенностями. Так, в практике ОЗТ, например, в работах [4 – 8, 10], исходно измеряются, в основном, только температуры в одной или нескольких точках объекта. Таким образом, вектор измерения состоит из однородных физических величин, регистрируемых однотипной измерительной аппаратурой. Это позволяет предположить адекватные уровни дисперсий $\sigma_i^2 = \sigma^2$ для всех m составляющих вектора измерений.

Тогда выражение (1) для ковариационной матрицы шума в измерениях принимает вид

$$R = \sigma^2 I, \quad (20)$$

где I – единичная $(m \times m)$ -матрица.

Это обстоятельство позволяет упростить приведенные выше зависимости для СДО и СДИ. Так, основные исходные выражения (5), (7) и (8) для ковариационной матрицы $\bar{P}_n$, прямой $\bar{A}_n$ и обратной $\bar{A}_n^{-1}$ матриц Грама в случае ОЗТ принимают следующий вид:

$$\bar{P}_n = \bar{A}_n^{-1}, \quad (21)$$

$$\bar{A}_n = \frac{1}{\sigma^2} \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m u_{i1k}^2 & \dots & \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m u_{i1k} u_{i\Gamma k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m u_{i\Gamma k} u_{i1k} & \dots & \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m u_{i\Gamma k}^2 \end{bmatrix} = \frac{1}{\sigma^2} \begin{bmatrix} \bar{a}_{11} & \dots & \bar{a}_{1\Gamma} \\ \dots & \dots & \dots \\ \bar{a}_{\Gamma 1} & \dots & \bar{a}_{\Gamma\Gamma} \end{bmatrix}; \quad (22)$$

$$\bar{A}_n^{-1} = \begin{bmatrix} \bar{a}_{11}^* & \dots & \bar{a}_{1\Gamma}^* \\ \dots & \dots & \dots \\ \bar{a}_{\Gamma 1}^* & \dots & \bar{a}_{\Gamma\Gamma}^* \end{bmatrix}. \quad (23)$$

Необходимо внести изменения также в формулы (14) и (17) – (19), а именно: вместо ковариационной матрицы P_n использовать $\bar{P}_n$ и вместо матриц Грама A_n и A_n^{-1} и их элементов – матрицы $\bar{A}_n$ и $\bar{A}_n^{-1}$ и их элементы. Вместо параметра B использовать

$$\bar{B} = \sigma^2 B, \quad (24)$$

а величину $\chi_v^2(r)$ в формулах (17) – (19) умножать на σ^2 .

В частности, используемые в дальнейшем изложении формулы для СДИ оценок будут иметь следующий вид:

при оценивании погрешностей решений ОЗТ

$$(\Delta \theta_j)_{\text{гр}} = \pm \sigma \sqrt{\bar{a}_{jj}^*} B, \quad (25)$$

а при планировании решения ОЗТ

$$(\Delta \theta_j)_{\text{гр}} = \pm \sigma \sqrt{\bar{a}_{jj}^* \chi_v^2(r)}, \quad (26)$$

где $\bar{a}_{jj}^*$ – элементы обратной матрицы Грама, рассчитанные для значений $\bar{\theta} = \hat{\theta}_n$ в формуле (25) и $\bar{\theta} = \bar{\theta}_0$ в формуле (26).

При этом в случае планирования величина σ^2 дисперсии шума в измерениях задается априори, исходя из характеристик системы регистрации измерений, а в случае оценивания результатов – может быть определена в процессе решения ОЗТ [10].

Таким образом, адаптация к ОЗТ общей для ОЗ методологии оценивания точности и планирования не вызывает затруднений. В то же время специфика ОЗТ позволила разделить в формулах (21)–(26) погрешности на две взаимно независимые составляющие: первая определяется дисперсией σ^2 шума в измерениях, а вторая – степенью внутренней неустойчивости ОЗТ, количественно выражаемой особенностями матрицы Грама-объекта.

В качестве иллюстрации рассмотрим планирование процедуры параметрической идентификации одномерных градиентных ДТП.

4. Планирование параметрической идентификации датчиков плотности теплового потока

4.1. Постановки ОЗТ для одномерных градиентных ДТП

ДТП указанного типа обычно размещаются внутри детали заподлицо с исследуемой поверхностью ее внешнего теплообмена и представляют собой теплоизолированный с трех сторон стержень ограниченной длины H (рис. 1). Через рабочий торец в ДТП входит тепловой поток, под воздействием которого в стержне осуществляется нестационарный одномерный (по оси x) теплоперенос. Ход температур в одной или нескольких точках по длине ДТП или их перепадов измеряется миниатюрными термометрами сопротивления, термопарами или батареями термопар и служат основанием для решения граничной ОЗТ – экспериментально-расчетного определения (восстановления) значений плотности входящего в ДТП теплового потока $q = q(\tau)$ или $q = \text{const}$, но в динамическом режиме.

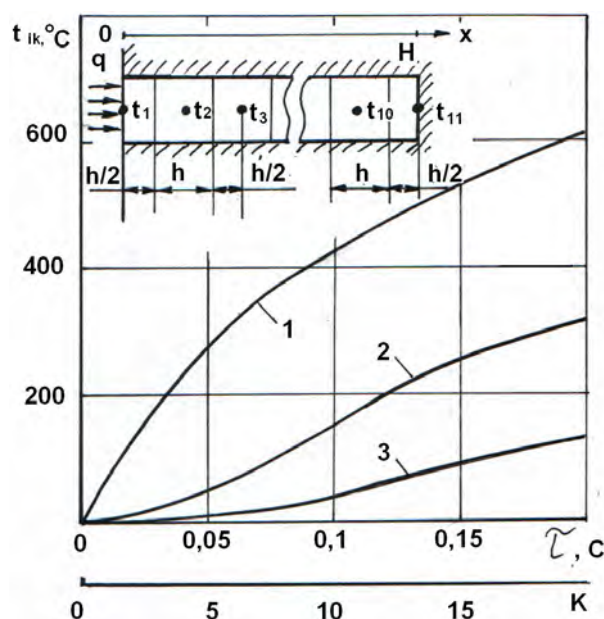


Рис. 1. Тепловая схема одномерного градиентного ДТП и ход температур t_{z_k} его блоков: 1 – t_{1k} ; 2 – t_{3k} ; 3 – t_{5k}

Постановке граничных ОЗТ, которые предполагается решать методом параметрической идентификации, должна предшествовать (раздел 2.1) параметризация задачи – выделение в модели температурного состояния ДТП вектора постоянных иско-

мых параметров $\bar{\theta} = \text{const}$. При этом будем рассматривать два случая.

В случае $q = \text{const}$ параметризация осуществляется естественным образом в виде

$$\bar{\theta}_1 = [q] = \text{const} \quad (27)$$

В более общем случае $q = q(\tau)$ для параметризации нами рекомендуется применять аппроксимацию $q(\tau)$ В-сплайнами первого порядка [5,10]. В рассматриваемой иллюстративной ОЗТ воспользуемся аналогичной, но более простой и распространенной кусочно-линейной аппроксимацией $q(\tau)$ на последовательных участках равной продолжительности $\Delta = k\Delta\tau$, ограничиваясь рассмотрением первого участка. Его начальный отрезок $n\Delta\tau$, на котором необходимо получить решение ОЗТ, содержит n измерений $\bar{Y}_k$ ($k=1, 2, \dots, n$). Принимаем, что на каждом участке кусочно-линейной аппроксимации Δ тепловой поток q_k ($k=1, 2, \dots, 20$) представляется своими левым q_l и правым q_{pr} значениями на границах участка и описывается очевидной зависимостью

$$q_k = q_l + k \frac{q_l - q_{pr}}{n} \quad (28)$$

Таким образом $(n \times 1)$ -вектор искомых параметров на первом и каждом из последующих участков аппроксимации имеет вид

$$\bar{\theta}_2 = [q_l \quad q_{pr}]^T = \text{const}, \quad (29)$$

а целью параметрической идентификации ДТП становится определение на начальном отрезке $n\Delta\tau$ участка Δ оптимальных оценок $\hat{q}_l$ и $\hat{q}_{pr}$ величин q_l и q_{pr} .

Кроме восстановления входящих в ДТП тепловых потоков может возникать задача определения или уточнения его теплофизических характеристик (ТФХ), в частности, теплопроводности λ . Это приводит к целесообразности рассмотрения нами еще двух комбинированных (гранично-коэффициентных) ОЗТ с

$$\bar{\theta}_3 = [q_1 \quad \lambda]^T \text{ и } \bar{\theta}_4 = [q_1 \quad q_2 \quad \lambda]^T.$$

Для них примем $\lambda_0 = 20,0 \text{ Вт/м} \cdot \text{град}$.

4.2. Модели температурного состояния и измерений ДТП

Для решения поставленных ОЗТ, а также для планирования их решений необходимы модели температурного состояния и измерений ДТП.

В качестве модели температурного состояния будем использовать весьма удобную при одномерном теплопереносе дифференциально-разностную модель (ДРМ) и ее программную реализацию применяемую в работах ХАИ [4, 5 и др.].

Для построения ДРМ стержень (рис. 1) длиной H разбивается на z элементарных блоков, из которых $z-2$ внутренних имеют толщину h . Средние температуры внутренних блоков отнесены к их геометрическим центрам, а средние температуры t_1 и t_z двух граничных блоков толщины $h/2$ – к их торцевым поверхностям. Температуры блоков составляют $(z \times 1)$ – вектор температур ДТП

$$\vec{T}_k = [t_{1k} \ t_{2k} \ \dots \ t_{zk}]^T. \quad (30)$$

Часть m составляющих вектора $\vec{T}_k$ ($m \leq z$) измеряется в эксперименте, образуя $(m \times 1)$ –вектор измерений $\vec{Y}_k$, который в функции невязки МНК (2) сравнивается со своим прогнозом (аналогом) $\hat{\vec{Y}}_k(\vec{\Theta})$, рассчитываемым по ДРМ ДТП в функции искомых параметров $\vec{\Theta}$.

На рис. 1 в качестве примера приведен полученный с помощью ДРМ ход температур t_{1k} , t_{3k} и t_{5k} блоков 1, 3 и 5 для истинных значений искомых параметров, которые для планирования были приняты следующими: $q_1 = 1 \cdot 10^7$ Вт/м²; $q_2 = 1,8 \cdot 10^7$ Вт/м² и $\lambda = 20,0$ Вт/м·град при нулевых начальных условиях $\vec{T} = 0$.

4.3. Исходные данные для планирования

Для планирования принимаем следующие исходные данные:

1. ДТП упомянутого выше типа длиной $H = 4 \cdot 10^{-3}$ м из жаропрочного сплава со следующими известными ТФХ: плотность $\rho = 7,8 \cdot 10^3$ кг/м³; теплопроводность $\lambda = 20,0$ Вт/м·град; удельная теплоемкость $C = 0,43$ кДж/кгК; температуропроводность $\alpha = 5,9 \cdot 10^{-6}$ м²/с. Априорно выбранные “истинные” значения искомых параметров приведены выше.

2. В качестве модели температурного состояния ДТП используем ДРМ описанного выше типа с количеством блоков $z=11$.

3. В качестве значимых факторов, влияющих на процедуру решения ОЗТ или факторов планирования будем рассматривать следующие:

а) структура (состав) вектора искомых параметров $\vec{\Theta}$ из числа представленных выше вариантов $\vec{\Theta}$, т. е. вид ОЗТ.

б) структура (состав) вектора измерений $\vec{Y}_k$, в частности, варианты измерения одиночных температур рабочего торца t_{1k} , t_{3k} или t_{5k} , а также одно-временного измерения температур двух внутренних блоков t_{3k} и t_{5k} .

в) количество измерений n (5, 10 или 20) на начальной части $n \cdot \Delta\tau$ участка $\Delta = 20 \cdot \Delta\tau$ линейной аппроксимации $q(\tau)$ между значениями q_1 при $k=0$ и q_2 при $k=20$. При этом для всех вариантов планирования временной шаг $\Delta\tau = 0,01$ с.

г) величина среднеквадратичного отклонения σ шума в измерениях.

4. В качестве показателя точности оценок $\hat{\theta}_j$ для рассматриваемых планов вариантов идентификации предлагается использовать СДИ оценок, определяемые по формуле (26). Для сравнения величин СДИ искомых параметров $\hat{\theta}_j$ целесообразно ввести относительный СДИ, определяемый следующим образом:

$$\delta\hat{\theta}_j = \pm \frac{(\Delta\hat{\theta}_j)_{\text{гр}}}{\theta_{j0}} = \pm \frac{\sigma}{\theta_{j0}} \sqrt{a_{jj}^* \chi_{v(r)}^2}, \quad (31)$$

где θ_{j0} – “истинное” значение параметра. θ_j .

4.4. Выполнение планирования

4.4.1. Относительно стратегии планирования необходимо подчеркнуть следующее:

Планированием будет охвачено четыре вида нестационарных ОЗТ по восстановлению входящих в ДТП тепловых потоков, поставленные в подразделе 4.1.

В двух из них (№ 2 и № 4) также определяется теплопроводность λ материала ДТП.

Рассматривается два возможных вида тепловых потоков. В первом, наиболее простом случае, восстанавливается стационарный тепловой поток $q_1 = \text{const}$ (ОЗТ №1 и №2) на участке наблюдения $n \cdot \Delta\tau$ (во всех случаях $\Delta\tau = 0,01$ с). Во втором случае восстановлению подлежат два параметра q_1 и $q_{\text{пр}}$ линейной аппроксимации нестационарного потока $q(\tau)$ на участке $\Delta = 20 \cdot \Delta\tau$ при измерениях $\vec{Y}_k$ на начальном отрезке $n \cdot \Delta\tau$ участка Δ . Таким образом, в обоих случаях указанные косвенные измерения теплового потока должны выполняться за минимальное время и поэтому называются динамическими.

Для поставленных ОЗТ были выполнены следующие этапы планирования их решения:

4.4.2. С помощью ДРМ ДТП были рассчитаны функции чувствительности u_{ijk} i -х ($i=1, 3$ и 5) измеряемых температур к j -м искомым параметрам в k -е моменты времени для значений $n=5, 10$ и 20 с шагом $\Delta\tau=0,01$ с для принятых в разделе 4.2 “истинных” значений искомых параметров $\vec{\Theta}_0$ по следующей приближенной формуле:

$$u_{ijk} = \frac{t_{ik}(\theta_{10}, \theta_{20}, \dots, \theta_{j0} + \Delta\theta_j, \dots, \theta_{i0}) - t_{ik0}}{\Delta\theta_j}. \quad (32)$$

Предварительно для каждой u_{ijk} выбиралась величина приращения $\Delta\theta_j$, которая, как правило, не превышала $\pm 0,05$ от θ_{j0} . При этом критерием выбора являлись близость и устойчивость u_{ijk} для значений $\pm \Delta\theta_j$. Для ОЗТ №№3 и 4 в ДРМ подставлялись значения теплового потока q_k в соответствии с формулой (28).

В качестве иллюстрации на рис. 2 приведены функции чувствительности u_{iq_1k} , u_{iq_2k} и $u_{i\lambda k}$ температур t_1 , t_3 и t_5 к изменению параметров q_1 , q_2 и λ в k -е моменты времени.

4.4.3. Для каждой ОЗТ с использованием полученных значений функций чувствительности u_{ijk} ($i=1, 3$ и 5 ; $j=q_1, q_2$ и λ ; $k=1, 2$ и n , где $n=5, 10$ и 20) по формуле (22) для $\sigma^2=1$ было построено по девяти вариантам матрицы Грама $\bar{A}_n$ для девяти вариантов (планов) параметрической идентификации ДТП. Применением стандартной процедуры обращения из них получены девять обратных матриц Грама $\bar{A}_n^{-1}$ для использования при определении СДИ искомым

параметров для рассматриваемых вариантов (планов). Кроме того, для ОЗТ № 2 дополнительно были построены по 2 варианта матриц $\bar{A}_n$ и $\bar{A}_n^{-1}$ для плана с одновременным измерением температур t_3 и t_5 двух блоков ДТП (для $n=10$ и $n=20$).

4.4.4. В качестве показателя планируемой точности оценок искомым параметров для различных вариантов (планов) нами использовались относительные СДИ $\delta\hat{\theta}_j$ оценок при $\sigma^2=1$, определяемые по формуле (31). Их значения в (%) для девяти вариантов (планов) по каждой из четырех ОЗТ сведены в табл. 1. В табл. 2 аналогичные показатели приведены для оговоренного в 4.4.3 случая одновременного измерения температур двух внутренних блоков ДТП в ОЗТ № 2.

4.4.5. В качестве иллюстрации особенностей графического представления планируемой точности оценок искомым параметров (случай $r=2$) для одного из вариантов (планов) ОЗТ № 2. При этом использовались элементы матрицы Грама $\bar{A}_n$ и приведенная в подразделе 2.5 методика с формулами (17) – (19), в которой значение $\chi_{v(r)}^2$ умножалось на величину $\sigma^2=1$. Результаты построения СДО и соответствующей ей СДИ, а также СДИ для некоторых вариантов (планов) ОЗТ №2 приведены на рис. 3.

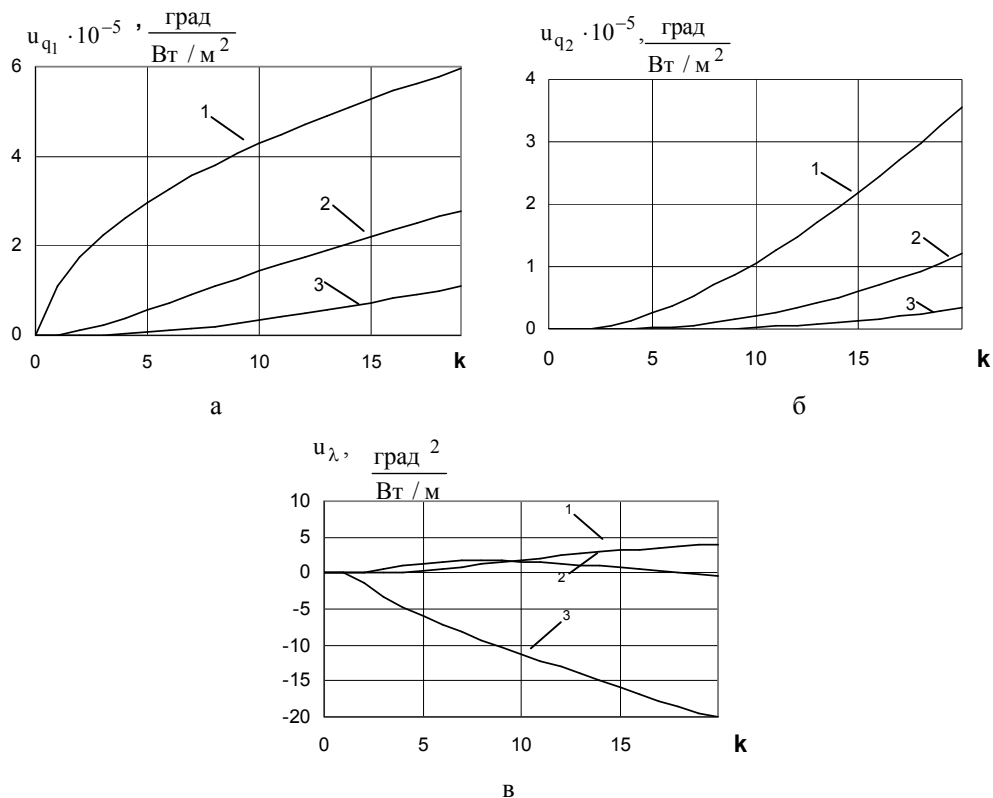


Рис. 2. Функции чувствительности i -х измерений (1 – t_1 ; 2 – t_3 ; 3 – t_5) к j -м искомым параметрам: а – к q_1 ; б – к q_2 ; в – к λ

Таблица 1

Сводные результаты планирования
параметрической идентификации при решениях ОЗТ №№ 1-4

№№ вари- анта ОЗТ	Вектор искомых парамет- ров	Точ- ки изме- рения тем- пера- тур	Относительные СДИ $\delta\hat{\theta}_j$ при $\sigma^2 = 1$								
			$\delta\hat{q}_1$			$\delta\hat{q}_2$			$\delta\lambda$		
			Кол-во измерений			Кол-во измерений			Кол-во измерений		
			n=5	n=10	N=20	n=5	n=10	n=20	n=5	n=10	n=20
1	$\bar{\Theta}_1 = [q_1]$	1	0,39	0,20	0,10	-	-	-	-	-	-
		3	2,67	0,75	0,25	-	-	-	-	-	-
		5	60,20	3,77	0,71	-	-	-	-	-	-
2	$\bar{\Theta}_2 = \begin{bmatrix} q_1 \\ \lambda \end{bmatrix}$	1	4,60	0,37	0,32	-	-	-	11,10	8,27	6,90
		3	15,80	2,00	0,32	-	-	-	25,20	7,00	2,80
		5	60,00	3,10	0,35	-	-	-	287,0	25,0	5,25
3	$\bar{\Theta}_3 = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix}$	1	1,16	0,67	0,36	6,66	1,74	0,44	-	-	-
		3	3,50	3,53	1,12	34,0	13,20	1,78	-	-	-
		5	192,00	30,00	4,40	3130	157,0	9,12	-	-	-
		3	192,70	32,60	3,80	883,0	32,60	5,50	158,0	59,9	8,40
		5	1150,0	530,0	200,2	5245	1114,	187,1	426,0	236,0	133,0

Таблица 2

Влияние структуры вектора измерений
(в ОЗТ №2) на относительные СДИ
искомых параметров

Вектор измерений	Относительные СДИ $\delta\hat{\theta}_j$ для $\sigma^2 = 1$			
	$\delta\hat{q}_1$		$\delta\lambda$	
	Количество измерений n		Количество измерений n	
	n=10	n=20	n=10	n=20
$\bar{Y} = [t_3]$	2,03	0,31	7,00	2,80
$\bar{Y} = [t_5]$	3,10	0,35	25,00	5,25
$\bar{Y} = [t_3 \ t_5]^T$	0,83	0,16	5,10	2,30

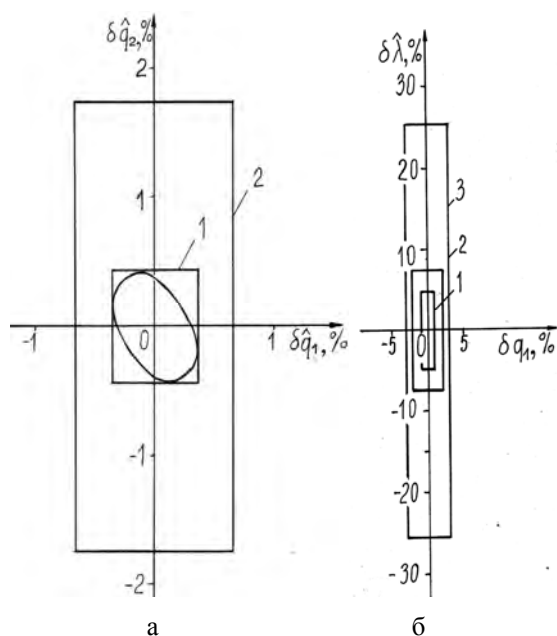


Рис. 3. Примеры СДО и СДИ
оценок искомых параметров:
а – ОЗТ №3; 1 – СДО-эллипс и СДИ
для t_1 и $n=20$; 2 - СДИ для t_1 и $n=10$;
б – ОЗТ №2; СДИ для $n=10$
и следующих вариантов измерения:
1 – t_3 и t_5 ; 2 – t_3 ; 3 – t_5

4.5. Обсуждение результатов планирования

По приведенным в табл. 1 и 2 результатам планирования можно сделать следующие основные выводы.

4.5.1. При идентификации постоянного теплового потока $q=q_1=\text{const}$ (ОЗТ №№ 1 и 2) на начальном отрезке переходного процесса $n \cdot \Delta t$ для повы-

шения быстродействия косвенных измерений желательно использовать измерения температуры t_1 . Заглубление точки измерения температуры (измерение t_3) приводит к существенному росту относительных СДИ, особенно при одновременной идентификации λ (ОЗТ № 2). Так, использование t_3 практически возможно только при значительном расширении отрезка наблюдения (до $n=20$), что существенно сужает быстродействие динамических измерений q_1 . Использование в качестве измеряемой температуры t_5 для большинства вариантов (планов) приводит к значительным проблемам неустойчивости ОЗТ и является нецелесообразным.

4.5.2. При идентификации переменного во времени теплового потока $q(\tau)$, то есть его кусочно-линейной аппроксимации на участках $\Delta=20\Delta\tau$ (ОЗТ №№ 3 и 4), вывод о желательности использования измерений t_1 становится еще более категоричным. Так, планы с измерениями t_5 фактически исключаются, а измерения t_3 можно рекомендовать лишь для ОЗТ № 3 при больших $n=20$.

Одновременное оценивание λ (ОЗТ № 4) ухудшает точность оценок q_1 и q_2 , оставляя их в допустимых пределах лишь для планов с измерением t_1 , а если t_3 , то при больших $n=20$. В последнем случае начальный отрезок решения ОЗТ совпадает с участком аппроксимации $q(\tau)$ $\Delta = 20\Delta\tau$.

4.5.3. Как следует из результатов табл. 2, состав вектора измерений, в частности, добавление еще одного измерения t_5 , оказывает определенное положительное влияние на планируемую точность оценок параметров q_1 и λ .

4.5.4. Планирование выполнено для конкретного ДТП и априорно заданных предполагаемых “истинных” значений $\bar{\Theta}_0$ вектора искомых параметров $\bar{\Theta}$. Разработанное нами программное обеспечение позволяет оперативно выполнять планирование для иных исходных данных.

При этом можно считать, что постановка ОЗТ в части выбора структуры и состава вектора искомых параметров $\bar{\Theta}$ фактически является одним из факторов планирования.

Заключение

1. Изложена разработанная в ХАИ методология планирования и оценивания точности параметрической идентификации динамических объектов как метода решения ОЗ математического моделирования для них. Методология основана на построении СДО и (или) СДИ оценок искомых параметров, которые через функции чувствительности измеряемых параметров объекта к изменению искомых учитывают все значимые факторы, влияющие на процедуру

параметрической идентификации. На их основе могут быть построены прямая и обратная матрица Грама функций чувствительности. Первая из них определяет СДО, а вторая – СДИ оценок искомых параметров как в случае оценивания их точности, так и планирования самой процедуры параметрической идентификации.

2. Представлена адаптация этой методологии для оценок точности и планирования параметрической идентификации как метода решения ОЗТ, распространенных в области тепловых двигателей и теплоэнергетики. При этом оказалось возможным разделить влияние случайных погрешностей в измерениях, которое прямо пропорционально величине их среднеквадратичного отклонения, и собственной неустойчивости ОЗТ.

3. В качестве иллюстрации выполнено планирование параметрической идентификации одномерных градиентных ДТП при их использовании как средства косвенных динамических измерений плотности входящих в элементы конструкции тепловых потоков.

4. Представляется, что в предложенной методологии для ОЗТ шум в измерениях практически выступает в качестве тестового сигнала, показывающего уровень некорректности их постановок при различных вариантах (планах). В дальнейшем необходимо разработать методику учета влияния систематических погрешностей в измерениях.

Литература

1. Метрологическое обеспечение измерительных систем. Основные положения по ГОСТР 8.596–2002 [Текст] // Справочник. Инженерный журнал. – 2003. – № 5. – С. 2 – 7.
2. Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем [Текст]: учеб. пособие / О.М. Алифанов, П.Н. Вабищевич, В.В. Михайлов [и др.]. – М.: Логос, 2001. – 400 с.
3. Химмельблау, Д. Анализ процессов статистическими методами [Текст] / Д. Химмельблау. – М.: Мир, 1973. – 957 с.
4. Симбирский, Д.Ф. Температурная диагностика двигателей (пленочная термометрия и оптимальные оценки) [Текст] / Д.Ф. Симбирский. – К.: Техника, 1976. – 208 с.
5. Бут, Е.Н. Сплайн-идентификация тепловых потоков [Текст]: автореф. дисс. на соискание науч. степени канд. техн. наук.: 01.04.14 “Теплофизика” / Евгений Николаевич Бут. – Л.: ЛИТМО.–Л.: 1979. – 20 с.
6. Симбирский, Д.Ф. Метрология косвенных измерений [Текст] / Д.Ф. Симбирский // Измерительная техника. – 1983. – № 1. – С. 12–14.
7. Симбирский Д.Ф. Оптимальный синтез измерительных систем, использующих алгоритмы

обратных задач [Текст] / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, С.В. Епифанов // Методы теории идентификации в задачах измерительной техники и метрологии.: тез. докл. 5-го Всесоюз. симпози. – Новосибирск, 1989. – С. 136 – 137.

8. Симбирский, Д.Ф. Оптимальное планирование и метрологические аспекты параметрической идентификации динамических систем [Текст] / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, С.В. Епифанов // Идентификация динамических систем и обратные задачи.: тез. докл. Всесоюз. конф. – Суздаль, 1990. – С. 142.

9. Епифанов, С.В. Оптимальный выбор измеряемых параметров при идентификации ГТД [Текст] / С.В. Епифанов, Д.Ф. Симбирский, С.А. Кап-

лун / Изв. ВУЗов. Авиационная техника. – 1989. – № 4. – С. 39 – 43; 1990. – № 1. – С. 57 – 62; 1990. – № 2. – С. 72 – 78.

10. Макаренко, Г.В. Оптимизация систем параметрической идентификации теплопереноса в элементах теплоэнергетических установок [Текст]: автореф. дисс. на соискание научн. степени канд. техн. наук.: 05.14.05 "Теоретические основы теплотехники" / Галина Владимировна Макаренко; ИПМаш НАНУ. – Х.: 1992. – 16 с.

11. Епифанов, С.В. Оптимальный синтез систем диагностирования технического состояния авиационных ГТД [Текст]: автореф. дисс. на соискание научн. степени доктора техн. наук.: 05.07.05/ Епифанов Сергей Валериевич; Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2001. – 35 с.

Поступила в редакцию 1.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры информатики М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ПЛАНУВАННЯ І ОЦІНЮВАННЯ ТОЧНОСТІ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ДИНАМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Д.Ф. Симбірський, Г.Д. Симбірський

Методи параметричної ідентифікації складних технічних об'єктів широко застосовуються при експериментальних дослідженнях останніх. Вони є методами непрямих вимірювань параметрів об'єктів і тому повинні завершуватися визначенням нормативних показників точності результатів, що через складність проблеми звичайно важко здійсненне. У зв'язку з цим в статті надається і ілюструється розроблена в ХАІ універсальна методологія визначення сумісних довірчих областей і інтервалів параметрів технічного об'єкту, що визначаються на підставі його функцій чутливості параметрів, що вимірюється, до параметрів, що шукаються.

Ключові слова: об'єкт, параметр, ідентифікація, оптимальний, оцінки точності, планування, тепловий стан, чуйник теплового потоку

PLANNING AND ACCURACY ESTIMATION IN PARAMETRICAL IDENTIFICATION OF TEMPERATURE STATE DYNAMIC OBJECTS

D.F. Simbirsky, G.D. Simbirsky

The methods of parametrical identification of difficult technical objects are widely used at their experimental researches. Being the methods of the indirect measuring of parameters of objects, they must be completed by the decision of normative indexes of accuracy of results, whatever by virtue of complication of problem is usually executable. In this connection the universal methodology of decision of joint confiding regions and intervals of the determined parameters of technical object on the basis of its functions of sensitiveness measurable parameters to searching parameters developed in KNAI is expounded in an article and illustrated.

Keywords: object, a parameter, identification, is optimum, estimations of accuracy, planning, temperature state, sensor of heat stream

Симбирский Дмитрий Федорович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции и прочности двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, e-mail: simdm@ukr.net.

Симбирский Геннадий Дмитриевич – канд. техн. наук, доцент кафедры информатики Харьковского национального автодорожного университета, Харьков, Украина, e-mail: simgn27@ukr.

УДК 621.311.21.001.4

Е.В. ЮРЕВИЧ, С.В. ГУБИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КОМБИНИРОВАННОГО ПРИЕМНИКА СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ С ГОЛОГРАФИЧЕСКИМ КОНЦЕНТРАТОРОМ

Рассмотрен комбинированный приемник солнечного излучения, основы построения, принцип работы одного из вариантов. Приведено объяснение применения концентраторов солнечного излучения в приемниках солнечного излучения и обоснован выбор концентратора, применяемого в рассматриваемом приемнике. Предложено математическое описание для математического моделирования, в результате выполнения которого возможно получение энергетических характеристик как фотоэлектрической так и гелиоколлекторной составляющих. Сделаны выводы о преимуществах применения данного приемника в сфере электро- и теплоснабжения потребителя.

Ключевые слова: комбинированный гелиоприемник, фотоэлектрический модуль, гелиоколлектор, голографический концентратор, математическая модель.

Введение

Применение солнечных батарей является одним из наиболее перспективных решений электро- и теплоснабжения потребителя от возобновляемых источников энергии. Они могут быть установлены непосредственно на кровле здания, а могут образовывать целые солнечные электростанции. Солнечная энергия доступна в любой точке планеты и является экологически чистой. Фотоэлектрический метод преобразования солнечного излучения дает возможность получать электричество, а тепловой спектр солнечного излучения используется солнечными гелиоколлекторами для горячего водоснабжения и отопления. Особенностью фотоэлектрического метода является то, что преобразуется не весь спектр солнечного излучения, кроме того коэффициент полезного действия далек от совершенства, а с ростом температуры снижается эффективность преобразования. При этом стоимость фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) значительна.

Компенсировать часть этих недостатков можно путем концентрации солнечного излучения и уменьшением фотоактивной площади ФЭП. Однако при этом значительно повышается равновесная температура ФЭП. Данный избыток тепла может быть отведен дополнительной установкой гелиоколлектора, который обеспечит не только снижение температуры, но и создаст дополнительный нагрев теплоносителя для горячего водоснабжения и отопления.

Постановка задачи

Для повышения эффективности солнечных батарей предлагается применение комбинированного

гелиоприемника, в котором реализованы концентрация солнечного излучения, фотоэлектрическое преобразование и гелиоколлекторное нагревание воды.

Комбинированный гелиоприемник такого типа представляет собой единый блок преобразования солнечной энергии (рис. 1).

Принцип работы такого гелиоприемника основан на том, что видимая часть солнечного излучения многократно отражается от голографической пленки [1] и от внутренней стороны внешнего слоя поликарбоната в так называемом волноводе до тех пор, пока не попадет на фотопреобразователь [2], который преобразует это излучение в электричество. Голографическая пленка пропускает длинноволновое излучение, которое сразу попадает на абсорбер, в трубках которого нагревается рабочая жидкость. Теплопроводящая паста необходима для того, чтобы снизить сопротивление теплоотвода от нагретых фотоэлектрических преобразователей. Для уменьшения тепловых потерь от абсорбера во внешнюю среду, применяется теплоизоляция. Чтобы уплотнить монолитный поликарбонат в корпусе используется резиновая прокладка.

Основное функциональное назначение концентрирующих систем – повышение плотности потока солнечного излучения для его эффективного и более экономичного преобразования в необходимый вид энергии. Большинство существующих концентраторов солнечного излучения позволяют концентрировать практически весь спектр солнечного излучения в результате чего на фотоэлемент попадает как видимая часть, которая может быть преобразована в электричество, так и тепловая (инфракрасная (ИК)), которая повышает рабочую температуру фотоэле-

мента. Именно поэтому, в качестве концентратора предлагается использование трехмерной голограммы в виде тонкопленочного материала.

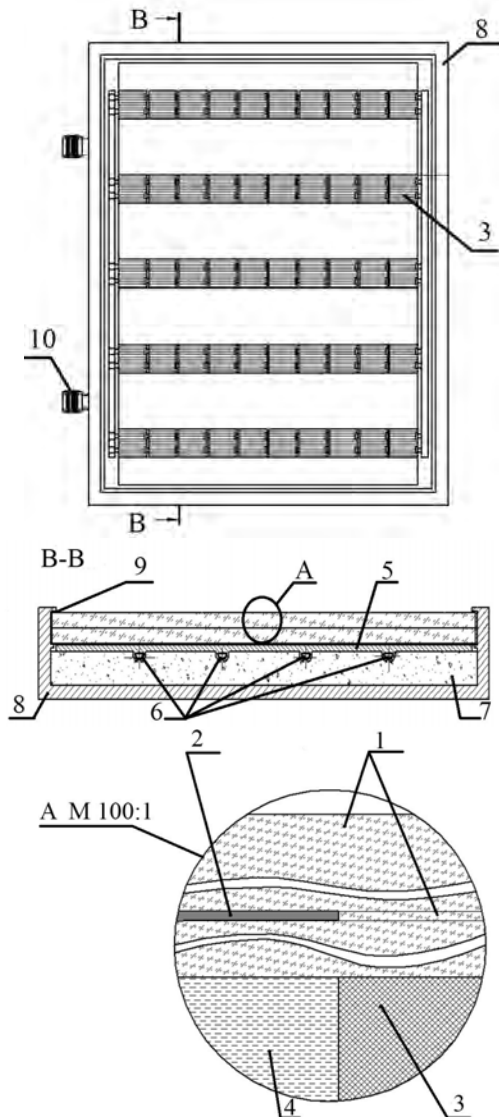


Рис. 1. Состав комбинированного гелиоприемника:

- 1 - монолитный поликарбонат, 2 - концентратор солнечного излучения – голографическая пленка,
- 3 – фотоэлемент, 4 - теплопроводящая паста,
- 5 – абсорбер, 6 - трубы с теплопроводящей жидкостью, 7 – теплоизоляция, 8 – корпус,
- 9 - резиновая прокладка, 10 - патрубки

Такая трехмерная голограмма работает следующим образом - при записи трехмерной объемной голограммы в массе фотоматериала образуется столько систем страт, сколько длин волн используется. В результате образуется настоящая совокупность страт $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \dots$, переплетение которых соответствует локальным изменениям фаз «волн-объектов». Это голограмма Липпмана – Брэгга [5]. Независимость взаимодействия элементов страт со светом в качестве как выделяющих, так и складывающих фильтров приводит к тому, что при освещении голограммы светом длин волн $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \dots$, возникают налагающиеся друг на друга монохроматические изображения. При освещении белым светом такой голограммы, каждая волна при определенном угле падения (угол Брэгга) отразится от «своей» системы страт.

Таким образом, задачу можно поставить как совместное математическое описание процессов концентрации, фотоэлектрического преобразования и теплоотвода.

Решение задачи

Основой математического моделирования процессов в фотоэлектрических батареях является описание вольт-амперной характеристики (ВАХ). Моделирование ВАХ батареи фотоэлектрической (БФ) выполняется на основе моделирования ВАХ ФЭП.

Для описания характеристик фотоэлемента применяется модель Шокли в основу которой положено уравнение поведения идеального диода в заданных условиях фототока [4] и температуры. В этом уравнении параметры $U_{xx}, I_{k.z.}, U_{opt}, I_{opt}, P_{max}$ могут определяться как на основе расчетов полупроводниковой структуры, так и на основе экспериментальных исследований.

Для тока нагрузки:

$$I_n = I_{opt} - I_0 \cdot \left[\exp \left(\frac{q \cdot (U + I_n \cdot R_{\Pi})}{A_k \cdot k \cdot T} \right) - 1 \right], \quad (1)$$

где: I_n – ток на нагрузку, А;

U_n – напряжение на нагрузку, В;

I_0 – обратный ток насыщения, А;

I_{opt} – значение тока в оптимальной точке при различных температурах, А;

A_k – диодный коэффициент;

q – заряд электрона, $q = 1,6 \cdot 10^{-17}$ Кл;

k – постоянная Больцмана, $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж;

T – абсолютная температура СЭ, К;

R – последовательное сопротивление, Ом.

Представленная здесь модель отличается введением переменных:

Напряжение холостого хода при изменении температуры:

$$U_{xxt} = U_{xx} + U_{xx} \cdot dUt(T_0 - T), \quad (2)$$

где U_{xx} – напряжение холостого хода при стандартной температуре и изменении освещенности

$$U_{xx} = \frac{A_k \cdot k \cdot T}{q} \cdot \ln \left(\frac{I_{opt}}{I_0} + 1 \right), \quad B; \quad (3)$$

dUt – температурный коэффициент по напряжению, В;

T_0 – стандартная температура, $T_0 = +25^\circ\text{C}$;

Значение тока при различных температурах и освещенностях:

$$I_{\text{фт}} = I_{\text{кз}} \cdot (E_{\text{ФЭП}} / E_0) - I_{\text{кз}} \cdot dI_t \cdot (E_{\text{ФЭП}} / E_0) (T_0 - T), \quad (4)$$

где $I_{\text{кз}} \cdot (E_{\text{ФЭП}} / E_0)$ – изменение тока короткого замыкания по освещенности;

dI_t – температурный коэффициент по току;

$E_{\text{ФЭП}}$ – среднемесячное среднее дневное значение плотности солнечного излучения, поступающего на поверхность ФЭП, Вт/м²;

E_0 – значение освещенности при стандартных условиях, $E_0 = 1000$ Вт/м².

$$R_n = \frac{(U_{\text{опт}} + U_{\text{опт}} \cdot dU_t \cdot [T_0 - T])}{\left(I_{\text{опт}} \cdot \left(\frac{E_{\text{ФЭП}}}{E_0} \right) - I_{\text{опт}} \cdot dI_t \cdot \left(\frac{E_{\text{ФЭП}}}{E_0} \right) \cdot (T_0 - T) \cdot r_d \right)}, \quad (5)$$

где r_d – дифференциальное сопротивление, находящееся в начале участка освещения;

$U_{\text{опт}}$ – напряжение в оптимальной точке, В;

Обратный ток насыщения является температурно зависимым:

$$I_0 = \frac{I_{\text{опт}}}{\exp \left(\frac{(q \cdot U_{\text{хх}} t)}{(A_k \cdot k \cdot (T + 273))} \right)}. \quad (6)$$

Максимальная мощность:

$$P_{\text{max}} = U_{\text{опт}} \cdot I_{\text{опт}}, \quad (7)$$

Мощность модуля комбинированной солнечной энергоустановки:

$$P_m = E_{\text{ФЭП}} \cdot \eta \cdot N_{\text{ФЭП}} \cdot S_{\text{эл}}, \quad (8)$$

где $E_{\text{ФЭП}}$ – среднемесячное среднее дневное значение плотности солнечного излучения поступающего на поверхность ФЭП, Вт/м²;

η – к.п.д. фотопреобразователя;

$N_{\text{ФЭП}}$ – количество фотопреобразователей в модуле;

$S_{\text{эл}}$ – площадь фотоэлемента.

Количество солнечного излучения, поступающего на поверхность ФЭП:

$$E_{\text{ФЭП}} = E_0 + k_k \cdot E_{\text{п}}, \quad (9)$$

где k_k – коэффициент концентрации:

$$k_k = \frac{b_{\text{п}}}{b_{\text{ФЭП}}}, \quad (10)$$

где $E_{\text{п}}$ – количество солнечного излучения, поступающего на голографическую пленку и отраженно от нее, в результате чего по образовавшемуся волноводу между голографической пленкой и внешним слоем монолитного поликарбоната оно поступает на ФЭП;

$b_{\text{п}}$ – ширина голографической пленки;

$b_{\text{ФЭП}}$ – ширина фотопреобразователя.

Для описания гелиоколлектора используем уравнение теплового баланса абсорбера:

$$Q_k = F_{\text{из}} \cdot A \cdot (\eta_0 \cdot E_{\text{кол}} - K_m \cdot (t_{\text{ж.ср.}} - t_{\text{возд}})), \quad (11)$$

где $F_{\text{из}}$ – коэффициент изотермичности абсорбера теплового коллектора. Показывает насколько одинаковой или равномерной распределена температура по площади абсорбера теплового коллектора.

A – площадь тепловоспринимающей поверхности;

η_0 – оптический КПД коллектора;

τ_c – пропускная способность остекления коллектора;

α_c – поглощательная способность абсорбера;

$E_{\text{кол}}$ – количество солнечной энергии, поступающей на коллектор;

K_m – общий коэффициент теплопередачи от коллектора в окружающую среду;

$t_{\text{ж.ср.}}$ – средняя температура теплоносителя в коллекторе;

$t_{\text{возд}}$ – температура воздуха.

Количество излучения, которое поступает на гелиоколлектор:

$$E_{\text{кол}} = E_{\text{ФЭП}} - 0,19 \cdot E_{\text{ФЭП}} + (E_0 - 0,19 \cdot E_0). \quad (12)$$

При создании модели принято, что на начальном этапе концентратор описывается постоянным значением коэффициента концентрации, параметры которого могут варьироваться для различных технических решений в пределах известных длин волн солнечного излучения $k_k(\lambda_{\text{тр}})$.

Результаты решения

В результате проведения математического моделирования комбинированного приемника солнечного излучения, площадью 1 м² (площадь, занимаемая фотопреобразователями составляет 0,335 м²) были получены следующие значения: электрическая мощность приемника 190 Вт и тепловая – 2978 Дж. В результате выполнения математического моделирования были получены вольт-амперная (рис. 2) и вольт-ваттная (рис. 3) характеристики модуля.

График зависимости тепла, вырабатываемого коллектором, от температуры окружающей среды, представляет собой линейную зависимость.

При изменении температуры окружающей среды в пределах от 38 до 68°C количество тепла вырабатываемого коллектором варьируется от 2905 до 2978 Дж.

Выводы

Комбинированный гелиоприемник обладает рядом преимуществ перед другими: более эффективное использование солнечного излучения, поступающего на поверхность 1 м², отсутствие необходимости применения системы слежения за Солнцем.

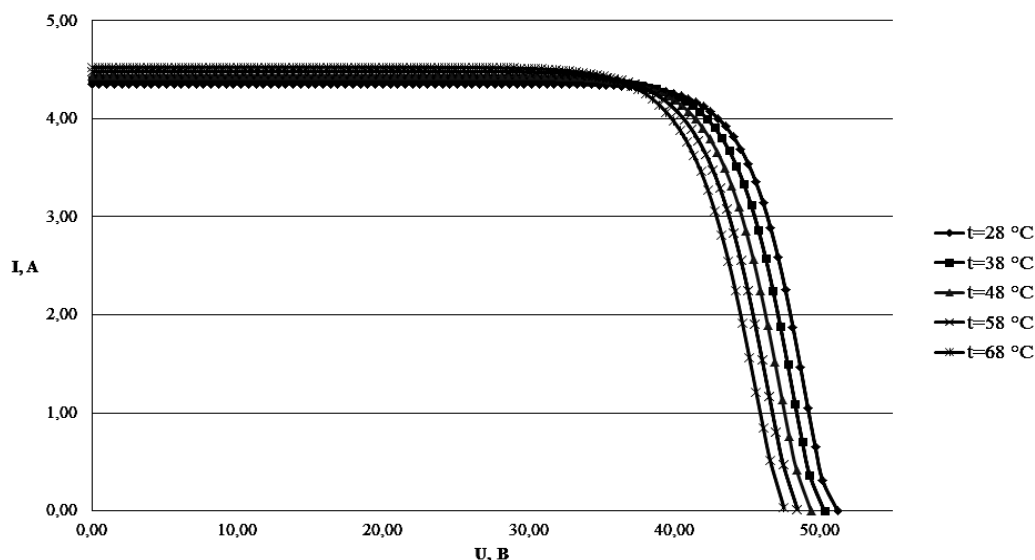


Рис. 2. Вольт-амперная характеристика модуля комбинированного приемника при различной температуре окружающей среды

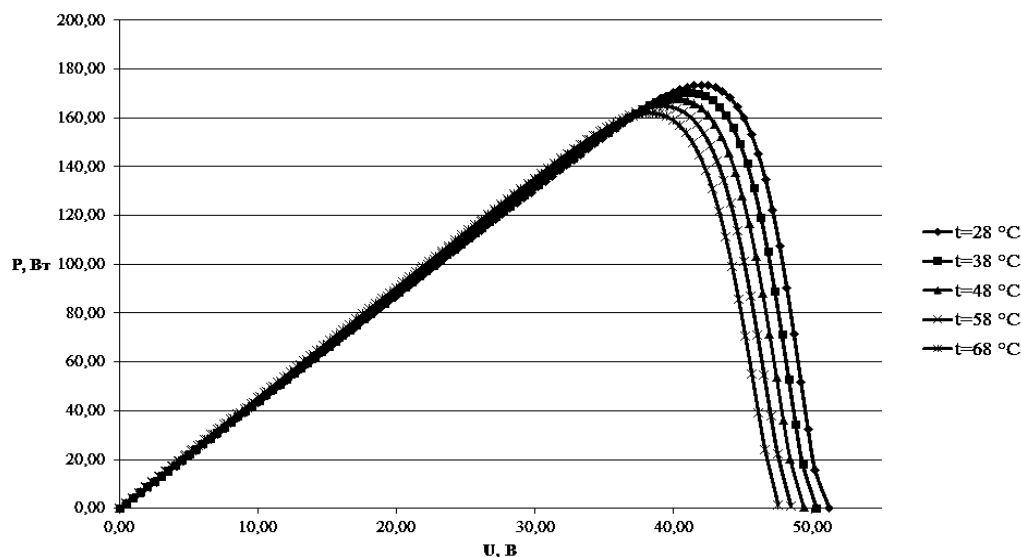


Рис. 3. Вольт-ваттная характеристика модуля комбинированного приемника при различной температуре окружающей среды

Однако сложность его создания заключается в сочетании противоречивых требований: в концентрации солнечной энергии, повышении равновесной температуры ФЭП, необходимости ее снижения за счет охлаждения гелиоколлектором, а также в необходимости одновременного повышения рабочей температуры гелиоколлектора для более эффективного нагрева рабочей жидкости. То есть необходимо найти некое оптимальное сочетание параметров степени концентрации и рабочей температуры при максимальной энергоотдаче ФЭП и эффективности гелиоколлектора. В первом приближении эта задача может быть решена с помощью представленной математической модели с введением ограничений по эффективности и стоимости. При этом область при-

менения комбинированного гелиоприемника значительно расширяется.

Этот приемник может применяться для «солнечных домов». С его помощью, в зависимости от сезона и от места расположения дома, можно либо полностью, либо частично обеспечить дом электричеством и теплом. При освещении установки Солнцем, электрический ток, поступающий от фотопреобразователей, заряжает большие электрохимические аккумуляторы [3]. В то же время тепло солнечного излучения передается от фотопреобразователей к алюминиевым листам, а от них — теплоносителю, протекающему в трубах. Горячая вода накапливается в резервуаре — большом водяном баке, который расположен под полом дома. Для работы установки

в холодное время года в контуре гелиоколлектора должна циркулировать незамерзающая жидкость (антифриз). Для этого в контур вводится теплообменник, установленный в баке – аккумуляторе, а сам контур герметизируется при повышенном давлении теплоносителя, что обеспечивает работу гелиоколлектора при более высоких температурах и надежно защищает потребителя от токсического влияния антифриза. Основной задачей комбинирования приемников солнечного излучения есть сохранение высоких выходных характеристик при минимальных затратах.

Таким образом, для создания методики расчета гелиоприемника комбинированного типа необходимо ввести математическое описание концентратора солнечного излучения и решить систему уравнений концентратор-фотоэлемент-абсорбер для определения оптимальной температуры при которой будет максимальная энергоотдача как фотоэлемента так и гелиоколлектора с ограничениями по степени концентрации.

Литература

1. Голографические солнечные батареи преобразуют свет перед потреблением [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.membrana.ru/articles/technic/2006/05/03/222900.html> – 3.05.2006г.
2. Products-Space-Cells-Single Junction Solar Cells-GaAs/Ge Single Junction Solar Cells [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.spectro-lab.com>. – 20.11.2009 г.
3. Безручко, К.В. Автономные наземные энергетические установки на возобновляемых источниках [Текст]: учеб. пособие / К.В. Безручко, С.В. Губин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 300 с.
4. Бордина, Н.М. Моделирование вольт-амперных характеристик солнечных элементов и солнечных батарей [Текст] / Н.М. Бордина, В.А. Летин. – М.: Информэлектрон, 1986. – 62 с.
5. Андреева, О.В. Прикладная голография [Текст]: учебн. пособие / О.В. Андреева. – СПб: СПбУИТМО, 2008. – 184 с.

Поступила в редакцию 29.09.2011

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела А.М. Листратенко, Научно-исследовательский институт приборостроения, Харьков.

ПОБУДОВА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ КОМБІНОВАНОГО ПРИЙМАЧА СОНЯЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ З ГОЛОГРАФІЧНИМ КОНЦЕНТРАТОРОМ

О.В. Юревич, С.В. Губин

Розглянуто комбінований приймач сонячного випромінювання, основи побудови, принцип роботи одного з варіантів. Наведено пояснення застосування концентраторів сонячного випромінювання в прийमाцях сонячного випромінювання і обґрунтований вибір концентратора, що застосовується в даному приймачі. Запропоновано математичний опис для математичного моделювання, у результаті виконання якого можливе отримання енергетичних характеристик як фотоелектричної так і геліоколекторної складової. Зроблено висновки про переваги застосування даного приймача в сфері електро- і тепlopостачання споживача.

Ключові слова: комбінований геліоприймач, фотоелектричний модуль, геліоколектор, голографічний концентратор, математична модель.

THE BUILDING OF THE MATHEMATICAL MODEL OF A SOLAR RADIATION COMBINED RECEIVER WITH THE HOLOGRAPHIC CONCENTRATOR

O.V. Iurevych, S.V. Gubin

In the present work a solar radiation receiver, its frameworks and the operation principle of the one of its variants were reviewed. Also in this work there is a review of the use of solar radiation concentrators in solar radiation receiver and the explanation of the choice of a concentrator used in the concerned receiver. There is a mathematical description for the mathematical modeling as a result of which it is possible to get energy characteristics of the photovoltaic components as well as solar collector components. This work contains the summary of the usage advantages of the present receiver in fields of electrical power and heat supply of the load.

Keywords: combined solar radiation receiver, photovoltaic module, solar collector, holographic concentrator, mathematical model.

Юревич Елена Валерьевна – аспирант кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yurevi.elena@yandex.ru.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu.

УДК 621.57

А.Н. РАДЧЕНКО, Д.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

РЕСУРСОСБЕРЕГАЮЩАЯ ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩАЯ УСТАНОВКА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ДИЗЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Проанализировано охлаждение и осушение воздуха на входе турбокомпрессора судового дизеля теплоиспользующей установкой кондиционирования воздуха, утилизирующей теплоту уходящих газов. Показана возможность получения пресной воды путем конденсации водяных паров из влажного воздуха в процессе его охлаждения в поверхностном теплообменнике на входе наддувочного турбокомпрессора. Определены количество получаемого конденсата и снижение температуры воздуха на входе турбокомпрессора при температуре и влажности наружного воздуха, меняющихся в течение рейса, а также достигаемое при этом сокращение потребления дизелем топлива.

Ключевые слова: охлаждение, осушение воздуха, конденсация водяного пара, утилизация теплоты, теплоиспользующая установка кондиционирования воздуха, дизель.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Условия эксплуатации судовых ДВС отличаются значительным изменением в течение рейса температуры воздуха на входе наддувочного турбокомпрессора (ТК), обычно подаваемого из машинного отделения (МО), которая в свою очередь зависит от температуры $t_{\text{нв}}$ наружного воздуха. Температура воздуха на входе ТК существенно влияет на топливную эффективность ДВС. Так, с увеличением на 10 °С температуры воздуха на входе ТК малооборотных дизелей (МОД), применяющихся на судах в качестве главных двигателей, удельный расход топлива b_e возрастает на 0,5...0,7% [1, 2]. При этом возрастает температура уходящих газов после ТК и, следовательно, потери теплоты с ними. В работах [3 – 5] показана целесообразность повышения топливной эффективности МОД путем охлаждения воздуха на входе ТК установками кондиционирования, использующими теплоту уходящих газов.

Охлаждение воздуха в поверхностном охладителе сопровождается уменьшением его влагосодержания в результате конденсации присутствующих в нем водяных паров. В зависимости от температуры, влажности и расхода воздуха через ТК количество влаги, отводимой от воздуха в охладителе на входе ТК, может быть довольно большим и покрывать потребности судна в пресной воде (после соответствующей обработки). Поэтому такой воздухоохладитель (он же осушитель воздуха), в котором пресная вода в виде конденсата водяного пара представляет собой побочный продукт процесса кондициониро-

вания воздуха на входе ДВС, вполне можно рассматривать как альтернативу традиционным судовым вакуумным опреснительным установкам испарительного типа. В последних испарение морской воды происходит по вакуумом за счет теплоты горячей воды высокотемпературного контура охлаждения двигателя.

Цель работы – оценка эффективности кондиционирования воздуха на входе ТК судового дизеля теплоиспользующей установкой.

2. Результаты исследования

Как конструктивно наиболее простой и надежный в эксплуатации рассмотрен теплоиспользующий кондиционер эжекторного типа (ТЭК), в котором функцию компрессора выполняет эжектор. Применение в ТЭК низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воздух на входе ТК МОД до сравнительно низких температур 15...20 °С с получением на выходе воздуха практически в состоянии насыщения (соответственно с максимальным влаговывпадением) и при этом избегать необходимости поддержания вакуума в испарителе НРТ-воздухоохладителя (И-ВО).

ТЭК состоит из паросилового и холодильного контуров (рис. 1, а). 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-воздухоохладителя (И-ВО) холодильного контура, до давления в конденсаторе. Эжектор совмещает функции детандера паросило-

Поскольку в течение рейса меняются температура $t_{\text{нв}}$ и влажность $\phi_{\text{нв}}$ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) и на входе охладителя воздуха, то снижение температуры воздуха в охладителе $\Delta t_{\text{в}}$ на входе ТК и соответствующее сокращение потребления топлива МОД следует определять с учетом изменения $t_{\text{нв}}$ и $\phi_{\text{нв}}$ для судна на конкретной рейсовой линии.

В качестве примера рассмотрен балкер типа "Киев" с главным двигателем 8S50ME-C7.1-ТП корпорации MAN [3] (номинальные мощность $N_{\text{н}} = 12640$ кВт и число оборотов $n_{\text{н}} = 127$ об/мин, эксплуатационные $N_{\text{э}} = 10580$ кВт и $n_{\text{э}} = 120$ об/мин)

и рейсовая линия Мариуполь-Амстердам-Мариуполь. Анализ статей расходования пара на балкере типа "Киев" показал, что в теплое время объемы потребления пара составляют примерно 25% производительности утилизационного котла (УК). Соответственно располагаемая доля пара, который можно использовать в ТЭК для охлаждения воздуха на входе ТК МОД, составляет 75% паропроизводительности УК. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение летнего рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь (1.07...26.07.2009) представлено на рис. 2.

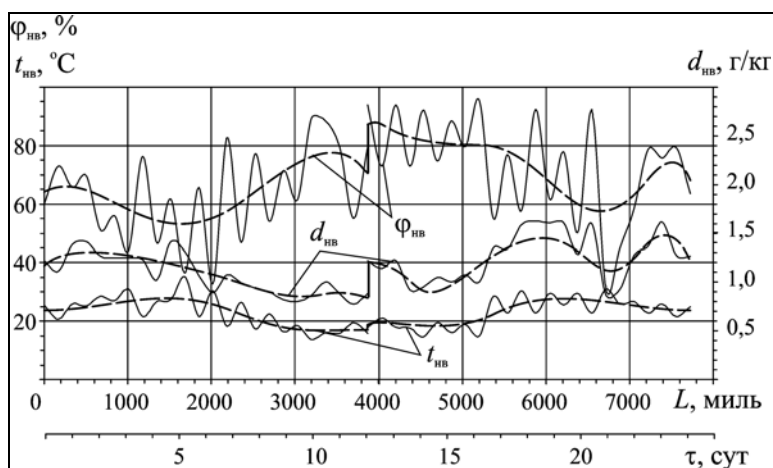


Рис. 2. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь (1.07...26.07.2009)

Как видно, в течение суток имеют место весьма существенные колебания температуры $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности ϕ наружного воздуха, причем максимумам температур соответствуют минимумы влажности. 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 повышенной влажности может оказаться незначительным. В то же время наличие дневных и ночных противоположно направленных экстремумов $t_{\text{нв}}$ и ϕ , существование которых проявляется только при локальных во времени измерениях $t_{\text{нв}}$ и ϕ , создает благоприятные условия для большего снижения температуры воздуха на входе ТК МОД днем (благодаря меньшей относительной влажности ϕ), когда имеет место значительное ухудшение топливной эффективности МОД из-за повышенных температур $t_{\text{нв}}$. В ночное время, когда $t_{\text{нв}}$ ниже и меньше потребность в охлаждении воздуха на входе ТК, снижение температуры воздуха также меньше из-за большей влажности ϕ . Таким образом, о целе-

сообразности охлаждения воздуха на входе ТК можно судить с учетом изменения его температуры и влажности в течение суток.

В случае подачи в ТК двигателя воздуха из МО его температура $t_{\text{в1}}$ на входе ТК будет на 10°C выше, чем наружного воздуха, а отдельным воздухопроводом — на 5°C ниже, чем в МО. В первом случае — при влажности ϕ , близкой влажности наружного воздуха, во втором — примерно на 20 % меньшей из-за нагрева в воздуховоде.

Холодопроизводительность ТЭК Q_0 определяют исходя из располагаемой теплоты уходящих газов $Q_{\text{г}}$ как $Q_0 = \zeta Q_{\text{г}}$, где ζ — тепловой коэффициент ТЭК, $\zeta = 0,30 \dots 0,35$.

Снижение температуры воздуха $\Delta t_{\text{в}} = t_{\text{в1}} - t_{\text{в2}}$ и температуру охлажденного воздуха $t_{\text{в2}}$ на входе ТК определяли из теплового баланса охладителя воздуха ТЭК $Q_0 = G_{\text{в}} \cdot c_{\text{в}} (t_{\text{в1}} - t_{\text{в2}}) \xi$ при текущих в течение рейса температуре наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ (соответственно $t_{\text{в1}}$ и $\phi_{\text{в1}}$).

Расход воздуха $G_{\text{в}}$ через ТК рассчитывали с помощью фирменной программы корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха $t_{\text{в2}}$ на входе ТК [6].

С учетом минимальной разности температур между охлажденным воздухом и кипящим R142b, $t_{b2} - t_0 = 10^\circ\text{C}$, глубина охлаждения воздуха в И-ВО ограничивается температурой $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$.

Снижение температуры воздуха Δt_b в охлади-

теле ТЭК на входе ТК при подаче воздуха в ТК отдельным воздухопроводом и из МО с изменением температуры наружного воздуха $t_{нв}$ в течение летнего рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь приведены на рис. 3.

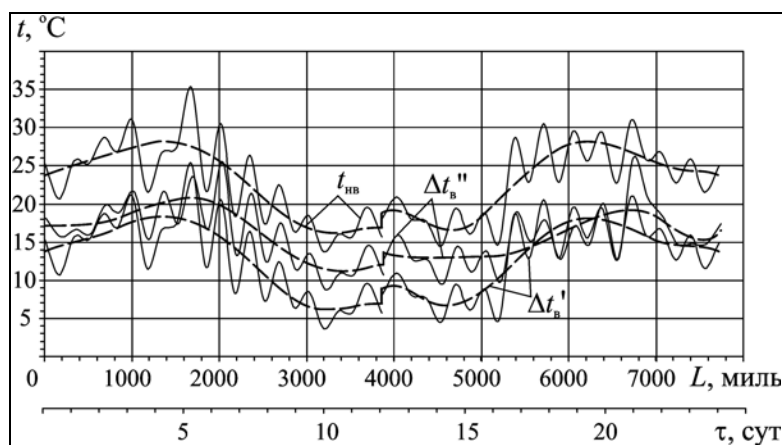


Рис. 3. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$ и снижение температуры воздуха Δt_b в охладителе на входе ТК в течение рейса:
 $\Delta t_b'$ – подача воздуха в охладитель отдельным воздухопроводом;
 $\Delta t_b''$ – воздух из МО

Как видно, снижение температуры воздуха Δt_b в охладителе ТЭК на входе ТК при его подаче из МО больше по сравнению с его подводом отдельным воздухопроводом: $\Delta t_b'' > \Delta t_b'$, что обусловлено более высокой (примерно на 5°C) температурой воздуха в МО по сравнению с его температурой в воздуховоде.

С учетом еще и повышенной влажности воздуха в МО затраты холода на его охлаждение значительно больше, чем при подаче наружного воздуха воздухопроводом. В результате, на участке рейса при повышенных температурах наружного воздуха $t_{нв}$ на рис. 2 (в районе Средиземноморья) для охлаждения воздуха до минимально возможной температуры $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ в случае его забора из МО требуется хо-

лодопроизводительность Q_0'' больше, чем можно получить, если использовать в ТЭК только теплоту уходящих газов (доля требуемой холодопроизводительности в ее располагаемой величине, получаемой в ТЭК за счет утилизируемой теплоты: $\Delta Q_0'' > 100\%$ на рис. 4). В результате температура воздуха на выходе из воздухоохладителя t_{b2} оказывается выше 15°C (рис. 5). Дефицит холода можно покрыть, используя теплоту дополнительного источника, например надувочного воздуха.

При подаче в охладитель наружного воздуха из отдельного воздуховода, где его температура и влажность ниже, чем в МО, наоборот, существует почти 50 %-й избыток холодопроизводительности: $\Delta Q_0' < 100\%$ (рис. 4).

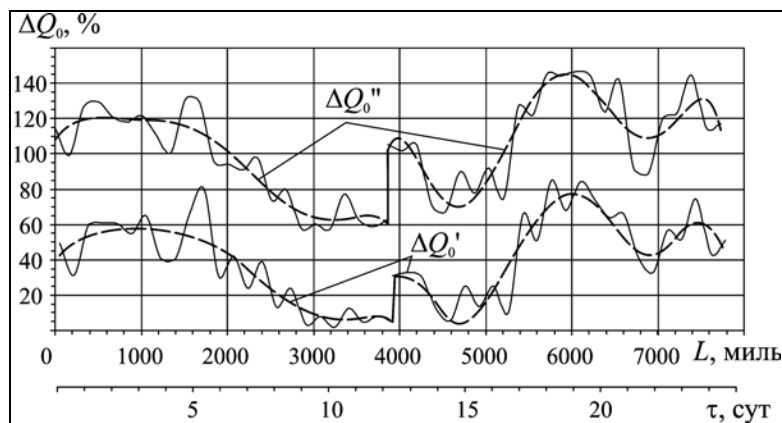


Рис. 4. Доля холодопроизводительности ТЭК ΔQ_0 , необходимая на охлаждение воздуха в охладителе на входе ТК на величину Δt_b при подаче воздуха отдельным воздухопроводом $\Delta Q_0'$ и из МО $\Delta Q_0''$

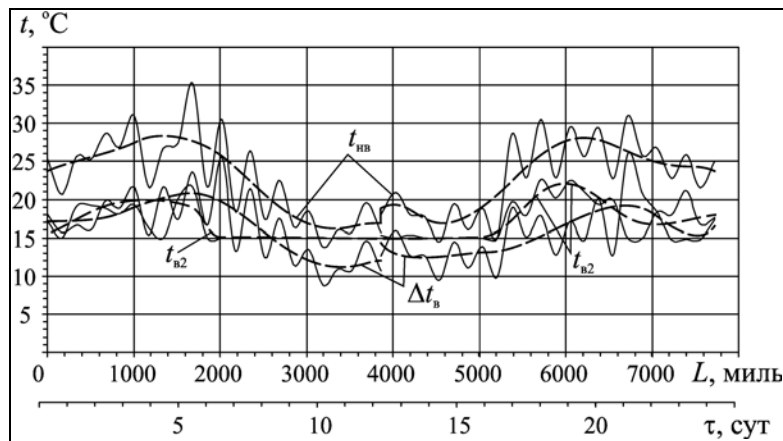
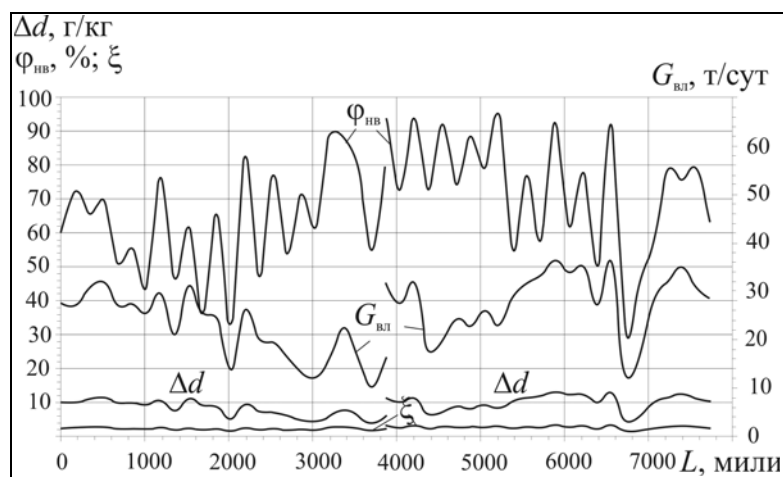


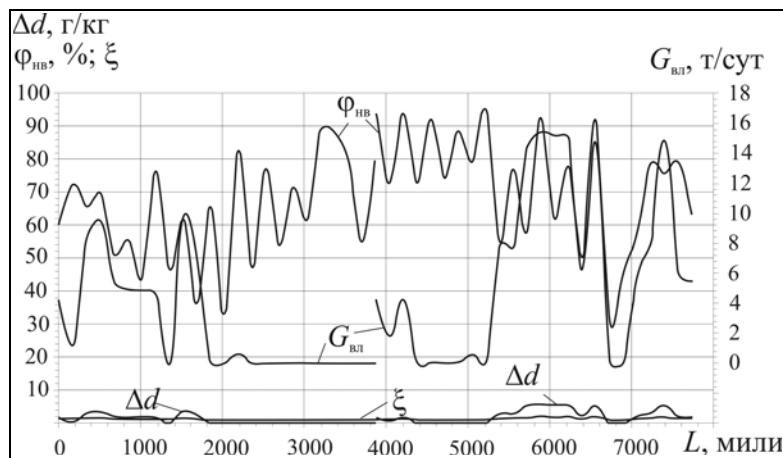
Рис. 5. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$, снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ в охладителе на входе ТК и температура воздуха на выходе из охладителя $t_{в2}$ при подаче в охладитель на входе ТК МОД воздуха из МО

Результаты расчетов показывают, что суточный расход влаги $G_{вл}$, получаемой в процессе охлаждения воздуха в охладителе на входе ТК на большей

части рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь, составляет 15...30 т/сут при заборе воздуха из МО (рис. 6, а).



а



б

Рис. 6. Изменение относительной влажности $\phi_{нв}$ и коэффициента влаговыведения ξ наружного воздуха, уменьшение влагосодержания Δd и суточный расход влаги $G_{вл}$, отводимой в процессе охлаждения воздуха в охладителе на входе ТК в течение рейса:
а – воздуха из МО; б – воздух из воздуховода

Расход топлива B_e в зависимости от снижения температуры воздуха на входе ТК рассчитывали с помощью фирменной программы [6] для МОД корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха t_{b2} на входе ТК, согласно которой снижение температуры воздуха на входе ТК МОД на величину $\Delta t_b = 10^\circ\text{C}$ приводит к уменьшению удельного расхода топлива b_e примерно на $1,2 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$.

Снижение удельного расхода топлива Δb_e , полного расхода топлива на ГД в абсолютных ΔB_e и относительных $\overline{\Delta B_e}$ величинах в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь (1.07... 13.07.2009) приведены на рис. 7.

Из рис. 7 видно, что на протяжении рейса имеют место значительные колебания снижения удельного расхода топлива: от $\Delta b_e = 1,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$ на участке рейса вдоль Северной Европы до $2,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$ в Средиземном море. Соответственно меняется и относительная экономия потребления топлива: $\overline{\Delta B_e} = 1,0...1,4\%$, а абсолютная экономия потребления топлива за один летний рейс для МОД мощностью 10 МВт составляет $\Delta B_e = 9...10 \text{ т}$ (большая величина соответствует подаче в охладитель на входе ТК воздуха из МО с повышенной на 5°C температурой по сравнению с забором наружного воздуха отдельным воздухоподом).

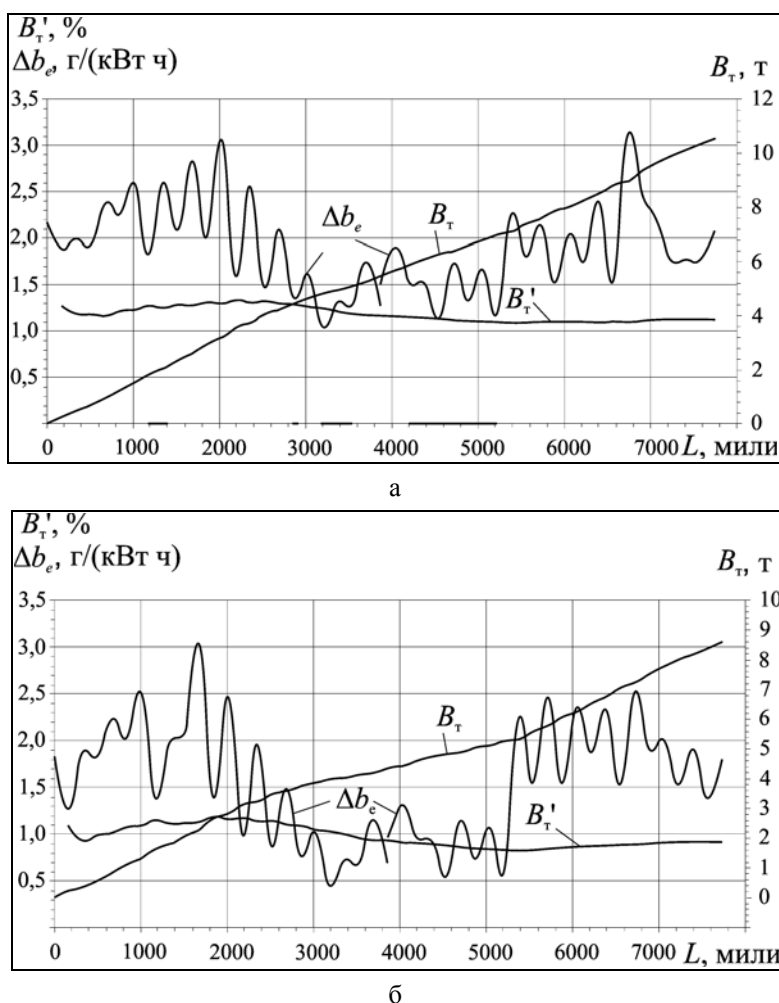


Рис. 7. Изменение относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и коэффициента влаговываждения ξ наружного воздуха, уменьшение влагосодержания Δd и суточный расход влаги $G_{\text{впл}}$, отводимой в процессе охлаждения воздуха в охладителе на входе ТК в течение рейса:

а – воздух из МО; б – воздух из воздуховода

Выводы

Использование теплоты уходящих газов для охлаждения воздуха на входе ТК судового МОД обеспечивает сокращение удельного расхода топлива в летние месяцы на разных участках рейсовой

линии Мариуполь–Амстердам–Мариуполь на $1,5...2,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$.

При этом суточный расход влаги, отводимой в процессе охлаждения воздуха на большей части рейса, составляет $15...30 \text{ т/сут}$ при в охладитель воздуха из МО.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Государственного фонда фундаментальных исследований по Гранту Президента Украины (проект № GP/F32/152).

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation [Text]: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*
2. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission [Text]: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*
3. Радченко, Р.Н. Тригенерационные циркуляционные испарительные контуры низкотемпературных рабочих тел предварительного охлаждения воздуха дизелей [Текст] / Р.Н. Радченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7 (64). – С. 27 – 30.
4. Радченко, Р.Н. Использование сбросного тепла малооборотных дизелей для охлаждения воздуха на входе турбокомпрессоров [Текст] / Р.Н. Радченко, Н.Я. Хлопенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 8 (75). – С. 24 – 28.
5. Радченко, Р.Н. Теплоиспользующие контуры непосредственного и промежуточного охлаждения воздуха на входе дизельных установок [Текст] / Р.Н. Радченко, Т. Бес, А.А. Сирота // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 10 (77). – С. 66 – 69.
6. *MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines. – Copenhagen, Denmark [Text]: MAN Diesel. – 2010.*

Поступила в редакцию 17.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина.

РЕСУРСОЗБЕРІГАЮЧА ТЕПЛОВИКОРИСТОВУЮЧА УСТАНОВКА КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ДИЗЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

А.М. Радченко, Д.В. Коновалов

Проаналізовано охолодження та осушення повітря на вході турбокомпресора суднового дизеля тепло-використовуючою установкою кондиціонування повітря, що утилізує теплоту відхідних газів. Показана можливість отримання прісної води шляхом конденсації водяної пари з вологого повітря у процесі його охолодження в поверхневому теплообміннику на вході наддувного турбокомпресора. Визначені кількість отриманого конденсату та зниження температури повітря на вході турбокомпресора при температурі та вологості зовнішнього повітря, змінних упродовж рейсу, а також скорочення споживання дизелем палива, яке при цьому досягається.

Ключові слова: охолодження, осушення повітря, конденсація водяної пари, утилізація теплоти, тепло-використовуюча установка кондиціонування повітря, дизель.

RESOURCES SAVING WASTE HEAT RECOVERY SYSTEM FOR CONDITIONING THE AIR AT THE INLET OF DIESEL ENGINE OF TRANSPORT SHIP

A.N. Radchenko, D.V. Kononov

Cooling and drying the air at the inlet of turbocompressor of marine diesel engine by waste heat recovery air conditioning system utilizing the heat of exhaust gases has been analyzed. A possibility to receive a fresh water by condensing the steam from humid air during its cooling in the surface heat exchanger at the inlet of discharge turbocompressor was shown. The amount of condensate received and temperature drop in the air at the inlet of turbocompressor at the temperature and humidity of ambient air changeable on the ship rout and reduction in fuel consumption of diesel engine were calculated.

Key words: cooling, drying of air, steam condensation, heat utilization, waste heat recovery air conditioning system, diesel engine.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Дмитрий Викторович – канд. техн. наук, доцент кафедры теплотехники Херсонского филиала Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: dimitriy_ko@mail.ru.

UDC 621.43.004.62

I.I. LOBODA*National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico***A MORE REALISTIC PRESENTATION OF MEASUREMENT DEVIATION ERRORS IN GAS TURBINE DIAGNOSTIC ALGORITHMS**

Gas path fault localization algorithms based on the pattern recognition theory are an important component of gas turbine monitoring systems. To simulate random measurement errors (noise) in description of fault classes, these algorithms usually involve theoretical random number distributions, like the Gaussian probability density function. A level of the simulated noise is determined on the basis of known information on typical maximum errors of different gas path sensors. However, not measurements themselves but their deviations from an engine baseline are input parameters for diagnostic algorithms. These deviations computed for real data have other error components in addition to simulated measurement inaccuracy. In this way, simulated and real deviation errors differ by an amplitude and distribution. Consequently, with such simulation, the performance of a diagnostic algorithm is poorly estimated, and therefore, the conclusion on algorithm efficiency may be wrong. To understand better noise peculiarities, plots of deviations of real measurements are tracked in the present paper. Additionally, possible deviation errors are surely analyzed analytically. To make noise presentation more realistic, it is proposed to extract random errors from real deviations and to integrate these errors in fault description. Finally, the effect of the new noise representation mode on gas turbine diagnosis reliability is estimated.

Key words: *gas turbine, gas path diagnosis, monitored variable deviation, deviation error.*

Introduction

Application of gas turbine health monitoring systems is a standard worldwide practice. In these systems, diagnostic algorithms based on gas path measured variables (temperature, pressure, rotation speed, fuel consumption, etc.) are considered as principle. Some measured variables are used to set an engine operation point and are called operating conditions. The rest of measured gas path variables are available for diagnostic analysis and are typically called monitored variables.

A total diagnostic process usually includes three principal stages of fault detection, fault identification, and prognostics [1]. They are preceded by an additional stage of measurement data validation and computing deviations. The deviation δY^* is calculated for a monitored variable Y as a relative discrepancy $(Y^* - Y_0)/Y_0$ between a measured value Y^* and a base-line value Y_0 . In contrast to the monitored variables strongly depending on engine operating mode, the deviations, when properly computed, are almost free of the influence of the operating conditions and can be good indicators of engine gradual degradation or abrupt faults. The present paper deals with fault identification algorithms based on the pattern recognition theory. The described deviations are input parameters to these algorithms.

Monitoring systems' effectiveness obviously depends on accuracy of the diagnostic decisions made.

That is why, when a new algorithm is proposed, it is usually tailored and subjected to verification. In the corresponding investigations, operation of the proposed algorithm as well as a whole diagnostic process is simulated. To simulate gas path faults, a gas turbine model computes the monitored variables corresponding to the embedded faults.

The most of researchers also take into account random errors in the monitored variables and operating conditions applying the Gaussian distribution to that end. Such noise simulation has the following limitations. First, the level of simulated noise may differ from the level of random measurement errors that are peculiar to an analyzed gas turbine. Second, not monitored variables themselves but their deviations are input parameters for diagnostic algorithms, and, apart from measurement errors, deviations' errors include other uncertainty components. Third, an error distribution in the deviations based on real measurements is pretty irregular and differs a lot from theoretical distributions.

For a long period of time we have analyzed quality of recorded data and the deviation accuracy problem of a gas turbine power plant for natural gas pumping [2]. Possible error sources were examined and some algorithms were proposed to enhance the deviation quality.

The present paper focuses on more realistic noise representation. The same power plant has been chosen as a test case. Its nonlinear static model and field data recorded at steady states were employed in the investigations. To better understand types and sources of the

deviation errors, the paper looks at deviation graphs plotted for real measurements against power plant operation time. Additionally, the process of computing the deviations is analyzed analytically in order to clearly determine all error components and their nature. As a result of the analysis, it is proposed to draw a noise part from the deviations and integrate it into the description of simulated fault classes. Finally, such a novel mode to describe gas turbine faults is comprehensively discussed.

1. Common approach to a gas path fault recognition problem

For the purposes of diagnosis existing variety of engine faults should be broken down into a limited number of classes. The following hypothesis commonly used in the pattern recognition theory is also accepted in gas turbine diagnostics. It supposes that a system state D can belong only to one of q classes

$$D_1, D_2, \dots, D_q \quad (1)$$

that are set beforehand. As a rule, each fault class corresponds to one engine component.

As mentioned in the introduction, the deviations can potentially be good indicators of engine faults. That is why the deviations computed for m available monitored variables Y_i could form an appropriate space to recognize the faults. An additional operation of normalization $Z_i^* = \delta Y_i^* / a_{Y_i}$ can further enhance the space. When a parameter a_{Y_i} is a maximal random error of the deviation variable δY_i^* , maximal error amplitudes of all normalized deviation variables Z_i^* , $i = 1, m$ will be equal to one. Such normalization simplifies fault class description and enhances diagnosis reliability. On the basis of the above considerations, a vector $\vec{Z}^*$ that unites elemental variables of the normalized deviations is chosen to form a fault recognition space (diagnostic space). One value of the vector $\vec{Z}^*$ can be considered as a pattern to be recognized.

There are two scenarios to describe the fault classification in the space $\vec{Z}^*$; they can conditionally be called as probabilistic and statistical. The Bayesian approach exemplifies the first scenario [3]. It needs that each fault class D_j be described by its probability density function $f(\vec{Z}^* / D_j)$. The difficulty of this approach is related with the density functions themselves because it is a principal problem of mathematical statistics to assess them. That is why the first scenario can be realized only for a simplified fault classes.

In the second scenario the classes are given by

samples of patterns namely vectors $\vec{Z}^*$. In this way, a whole fault classification is a union of pattern samples of all classes. Apart from the simplification of a class formation process, the replacement of the density functions by pattern samples allows creating more complex fault classes only on the basis of real data.

However, gas turbine faults are still often simulated mathematically because of rare appearance of real faults and high costs of physical fault simulation. Among different mathematical models used to simulate the faults, a so-called thermodynamic model can be considered as principal. This static nonlinear one-dimensional component-based model can be structurally presented as

$$\vec{Y} = F(\vec{U}_m, \vec{\Theta}). \quad (2)$$

It computes the monitored variables as a function of steady state operating conditions (power set variables and ambient conditions) denoted by a $(n \times 1)$ -vector $\vec{U}_m$, and engine health parameters $\vec{\Theta} = \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}$. Nominal values $\vec{\Theta}_0$ correspond to an engine baseline. Changes $\Delta \vec{\Theta}$ called fault parameters provide some shifting of the performances of engine components (compressors, combustor, turbines, etc.) that results in the corresponding changes of monitored variables. Each fault class D_j is formed by growing values of its own vector $\Delta \vec{\Theta}_j$. Typically, all possible faults of one component are described by two its fault parameters, namely, a flow parameter ΔA and an efficiency parameter $\Delta \eta$.

In this way, the fault parameters embedded into the model allow simulating faults of variable severity for different components.

The normalized deviations induced by the fault parameter vector $\Delta \vec{\Theta}$ can be written as

$$Z_i = \frac{Y_i(\vec{U}_m, \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}) - Y_i(\vec{U}_m, \vec{\Theta}_0)}{Y_i(\vec{U}_m, \vec{\Theta}_0) a_{Y_i}}, i = 1, m. \quad (3)$$

To take into consideration random deviation errors, a noise component ε_i should be added, thus resulting in

$$Z_i^* = Z_i + E_{Z_i}, i = 1, m. \quad (4)$$

As mentioned before, amplitudes of all variables E_{Z_i} are equal to one.

The deviations (4) form a vector $\vec{Z}^* = \vec{Z} + \vec{E}_Z$, which is a pattern to be recognized and an element to construct the classification (1). During the generating numerous patterns to represent the fault classes, a variable fault severity is usually determined by the uniform distribution and measurement errors are generated ac-

cording to the Gaussian distribution. A totality ZI of classification's patterns is typically called a learning set because it is applied to train or adjust the used recognition technique, for example, a neural network. In addition to the pattern observed and the fault classification accepted beforehand, the recognition technique is an integral part of a whole gas turbine diagnostic process.

Although the technique trained on the learning set data is ready for application, one more set is required to verify and validate it. The necessary set Zv , called a validation set, is created in the same way as the set ZI . The only difference is that other series of random numbers is generated to simulate fault severity and errors in the deviations. The technique makes a diagnosis for each pattern $\vec{Z}^*$ of the set Zv . A nomenclature of possible diagnoses $d_1, d_2, \dots, d_q$ corresponds to the accepted classification (1). The diagnosis d_i may differ from a known class D_j due to pattern and classification random errors as well as inherent errors in the technique. Comparing the diagnoses and the classes for a great number of the validation set's patterns, we can compute diagnosis probabilities $Pd_{ij} = P(d_i / D_j)$ and compose a so-called confusion matrix P . Its diagonal elements P_{ii} form a vector $\vec{P}$ of true diagnosis probabilities that are indices of classes' distinguishability. A mean number of these elements – scalar $\bar{P}$ – determines total engine diagnosability. The described probabilities not only characterize the chosen recognition techniques, but they also are performances of the engine fault classification and a whole diagnostic process.

When the technique is adequate and well tailored, the diagnostic performance (diagnosis reliability) is mainly determined by the analyzed pattern and the classification. Since the deviation noise is a part of the pattern and classification, accuracy of the performance strongly depends on how realistic is noise simulation.

2. Deviations based on real data

In an effort to better understand peculiarities of the deviation noise, let us look at the deviations computed on the basis of real data. These data were recorded in field conditions for the gas turbine chosen as a test case, namely a power plant for natural gas pumping. It is an aeroderivative two shaft engine with a power turbine.

Figure 1 firstly presented in [4] helps to illustrate behavior of the deviation variable δY^* . This deviation was computed for an exhaust gas temperature (EGT) and is given here against power plant operation time t .

With the values Y^* and $\vec{U}_m^*$ measured each hour, the deviations were computed according to an expression

$$\delta Y^* = \frac{Y^* - \hat{Y}_0(\vec{U}_m^*)}{\hat{Y}_0(\vec{U}_m^*)}. \quad (5)$$

In this figure a gray color curve means the deviation itself δY^* while the systematic influence of compressor fouling δY corresponds to a bold line with a maximum change designated as δ_0 . In this way, a difference

$$E_{\delta Y} = \delta Y^* - \delta Y \quad (6)$$

can be interpreted as a deviation error.

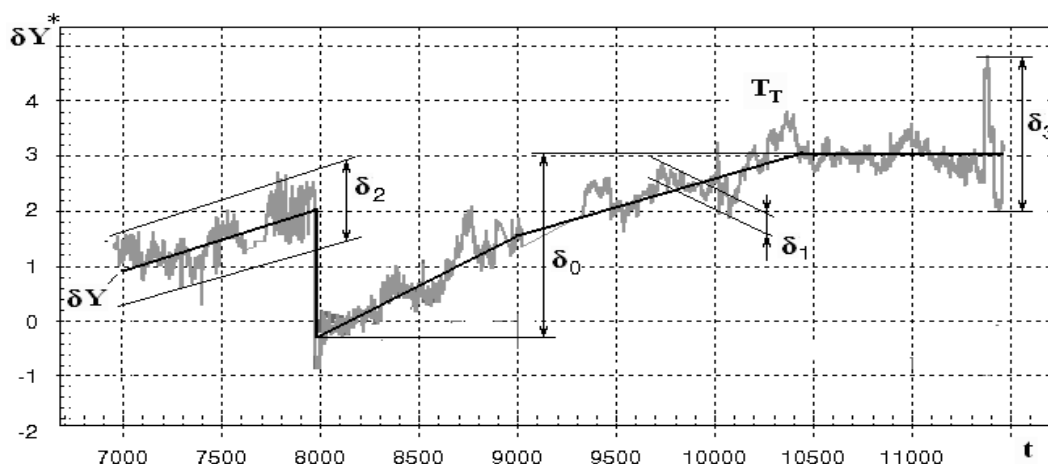


Fig. 1. Deviations plotted in % against the time of operation (hours)

A baseline functions $\hat{Y}_0(\vec{U}_m)$ is of a polynomial type. A vector $\vec{U}_m$ of functions' arguments comprises variables of ambient air pressure p_H^* , engine inlet temperature T_{in}^* , power turbine rotation speed n_{PT} and fuel consumption G_f . Unknown polynomial coefficients

were estimated by the least square method with healthy engine data (reference set).

The baseline functions were determined and the deviations were computed for all 6 gas path variables available for monitoring in the analyzed power plant. Table 1 contains the list of these variables with designa-

tions of the corresponding deviations and normalization parameters a_Y .

Table 1

Monitored variables

No	Variable's name	a_Y	Designations	
			Relative deviations	Normalized deviations
1	Compressor temperature T_C^*	0,00525	dTc	Z1
2	Exhaust gas temperature T_{HPT}^*	0,00453	dTt	Z2
3	Power turbine temperature T_{LPT}^*	0,00502	dTpt	Z3
4	Gas generator rotation speed n_{HP}	0,00347	dNhp	Z4
5	Compressor pressure p_C^*	0,00869	dPc	Z5
6	Exhaust gas pressure p_{HPT}^*	0,00775	dPt	Z6

The EGT deviation plotted in Fig.1 is a result of great efforts to enhance deviation quality. For instance, some cases of sensors' abnormal functioning were detected and the corresponding data were excluded from the analysis. The baseline functions were also optimized by choosing the best function type, arguments, and reference set to determine the function.

As a result of the optimization, the deviations have become good indices of engine deterioration. In Fig.1 we can clearly see two periods of EGT increase that is a result of compressor fouling, which is practically permanent and the most intensive deterioration mechanism of stationary gas turbines [5]. The periods are divided by a compressor washing in the time point $t = 7970$ hours.

Figure 1 also helps us to quantify quality of the deviations and specify deviation errors. The deviation quality can be expressed by a ratio δ_0 / δ_e (signal-to-noise ratio) of the maximum systematic change δ_0 to a spread δ_e of deviation fluctuations.

According to a frequency and scatter, the fluctuations may be conditionally divided into three groups: 1) high frequency noise that is observed in every time point and has a scatter $\delta_{e1} < 0,3\%$; 2) slower fluctuations with the period of 30-300 hours and a scatter $\delta_{e2} < 1,5\%$; 3) single spikes with a scatter $\delta_{e3} > 1,5\%$. Since the spikes have the largest scatter, they can nearly always be detected, identified and excluded from the analyzed data. Generally, they are results of sensor malfunctions. To the contrary, the fluctuations δ_{e1} resulted from permanent measurement noise can not be removed. Being small, these fluctuations do not however considerably affect diagnosis accuracy. A main obstacle in the way to a correct diagnosis is related with the fluctuations δ_{e2} . On the one hand, their effect is sufficiently great; on the other hand, it is often difficult to identify their origin. That is why these fluctuations can be mistaken for the effects of engine deterioration resulting in a misdiagnosis.

In addition to the graphical analysis conducted above, let us theoretically analyze possible causes and

sources of the deviation errors that can take place in practice. This will help to understand their behavior and to take them into account with higher accuracy.

3. Theoretical analysis of possible errors in real deviations

This analysis takes into consideration our previous studies on deviation accuracy [4,6] and is performed below on the basis of expression (5) used to compute the deviations in real conditions. Although the expression looks to be simple, the analysis will not be so trivial.

3.1. Error types

For a monitored variable Y , expression (5) can be rewritten as

$$\delta Y^* = \frac{Y^*}{\hat{Y}_0(\vec{U}_m)} - 1. \quad (7)$$

This equation shows that inaccuracy of the deviation is completely determined by errors in a term $Y^* / \hat{Y}_0(\vec{U}_m)$. It will be shown below that these errors can be divided into four types. One type is connected with a measured value Y^* and the other three types are related to a function $\hat{Y}_0(\vec{U}_m)$.

The measurement Y^* differs from a true value Y by an error E_Y called in this paper as a Type I error. In its turn, the true value depends on a vector $\vec{U}$ of real operating conditions and on engine health conditions given by the vector $\Delta \vec{\Theta}$. As a consequence, the value Y^* can be determined as

$$Y^* = Y(\vec{U}, \Delta \vec{\Theta}) + E_Y(\vec{U}, \Delta \vec{\Theta}). \quad (8)$$

The error E_Y is defined here as a function because, in general, measurement errors may depend on the value Y and, consequently, on the variables $\vec{U}$ and $\Delta \vec{\Theta}$.

One more obvious cause of the deviation inaccuracy is related with measurement errors in operating conditions presented in equation (7) by the vector $\vec{U}_m^*$.

Given a vector of measurement errors $\vec{E}_{Um}$, which presents Type II errors, the measured operating conditions are written as

$$\vec{U}_m^* = \vec{U}_m + \vec{E}_{Um}. \quad (9)$$

The next error type (Type III) is also related to engine operating conditions however it is not so evident. The point is that not all real operating conditions denominated in the present paper by a $[(n+k) \times 1]$ – vector

$\vec{U}$ can be included as arguments of the baseline function. Some variables of real operating conditions are not always measured or recorded, for example, inlet air humidity, air bleeding and bypass valves' positions, and engine box temperature. Let us unite all these additional variables in a $(k \times 1)$ -vector $\vec{E}_U$. Since such variables exert influence upon a real engine and its measured variable Y^* but are not taken into consideration in the baseline function $\hat{Y}_0(\vec{U}_m^*)$, the corresponding deviation errors take place. A similar negative effect can occur if sensor systematic error changes in time.

Given that $\vec{U} = \vec{U}_m \cup \vec{E}_U$, the vector $\vec{U}_m$ can be given by $\vec{U}_m = \vec{U} \setminus \vec{E}_U$ and the equation (9) is converted to a form

$$\vec{U}_m^* = \vec{U} \setminus \vec{E}_U + \vec{E}_{Um}. \quad (10)$$

Apart from the described errors related to the arguments of the function $\hat{Y}_0(\vec{U}_m^*)$, the function has a proper error E_{Y_0} (Type IV error). It can result from such factors as a systematic error in measurements of the variable Y , inadequate function type, improper algorithm for estimating function's coefficient, errors in the reference set, limited volume of the set data, and influence of engine deterioration on these data. Given E_{Y_0} and a true function Y_0 , the function estimation $\hat{Y}_0$ can be written as

$$\hat{Y}_0(\vec{U}_m^*) = Y_0(\vec{U}_m^*) + E_{Y_0}(\vec{U}_m^*). \quad (11)$$

3.2. Deviation formula

Let us now substitute equations (8), (10), and (11) into expression (7). As a result, the deviation δY^* is written as

$$\delta Y^* = \frac{Y(\vec{U}, \Delta \vec{\Theta}) + E_Y(\vec{U}_m^* - \vec{E}_{Um} + \vec{E}_U, \Delta \vec{\Theta})}{Y_0(\vec{U} \setminus \vec{E}_U + \vec{E}_{Um}) + E_{Y_0}(\vec{U}_m^*)} - 1. \quad (12)$$

A dependency $E_Y(\vec{U}_m^* - \vec{E}_{Um} + \vec{E}_U, \Delta \vec{\Theta})$ in this expression can be simplified because of the following reasons:

- $E_Y \ll Y$,
- $\|\vec{E}_{Um}\| \ll \|\vec{U}_m^*\|$,
- The influence of $\vec{E}_U$ and $\Delta \vec{\Theta}$ on Y and, consequently, on E_Y is significantly smaller than the influence of $\vec{U}_m^*$.

Taking into account the considerations made, we arrive to a final expression for the deviation

$$\delta Y^* = \frac{Y(\vec{U}, \Delta \vec{\Theta}) + E_Y(\vec{U}_m^*)}{Y_0(\vec{U} \setminus \vec{E}_U + \vec{E}_{Um}) + E_{Y_0}(\vec{U}_m^*)} - 1. \quad (13)$$

This expression includes four error types introduced above, namely E_Y , $\vec{E}_{Um}$, $\vec{E}_U$, and E_{Y_0} . Let us now analyze how each error can influence on inaccuracy of the deviation δY^* .

3.3. Influence of different error types

The influence of different error sources on the deviations are analyzed in the sequel under the following assumptions commonly applied in gas turbine diagnostics. First, the same sensors were employed to measure currently analyzed values Y^* and $\vec{U}_m^*$ as well as the reference set data. Second, gross errors (e.g. spikes) have been filtered out. Third, a systematic error and amplitude of random errors in Y^* and $\vec{U}_m^*$ do not depend on engine operating time.

Type I error. Since the sensor performance is invariable, every systematic change of the error E_Y will be accompanied by the same change in E_{Y_0} . As a consequence, accuracy of the deviation δY^* will not be affected by the systematic component of E_Y . As to the random component, it is usually given by the Gaussian distribution. It is also believed that random errors of different variables Y are independent and are described by the multidimensional Gaussian distribution. That is why, the corresponding errors in the deviations δY^* of these variables can also be described by this distribution.

Type II errors. Errors $\vec{E}_{Um}$ can be analyzed in the same way as the Type I errors, separately for systematic and random components. Obviously, the objective of a function determination method (e.g. least square method) is to minimize the distance between the reference set data and function outputs. That is why, a baseline function will correctly describe reference data regardless of the systematic errors in function arguments (systematic component of the error $\vec{E}_{Um}$). Since the systematic error component is the same in the reference set and in a currently measured argument vector $\vec{U}_m^*$, a function output $\hat{Y}_0(\vec{U}_m^*)$ will be adequate to a measured value Y^* . In this way, the system component of the errors $\vec{E}_{Um}$ cannot influence a lot the deviation δY^* .

As to the random component, it can be described by the multidimensional Gaussian distribution, as in the

case of the monitored variables Y . Because every change of the arguments $\vec{U}_m^*$ has an influence on baseline values of all monitored variables, their baseline values $\hat{Y}_0$ and, consequently, deviations δY^* may have correlation. Thus, independent random errors of measured operating conditions can induce correlated deviation errors that cannot be described by the multidimensional Gaussian distribution.

It is very likely that the noise with a scatter δ_{el} observed in Fig.1 results from a random component of the errors of Type I and Type II.

Type III error. Presence of such an error has been confirmed after analyzing all other error types. This error occurs because the additional operating conditions $\vec{E}_U$ do not change baseline function but exert influence on a real engine and, accordingly, on all variables Y . For this reason, any change of $\vec{E}_U$ can induce synchronous errors of the deviations δY^* of all monitored variables. It is very likely that most fluctuations with the scatter δ_{e2} (see Fig.1) origin from the Type III errors.

Type IV error. The issue of the baseline function non-adequacy {error $E_{Y0}(\vec{U}_m^*)$ } is a particular case of a well studied mathematical problem of the function estimation with empirical data [7]. This error varies in time along with changes in the operating conditions $\vec{U}_m^*$ producing perturbations in the deviation variable δY^* . These perturbation can be both independent and correlated depending on particular causes of the error E_{Y0} . Although the baseline function adequacy is a challenge, the error can be reduced to an acceptable level by applying a proper function type and using a representative reference set.

A deviation plot in Fig.1 is a result of multiple attempts to enhance deviation quality. The achieved deviation accuracy is not inferior to the level known from the literature and is sufficient for reliable monitoring of the power plant under analysis. Thus, we can conclude that Fig. 1 gives an example of deviation errors expected in a real situation. Therefore, to obtain realistic results of gas turbine diagnosis, simulated noise should be as close as possible to such real errors. This is verified below by comparing different schemes to represent deviation errors.

4. Noise representation schemes

4.1. Real error extraction

To extract an error component from the deviations based on real data, a model $Y(\vec{U}_m, \bar{t})$ of an degraded

power plant has been firstly determined as shown in [4, 6]. In addition to the operating conditions $\vec{U}_m$, the monitored variable Y depends in this model on engine operation time after the last washing $\bar{t}$. Model's coefficient were computed by the least square method with the reference set that includes the first 2500 operating points presented in Fig. 1. A baseline model $Y_0(\vec{U}_m)$ was then simply determined by putting $\bar{t}$ equal to zero.

With the described model and equation (6), a relative deviation error $E_{\delta Y}$ is written as

$$E_{\delta Y} = \frac{Y^* - Y_0(\vec{U}_m)}{Y_0(\vec{U}_m)} - \frac{Y(\vec{U}_m, \bar{t}) - Y_0(\vec{U}_m)}{Y_0(\vec{U}_m)} = \frac{Y^* - Y(\vec{U}_m, \bar{t})}{Y_0(\vec{U}_m)} \quad (14)$$

The errors $E_{\delta Y}$ of all monitored variables were computed for the 2500 points of the reference set as well as for 1400 subsequent operating points of an additional sample called a testing set. Plots of Fig. 2 illustrate the relative errors $E_{\delta Y}$ of the reference set. With these errors the normalization parameters were estimated for each monitored variable according to an expression $a_Y = 3\sigma_E$, where σ_E denotes a standard deviation of the variable $E_{\delta Y}$. The resulting values a_Y are given in Table 1.

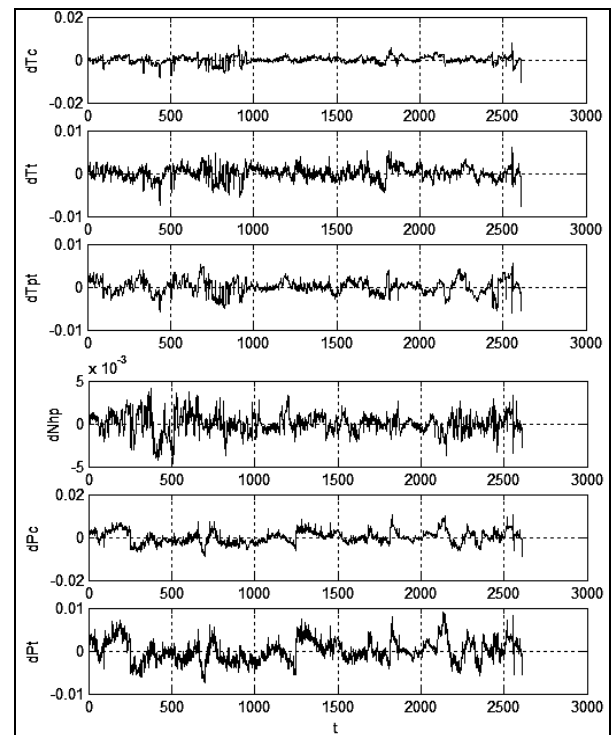


Fig. 2. Relative errors computed for the reference set

Three error representation schemes are realized and examined below. Since a diagnostic space is formed by the normalized deviations Z^* [see equation (4)], the corresponding normalized errors E_z are considered in all schemes. These errors, both real and simulated, were computed with the same normalization parameters of Table 1.

4.2. Scheme A: sensor error simulation

This scheme is the most widely applied in gas turbine fault recognition algorithms. The errors of each measured quantity, monitored variable Y or operating condition U , are usually given by the normal distribution. To simulate these errors (errors of Type I and Type II), we used the standard deviations σ of sensor uncertainties given in Table 2. These parameters were chosen in our previous work [8] on the basis of multiple literature sources. The influence of errors of the operating conditions on the monitored variables was estimated with the thermodynamic model described in section 1.

Table 2

Measurements uncertainties (σ , %)

p_H^*	T_{in}^*	n_{PT}	G_f	T_C^*	T_{HPT}^*	T_{LPT}^*	n_{HP}	p_C^*	p_{HPT}^*
0,03	0,2	0,1	0,5	0,2	0,25	0,2	0,05	0,2	0,3

Figures 3 and 4, a illustrate the considered schemes. It is clearly seen in Fig.4a that the presented deviation errors (deviations of exhaust gas temperature and power turbine temperature) have correlation. It is also visible that the error span considerably exceeds the interval $(-1,0; 1,0)$, i.e. the deviation errors induced by the simulated sensor noise are more dispersed than the real errors computed for the reference set data.

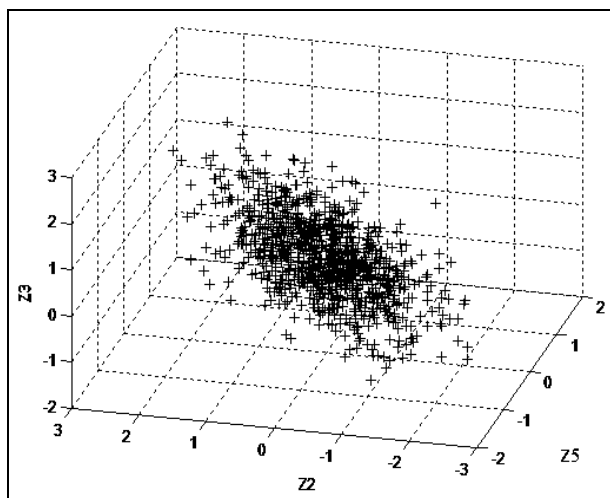


Fig. 3. 3D plot of the normalized deviation errors according to Scheme A (deviation designations Z_5 , Z_2 and Z_3 correspond to Table 1)

4.3. Scheme B: direct simulation of the deviation errors

This scheme was applied to simulate fault classes in our previous works (see, for instance, [9]). The deviation errors are given by the multidimensional normal distribution. The same standard deviations that were obtained for real noise are chosen. This allows exact adjustment of simulated errors to real ones.

This scheme is illustrated by Fig.4b. As it was expected, practically all simulated normalized errors are distributed inside the intervals $(-1,0; 1,0)$ and no correlation is observed. The latter can be considered as a disadvantage because the correlation produced by Type II errors and expected in real deviations is absent.

4.4. Scheme C: errors of real deviations

This scheme is proposed and it means the integration of the normalized deviation errors computed with real data in the description of simulated faults. The scheme was realized separately for the cases of the reference and testing sets. The corresponding deviation errors are illustrated by Fig. 4, c and Fig. 4, d. As expected, the errors computed for the reference set (Fig. 4, c) are mostly localized inside the intervals $(-1,0; 1,0)$ while the errors of the training set have significantly wider dispersion. Both figures show visible error correlation between the presented deviations. It also can be seen that the distribution of real errors, especially for the case of the testing set, is less regular than the simulated error distributions presented in Fig. 4, a and Fig. 4, b.

In this way, we can conclude that simulated deviation errors can differ a lot from real errors. Consequently, this can affect the accuracy of estimated indicators of gas turbine diagnosis reliability.

4.5. Influence of different noise representation schemes on diagnosis reliability: first results

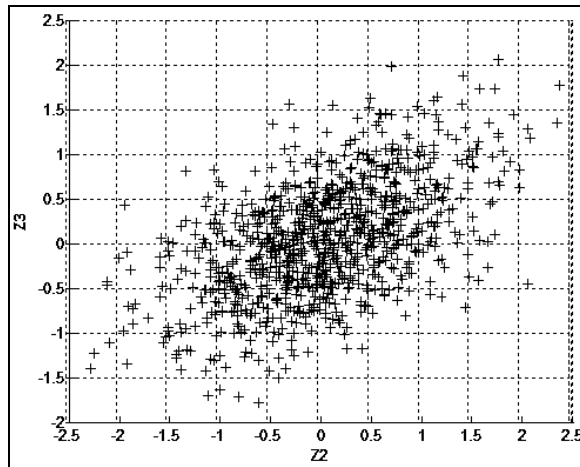
With three described above schemes of noise representation, three corresponding fault classifications have been formed for the analyzed power plant. Namely, three variations of the learning and validation sets were created. Each classification includes 9 classes and each class is simulated by the gradual change of the corresponding fault parameter in the thermodynamic model. Four such classes are shown in Fig.5 in the space of three normalized deviations. The deviation errors correspond to scheme A.

Multilayer perceptron, the most widely used network, was chosen to recognize the faults. It was trained consequently with each variation of learning data. The probabilities of true diagnosis $\vec{P}$ and $\bar{P}$ (see section 1) have been computed by applying this net-

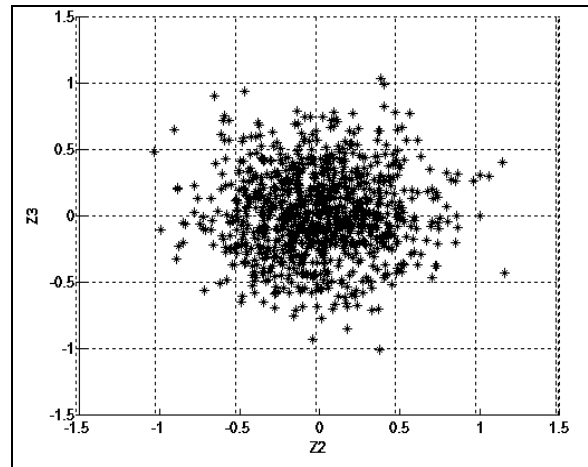
work to the corresponding variation of validation data.

Preliminary calculations have shown that the distinguishability of fault classes can change by up to

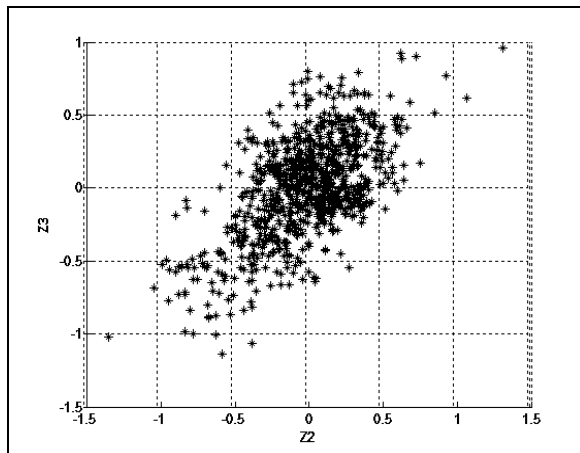
6% when real errors are replaced by simulated errors. Thus, the diagnostic performance estimated with simulated noise can be inaccurate.



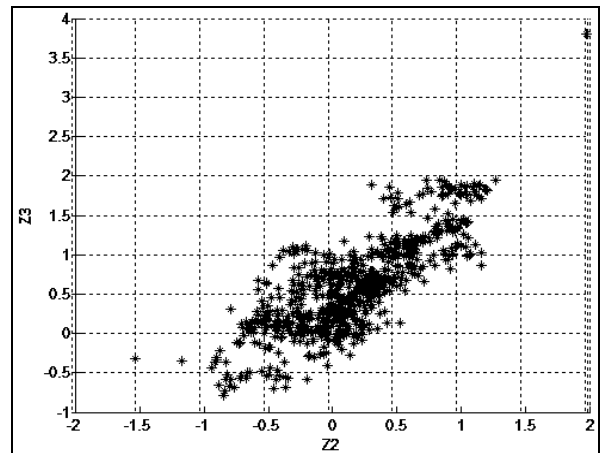
a – Scheme A: sensor error simulation



b – Scheme B: deviation error simulation



c – Scheme C: real deviation errors (reference set)



d – Scheme C: real deviation errors (testing set)

Fig. 4. 2D plots for different schemes of deviation error representation (deviation designations Z2 and Z3 correspond to Table 1)

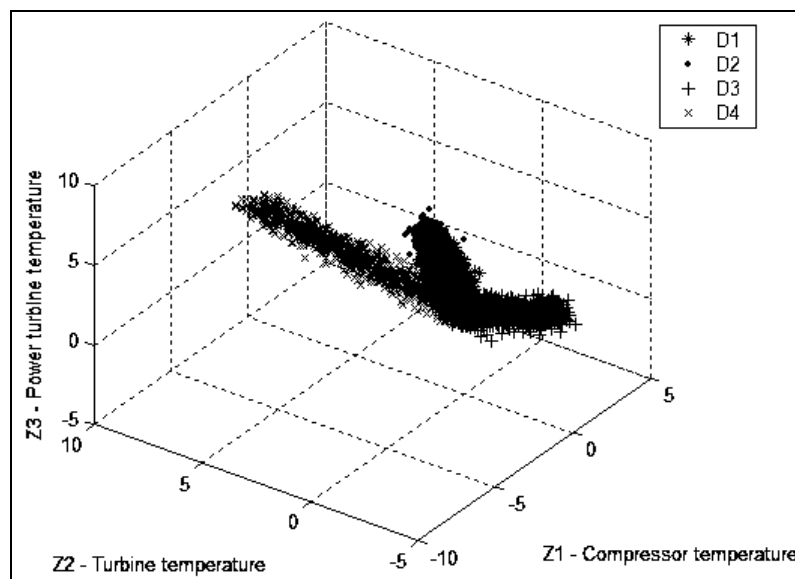


Fig. 5. 3D plot of fault classes in the space of normalized deviations (Scheme A)

The case was also investigated of learning data with reference set errors (see Fig.4c) and validation data with testing set errors (Fig.4d). Since real errors obtained from the testing set are more dispersed, we expected some degradation of the power plant diagnosability. The degradation was found drastic: from $\bar{P} = 90\% - 94\%$ in the previous cases to $\bar{P} = 59\%$. It happened because the model of degraded engine determined on the reference set has lost its accuracy on the testing set. Such a problem seems to be very probable in real diagnosis and we should be careful to avoid or mitigate it.

Conclusions

Thus, possible errors in deviations of gas turbine monitored variables have been analyzed in this paper. The problem of deviation accuracy is important because no monitored variables themselves but their deviations are input parameters in diagnostic algorithms.

A power plant for natural gas pumping has been chosen as a test case. It was presented in the present study by its nonlinear thermodynamic model and the data recorded under field conditions.

Possible deviation errors have been investigated theoretically and graphically. All error sources were thoroughly examined and classified into four types. We succeeded in finding a single mathematical expression to relate the deviation with its typical errors.

Three alternative schemes, two existing and one new, of deviation error representation in diagnostic algorithms have been realized. They were compared with the use of graphical means and probabilities of correct diagnosis. Preliminary results show that the existing schemes of error simulation do not always ensure the necessary accuracy of estimated engine diagnosability. The new scheme enhances the accuracy by including the noise component obtained from real data into the description of fault classes.

Although the proposed scheme is more realistic, it cannot automatically replace existing noise simulation modes. This scheme is more complex for realization. Additionally, it needs both the thermodynamic model and extensive real data, two things rarely available together. In this way, the proposed scheme of deviation error representation can rather be recommended for a final precise estimation of gas turbine diagnosability.

This paper can only be considered as a preliminary study. The investigations will be continued to better

investigate this new scheme and to draw the final conclusion on its applicability in gas turbine diagnostics.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20113092).

References

1. Roemer, M.J. *An Overview of Selected Prognostic Technologies with Application to Engine Health Management [Text]* / M.J. Roemer, C.S. Byington, G. Kacprzynski, G. Vachtsevanos. – *Proc. ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, 2006.* – 9 p.
2. Miro Zarate, L.A. *Mejoramiento de la simulacion de fallas de turbinas de gas [Text]* / L.A. Miro Zarate, I. Loboda, E. Torres Garcia. – *Memorias del 12º Congreso Nacional de Ingenieria Electromecanica y de Sistemas, Mexico, 2010.* – P. 576 – 581.
3. Duda, R.O. *Pattern Classification [Text]* / R.O. Duda, P.E. Hart, D.G. Stork. – *Wiley-Interscience, New York, 2001.*
4. Loboda, I. *Deviation problem in gas turbine health monitoring [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn. – *Proc. IASTED International Conference on Power and Energy Systems, Clearwater Beach, Florida, USA, 2004.* – P. 335 – 340.
5. Mejer-Homji, C.B. *Gas turbine performance deterioration [Text]* / C.B. Mejer-Homji, M.A. Chaker, H. M. Motiwala. – *Proc. Thirtieth Turbomachinery Symposium, Texas, USA, 2001.* – P. 139 – 175.
6. Loboda, I. *Diagnostic analysis of maintenance data of a gas turbine for driving an electric generator [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn // *International Journal of Turbo & Jet Engines.* – 2009. – Vol. 26, Is. 4. – P. 235 – 251.
7. Vapnik, V. *Estimation of Dependencies Based on Empirical Data [Text]* / V. Vapnik. – *Springer Verlag, New York, 1982.*
8. Maravilla Herrera, C. *A comparative analysis of turbine rotor inlet temperature models [Text]* / C. Maravilla Herrera, S. Yepifanov, I. Loboda. – *Proc. ASME Conference Turbo Expo 2011, Vancouver, Canada, 2011.* – 11 p.
9. Loboda, I. *A generalized fault classification for gas turbine diagnostics on steady states and transients [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power.* – 2007. – Vol. 129, Is. 4. – P. 977 – 985.

Поступила в редакцию 3.08.2011

Рецензент: канд. техн. наук, профессор кафедры конструкции авиадвигателей Ю.А. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

БІЛЬШ РЕАЛІСТИЧНЕ ПОДАННЯ ПОМИЛОК ВІДХИЛЕНЬ ВИМІРЮВАНОВОГО ПАРАМЕТРА В АЛГОРИТМ ДІАГНОСТИКИ ГТД

І.І. Лобода

Алгоритми локалізації дефектів проточної частини, засновані на теорії розпізнавання образів, є важливим компонентом системи контролю ГТД. Ці алгоритми зазвичай залучають теоретичні розподіли випадкових чисел для моделювання випадкових помилок (шуму) в описі класів дефектів. Рівень модельованого шуму визначається на основі відомої статистичної інформації про помилки різних датчиків проточної частини. Однак, не самі виміри, а їх відхилення від нормальних значень є входними параметрами для діагностичних алгоритмів. Ці відхилення, розраховані для реальних даних, мають інші складові помилок в додаток до модельованої неточності вимірювань. Таким чином, модельовані і реальні помилки відхилень відрізняються амплітудою та розподілом. Отже, при такому моделюванні характеристики діагностичного алгоритму будуть оцінені не точно, і, тому, висновок про ефективність алгоритму може виявитися помилковим. У даній статті для того, щоб краще побачити особливості шуму, будуються та вивчаються графіки відхилень для реальних даних. Можливі помилки відхилень також ретельно аналізуються аналітично. Для того, щоб зробити подання шуму більш реалістичним, пропонується виділити випадкові помилки з реальних відхилень і інтегрувати їх в опис дефектів. У висновку оцінюється вплив нового способу завдання шуму на достовірність діагностування ГТД.

Ключові слова: ГТД, діагностування проточної частини, відхилення вимірюваних параметрів, помилки відхилень.

БОЛЕЕ РЕАЛИСТИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ОШИБОК ОТКЛОНЕНИЙ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ В АЛГОРИТМАХ ДИАГНОСТИКИ ГТД

И.И. Лобода

Алгоритмы локализации дефектов проточной части, основанные на теории распознавания образов, являются важным компонентом системы контроля ГТД. Эти алгоритмы обычно привлекают теоретические распределения случайных чисел для моделирования случайных ошибок (шума) в описании классов дефектов. Уровень моделируемого шума определяется на основе известной статистической информации об ошибках различных датчиков проточной части. Однако, не сами измерения, а их отклонения от нормальных значений являются входными параметрами для диагностических алгоритмов. Эти отклонения, рассчитанные для реальных данных, имеют другие составляющие ошибок в дополнении к моделируемой неточности измерений. Таким образом, моделируемые и реальные ошибки отклонений отличаются амплитудой и распределением. Следовательно, при таком моделировании характеристики диагностического алгоритма будут оценены не точно, и, поэтому, заключение об эффективности алгоритма может оказаться ошибочным. В данной статье для того, чтобы лучше увидеть особенности шума, строятся и изучаются графики отклонений для реальных данных. Возможные ошибки отклонений также тщательно анализируются аналитически. Для того, чтобы сделать представление шума более реалистичным, предлагается выделить случайные ошибки из реальных отклонений и интегрировать их в описание дефектов. В заключении оценивается влияние нового способа задания шума на достоверность диагностирования ГТД.

Ключевые слова: ГТД, диагностирование проточной части, отклонения измеряемых параметров, ошибки отклонений.

Лобода Игорь Игоревич – канд. техн. наук, доцент, преподаватель Национального политехнического института, Мехико, Мексика, e-mail: iloboda@ipn.mx.

УДК 621.3:681.34

Н.Н. ПОНОМАРЕНКО, В.В. ЛУКИН, Д.В. ФЕВРАЛЕВ, А.А. ЗЕЛЕНСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СЖАТИЕ РСА-ИЗОБРАЖЕНИЙ БЕЗ ВИЗУАЛЬНО-ЗАМЕТНЫХ ИСКАЖЕНИЙ**

Проанализирован метод сжатия с потерями изображений, сформированных радиолокаторами с синтезированной апертурой (РСА) и искаженных пространственно-коррелированным спекл-шумом. Параметры сжатия на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП) подобраны таким образом, чтобы вносимые искажения были визуально незаметны, что позволяет в дальнейшем применять к декомпрессированным изображениям различные процедуры вторичной обработки. Исследованы статистические характеристики остаточных помех и значения метрик, характеризующих визуальное качество изображений после сжатия. Сформулированы задачи дальнейших исследований.

Ключевые слова: сжатие изображений с потерями, мультипликативный шум, метрики визуального качества.

Введение

Радиолокаторы с синтезированной апертурой стали в настоящее время основным средством радиолокационного дистанционного зондирования, особенно для систем космического базирования [1]. Изображения, формируемые РСА, характеризуются высоким пространственным разрешением (порядка единиц метров и даже десятков сантиметров) благодаря использованию специальных широкополосных сигналов и большому размеру синтезированной антенны. Однако формируемые изображения характеризуются тремя основными особенностями.

Во-первых, для зондируемых территорий (полос обзора) заданного размера при улучшении разрешающей способности резко возрастает размер (количество элементов разрешения и пикселей) формируемого изображения. Это может вызвать определенные проблемы при передаче данных ДЗ по каналу связи в наземный центр обработки информации ДЗ и потенциальным пользователям [2, 3], если канал имеет ограниченную пропускную способность. Во-вторых, исходные (первичные) РСА-изображения искажены спекл-шумом, который имеет особо высокую интенсивность при использовании одновзглядового режима (для которого разрешающая способность наилучшая) [1]. В-третьих, спекл-шум является особым случаем мультипликативных помех, к тому же пространственно-коррелированным, что часто не учитывается при сжатии и обработке (фильтрации, обнаружении границ и т.д.) [1, 4]. Поэтому желательна разработка методов и алгоритмов сжатия РСА-изображений с учетом перечисленных особенностей спекла.

Сжатие РСА-изображений без потерь неэффективно. Вследствие присутствия на них интенсивных помех, обеспечиваемый даже лучшими кодерами

коэффициент сжатия лишь немного превосходит единицу. Поэтому желательно (или приходится) использовать сжатие с потерями. При этом необходимо вносить минимальные (приемлемые) искажения полезной информации, содержащейся в изображении [2, 3, 5].

При сжатии, в принципе, могут применяться как стандартные методы (например, JPEG [6] или JPEG2000 [7]), так и специализированные методы сжатия на основе ортогональных преобразований [8, 9]. Однако необходимо учитывать, что сжатие изображений с потерями, которые искажены помехами, имеет свою специфику [5, 9]. Она заключается в том, что при определенных условиях (выборе параметров кодеров) при сжатии с потерями имеет место эффект подавления помех («фильтрации») [2, 5, 9-12]. Однако, во-первых, такая «фильтрация» менее эффективна, чем обычная фильтрация [10, 13]. Во-вторых, при сигнально-зависимых помехах, частным случаем которых является спекл, эффекты фильтрации (подавления помех) проявляются поразному на участках с различным средним [2, 13]. Поэтому часто используют трехэтапные процедуры [8, 12, 13], где до сжатия применяют гомоморфное (стабилизирующее дисперсию) прямое преобразование, а после декомпрессии применяют соответствующее обратное гомоморфное преобразование, хотя возможны варианты сжатия с использованием переменного шага квантования в блоках, адаптированного к локальным свойствам помех [14, 15].

Поскольку подавление помех при сжатии с потерями является недостаточно эффективным, операции сжатия с потерями и собственно фильтрации могут быть реализованы раздельно [16]. При этом к сжатию с потерями предъявляется требование вносить такие искажения, чтобы они были практически незаметны и сохраняли статистические свойства помех.

Недавно нами были предложены методы сжатия с потерями с внесением визуально незаметных искажений применительно к сжатию изображений, на которых практически отсутствует шум [17]. С учетом этого подхода цель данной статьи заключается в разработке и анализе эффективности метода сжатия РСА-изображений без визуально-заметных искажений, принимая во внимание указанные выше особенности спекл-шума.

1. Модели изображений и помех

В общем случае зависимость дисперсии помех от истинного значения I_{ij}^{true} описывается выражением $I_{ij}^n = I_{ij}^{\text{true}} + n_{ij}(I_{ij}^{\text{true}})$, где I_{ij}^n - зашумленное (наблюдаемое) значение изображения в ij -м пикселе, n_{ij} - шум в этом пикселе, статистические характеристики которого зависят от I_{ij}^{true} . Для чисто мультипликативных помех дисперсия $\sigma_{n_{ij}}^2 = \sigma_{\mu}^2 (I_{ij}^{\text{true}})^2$, где σ_{μ}^2 - относительная дисперсия (ее значение обычно меньше единицы и зависит от режима работы системы формирования изображений). Можно использовать и другую форму записи для изображений, искаженных спекл-шумом

$$I_{ij}^n = \mu_{ij} I_{ij}^{\text{true}}, \quad (1)$$

где мультипликативный множитель μ_{ij} имеет среднее, равное единице, и дисперсию σ_{μ}^2 [1, 18].

Спекл ниже полагается пространственно-коррелированным. Пространственная коррелированность помех имеет место вследствие неопредельной пространственной дискретизации данных при формировании РСА-изображений [1, 4].

Еще одной особенностью РСА-изображений и анализа эффективности методов их обработки является отсутствие общепринятых (стандартных) тестовых изображений. Это связано, по-видимому, с двумя факторами. Во-первых, РСА являются системами бокового обзора в отличие от многих других систем дистанционного зондирования, вследствие чего для РСА-изображений достаточно часто наблюдаются эффекты затенения [1], особенно для участков городской застройки. Во-вторых, имеются и другие эффекты (например, многократных отражений), которые сложно моделировать [19].

Поэтому нами использовались в качестве основы (незашумленных изображений) оптические изображения, на которых есть эффекты затенения (примеры см. на рис. 1).

2. Предлагаемый метод сжатия

Структурная схема предлагаемого метода сжатия приведена на рис. 2. Для заданного РСА-изо-

бражения оценивается спектр шума, если он априорно неизвестен. Для этой цели предлагается использовать метод слепой оценки спектра шума, описанный в [20], который сохраняет работоспособность даже на сильно текстурных изображениях.

В табл. 1 приведен результат оценки этим методом спектра шума радиолокационных изображений системы ДЗ TerraSAR-X, доступных в [21].

В виде столбиков различной высоты этот ДКП-спектр представлен на рис. 2 в нижней левой части. Неравномерность полученного спектра шума, представляющего собой матрицу 8×8 значений относительных дисперсий шума для соответствующих коэффициентов дискретного косинусного преобразования, свидетельствует о пространственной коррелированности помех.



а



б

Рис. 1. Незашумленные тестовые изображения Fr1 и Fr2

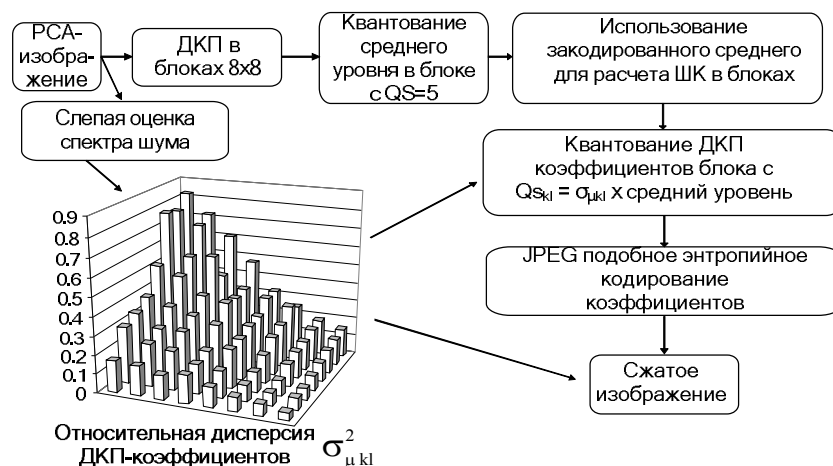


Рис. 2. Структурная схема предлагаемого метода и пример ДКП-спектра

Таблица 1

ДКП-спектр σ_{μ}^2

0,828	0,722	0,608	0,476	0,325	0,25	0,185	0,152
0,757	0,689	0,423	0,36	0,325	0,292	0,176	0,137
0,774	0,548	0,563	0,348	0,26	0,23	0,152	0,122
0,518	0,476	0,384	0,36	0,25	0,203	0,144	0,102
0,384	0,348	0,314	0,281	0,221	0,152	0,122	0,078
0,336	0,27	0,27	0,185	0,212	0,109	0,084	0,063
0,303	0,23	0,212	0,16	0,144	0,09	0,068	0,063
0,168	0,16	0,13	0,152	0,109	0,078	0,063	0,04

Далее изображение предлагается разбивать на блоки 8x8, выполнить в каждом из них дискретное косинусное преобразование и квантовать полученные коэффициенты с шагом квантования, равным $\sigma_{\mu kl}$, умноженным на средний уровень блока, где k, l – индекс данного коэффициента ДКП, а $\sigma_{\mu kl}$ берется из таблицы, аналогичной табл. 1, полученной для данного изображения. Средний уровень при представлении изображений 8-битными целыми числами квантуется с шагом квантования, равным 5. Если же данные имеют другой динамический диапазон, то шаг квантования принимается равным 1/50 динамического диапазона.

И, наконец, квантованные коэффициенты кодируются каким-либо энтропийным кодером. В данной работе используется модификация для размера блоков 8x8 кодера, описанного в [22].

При декомпрессии сначала определяются средние в блоках, затем другие ДКП-коэффициенты и, наконец, реализуются обратные ДКП в блоках.

3. Анализ для тестовых изображений

Рассмотрим результаты применения предложенного метода, полученные для четырех тестовых изображений. Изображения, практически без собственных помех, были сформированы из больших по размеру оптических изображения хорошего качества.

Каждое из них было уменьшено путем усреднения в 5 раз по вертикали и горизонтали, чтобы уменьшить тот небольшой шум, который там исходно был. В результате были получены изображения стандартного размера 512x512 пикселей, два примера которых приведены на рис. 1. Затем изображения были искажены мультипликативным шумом с плотностью распределения Рэлея, что характерно для одномерных амплитудных PCA [1], в соответствии с его спектром, приведенным в табл. 1. В результате были получены зашумленные изображения, показанные на рис. 3 и 4.

Эти тестовые изображения были сжаты предложенным методом, а также методом Calic [23], который является одним из наиболее эффективных методов сжатия изображений без потерь. В таблице 2 приведены коэффициенты сжатия (CR) для сравниваемых методов, а также оценки визуального качества декодированных изображений для предложенного метода. Для этого использовались метрики PSNR, PSNR-HVS-M [24] и MSSIM [25], рассчитанные для зашумленного и декомпрессированного изображений. Именно метрики PSNR-HVS-M и MSSIM, как показано в [17] и [26], являются наилучшими для описания визуального качества декомпрессированных изображений и контроля заметности искажений, внесенных при сжатии с потерями. При этом согласно результатам [17] и [26] для метрики PSNR-HVS-M значения должны быть не ниже 40 дБ, а для метрики MSSIM не меньше 0,985.

Таблица 2

Характеристики сжатия для тестовых изображений

Тест. изобр.	КС для CALIC	КС для предл. метода	PSNR, дБ	PSNR-HVS-M, дБ	MSSIM
Fr1	1,02	3,42	25,12	27,59	0,986
Fr2	1,01	3,44	25,08	27,21	0,986
Fr3	0,99	3,49	24,68	26,74	0,984
Fr4	1,03	3,52	25,08	26,89	0,982

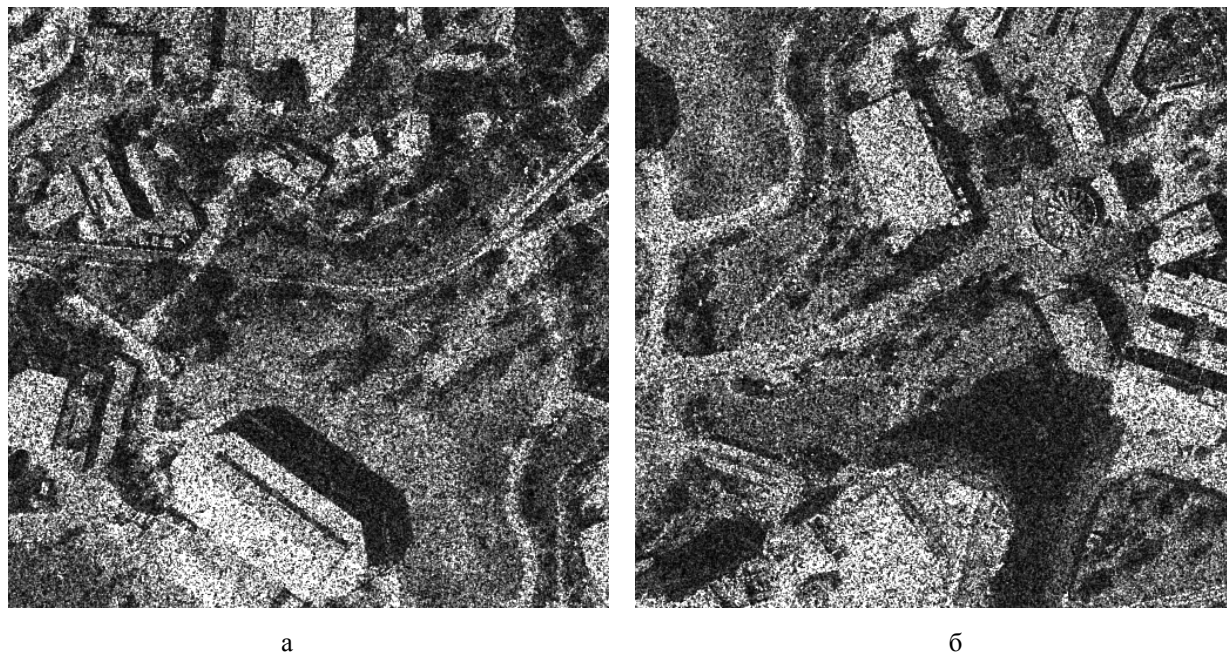


Рис. 3. Зашумленные тестовые изображения Fr1 и Fr2, полученные для изображений на рис. 1

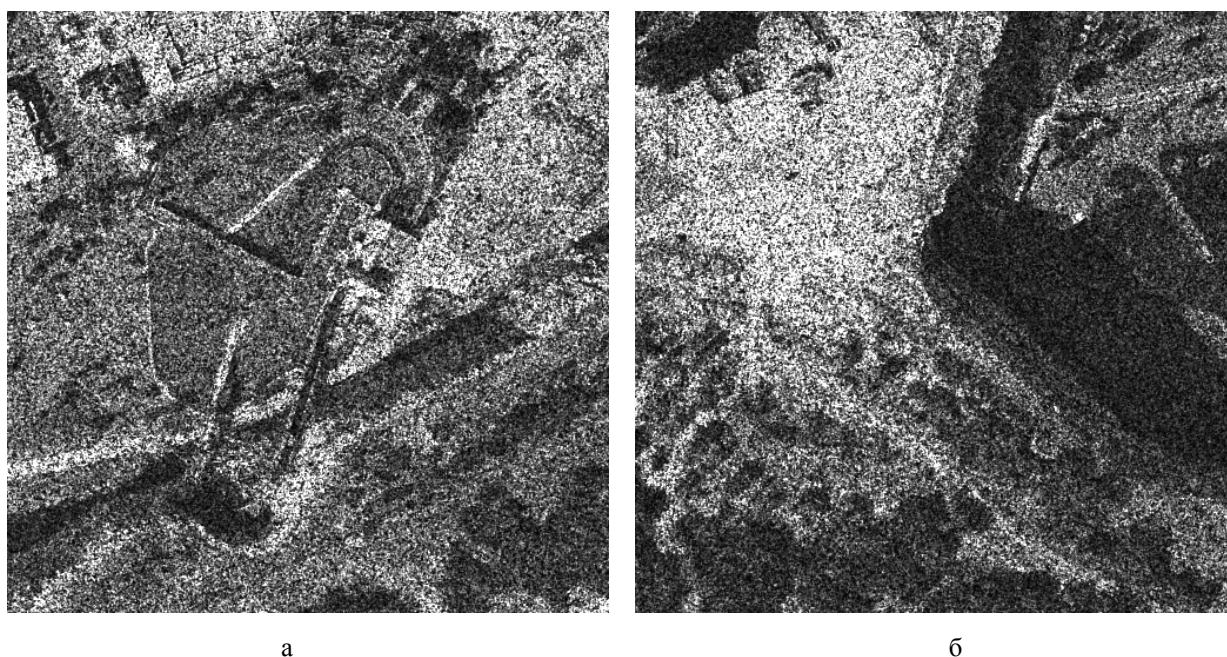


Рис. 4. Два других зашумленных тестовых изображения (Fr3 и Fr4)

Как видно из приведенных данных, предложенный метод обеспечивает сжатие изображений примерно в 3,5 раза. В то же время применение метода сжатия без потерь Calic для этих изображений практически бесполезно.

Значения метрики MSSIM находятся примерно на том уровне, который рекомендован в [17] и [26]. А вот значения метрики PSNR-HVS-M значительно меньше 40 дБ (значения обычного PSNR примерно равны 25 дБ, что для большинства известных приложений соответствует визуально заметным искажениям). Поэтому проверим, заметны ли внесенные искажения визуально. На рис. 5 в увеличенном мас-

штабе приведены фрагмент изображения на рис. 3, а до сжатия и тот же фрагмент после сжатия. На наш взгляд (подтвержденный мнениями более двадцати опрошенных) визуально эти изображения не отличаются.

Таким образом, метрика PSNR-HVS-M в рассматриваемой ситуации дает явно заниженные значения и не способна адекватно оценивать визуальное качество сжатых изображений. Причина, по-видимому, заключается в том, что эта метрика не учитывает некоторых особенностей зрения человека, в частности, большей чувствительности к искажениям при малых и средних интенсивностях (метри-

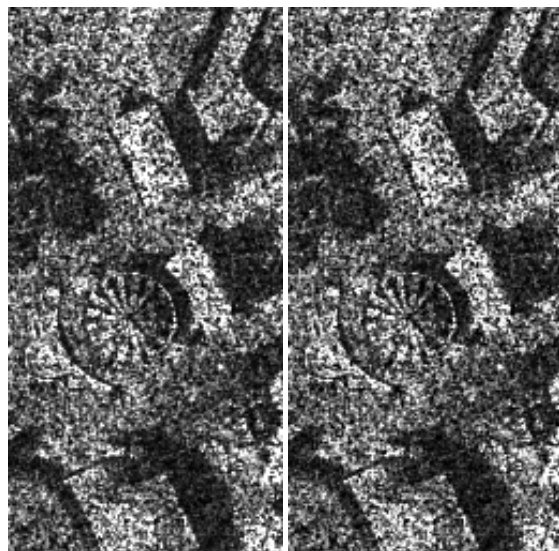


Рис. 5. Фрагмент тестового изображения до и после сжатия

ка MSSIM учитывает эту особенность, описываемую законом Вебера-Фехнера). Еще одна причина состоит в том, что все из известных баз искаженных изображений (TID2008, LIVE, Тоуата и другие) содержат только изображения, искаженные аддитивным шумом, но не содержат изображения, искаженные различными сигнально-зависимыми помехами, что следует признать общим недостатком всех этих баз.

4. Анализ для реальных РСА-изображений

Для верификация предложенного метода на реальных изображениях были использованы изображения TerraSAR-X регионов Rosenheim and Uluru, полученные с указанного выше сайта изображений. Из каждого из этих регионов было вырезано по 2 фрагмента 512x512 pixels, соответственно Ros1, Ros2, Uluru1 and Uluru2. Результаты приведены в таблице 3. Значения КС для метода CALIC несколько лучше, чем для тестовых изображений, однако и в этом случае они лишь немного больше единицы, что свидетельствует об ограниченной применимости методов сжатия без потерь. Значения PSNR и PSNR-HVS-M также несколько больше, чем для тестовых изображений (см. данные в таблице 2), но снова согласно метрике PSNR-HVS-M внесенные при сжатии искажения должны быть заметны. Согласно же метрике MSSIM внесенные искажения либо незаметны, либо слабо заметны визуально.

Как и для тестовых изображений, предложенный метод для всех рассматриваемых изображений обеспечивает КС порядка 3,5, что значительно больше, чем для методов сжатия без потерь.

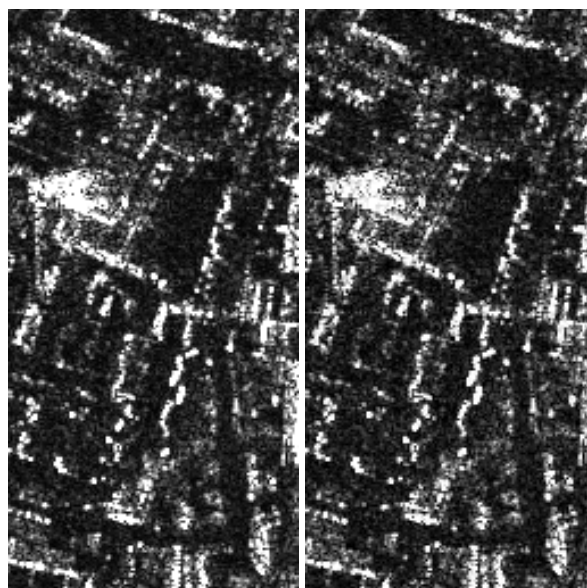
Таблица 3

Характеристики сжатия для тестовых изображений

Тест. изобр.	КС для CALIC	КС для предл. метода	PSNR, дБ	PSNR-HVS-M, дБ	MSSIM
Ros1	1,09	3,19	27,40	30,68	0,992
Ros2	1,09	3,50	28,86	30,78	0,979
Uluru1	1,23	3,34	32,26	35,51	0,989
Uluru2	1,27	3,46	31,94	33,90	0,986



а



б

в

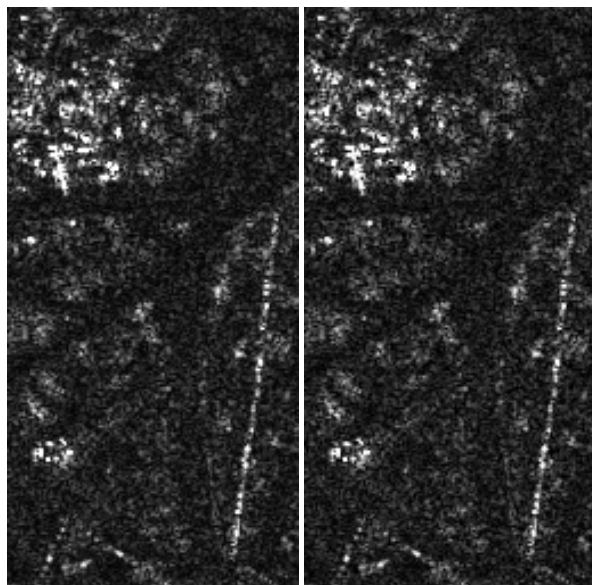
Рис. 6. Реальное изображение Ros1 (а), его увеличенный фрагмент до сжатия (б) и после сжатия с потерями (в)

На рис. 6 приведены изображения Ros1 и Ros2, а также увеличенные фрагменты этих изображений до и после сжатия, а на рис. 7 – то же самое для изо-

бражений Uluru1 and Uluru2. Согласно мнению более двадцати опрошенных, визуально исходные и сжатые с потерями изображения идентичны.



а



б

в

Рис. 7. Реальное изображение Ros1 (а), его увеличенный фрагмент до сжатия (б) и после сжатия с потерями (в)

Во введении указывалось, что одним из требований к сжатию с потерями может быть сохранение статистических характеристик спекл-шума. Проведем небольшой анализ, выполняется ли это требование для предложенного метода сжатия. С этой целью получим гистограммы распределения значений для однородного участка реального РСА-изображения до и после сжатия. Множество таких участков содержит реальное изображение Ros2,

приведенное на рис. 8, которое получено для сельскохозяйственного района. Гистограммы для одного интерактивно выбранного однородного участка приведены на рис. 9. Их визуальный анализ позволяет сделать вывод, что закон распределения значений после сжатия практически не изменился.

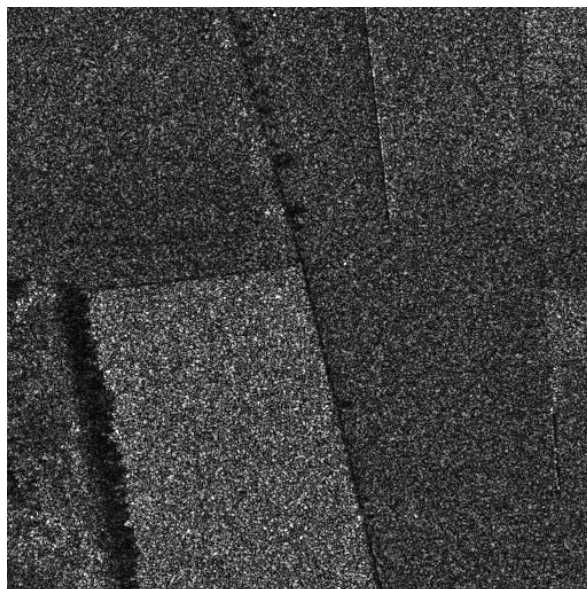
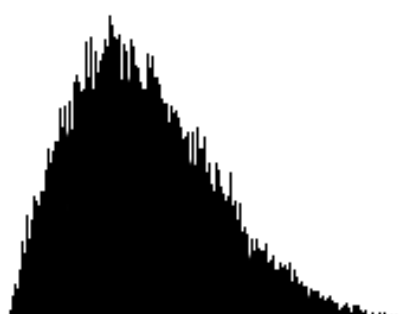
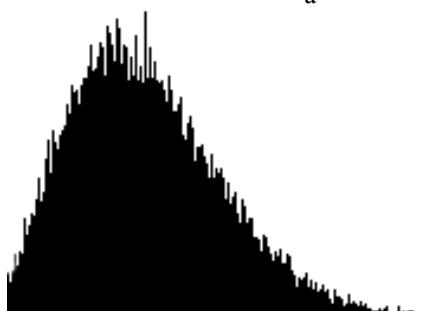


Рис. 8. Изображение Ros2



а



б

Рис. 9. Гистограммы значений однородного участка изображения на рис. 8 до (а) и после (б) сжатия с потерями

К такому же выводу можно прийти и в результате анализа количественных характеристик. Например, оценки параметра σ_μ^2 равны 0,285 и 0,303,

значения коэффициента асимметрии равны 0,67 и 0,63, а коэффициента эксцесса 0,32 и 0,35, что примерно соответствует закону распределения Рэлея.

Таким образом, предложенный метод сжатия с потерями практически не изменяет статистические характеристики спекл-шума. Вследствие адаптации к пространственному спектру шагов квантования, выбранных достаточно малыми, практически не изменяются и пространственно-корреляционные свойства помехи.

Заключение

Предложен метод сжатия РСА-изображений с потерями, но без внесения визуально-заметных искажений и изменения статистических и пространственно-корреляционных характеристик спекл-шума. Достигнут КС порядка 3,5, что примерно в 3 раза больше, чем при сжатии без потерь. Продемонстрирована применимость предложенного метода для сжатия одновзглядовых РСА-изображений, но он может быть использован и при сжатии изображений с большим числом взглядов. При этом несколько уменьшится КС, поскольку значения шагов квантования будут меньше. Обнаружены условия, когда метрика визуального качества PSNR-HVS-M дает неадекватные результаты, что, надеемся, повысит ее работоспособность в будущем.

Метод сжатия основан на использовании ДКП в блоках 8x8 пикселей, что обеспечивает простоту и высокое быстродействие его аппаратурной или алгоритмической реализации.

Литература

1. Oliver, C. *Understanding Synthetic Aperture Radar Images* [Текст] / C. Oliver, S. Quegan – SciTech Publishing. – 2004. – 464 p.
2. *Quasi-optimal compression of noisy optical and radar images* [Текст] / V. Lukin, N. Ponomarenko, M. Zriakhov, A. Zelensky, K. Egiazarian, J. Astola // *Proc. of SPIE Conference "Image and Signal Processing for Remote Sensing XII"*. – 2006. – Vol. 6365. – 12 p.
3. Zeng, Z. *SAR Image Data Compression Using a Tree-Structured Wavelet Transform* [Текст] / Z. Zeng, I.G. Cumming // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2001. – Vol. 39, No 3. – P. 546–552.
4. *Adaptive DCT-based filtering of images corrupted by spatially correlated noise* [Текст] / V. Lukin, N. Ponomarenko, K. Egiazarian, J. Astola // *Proceedings of SPIE Conference Image Processing: Algorithms and Systems*, 28 January 2008. – San Jose, 2008. – Vol. 6812. – 12 p.
5. Al-Chaykh, O.K. *Restoration of Lossy Compressed Images* [Текст] / O.K. Al-Chaykh, R.M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 1999. – Vol. 8 (10). – P. 1348–1360.
6. Wallace, G. *JPEG still image compression standard* [Текст] / G. Wallace // *Communications of the ACM – Special issue on digital multimedia systems*. – 1991. – Vol. 34, No 4. – P. 30–44.
7. Said, A. *A new fast and efficient image codec based on the partitioning in hierarchical trees* [Текст] / A. Said, W. Pearlman // *IEEE Transactions on Circuits System and Video Technology*. – 1996. – Vol. 6. – P. 243–250.
8. Valade, C. *Homomorphic Wavelet Transform and New Subband Statistics Models for SAR Image Compression* [Текст] / C. Valade, J.M. Nicolas // *IEEE Transactions on Signal Processing*. – 2006. – Vol. 86, No 3. – P. 533–548.
9. Al-Chaykh, O.K. *Lossy compression of noisy images* [Текст] / O.K. Al-Chaykh, R.M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 1998. – Vol. 7 (12). – P. 1641–1652.
10. *Lossy compression of images with additive noise* [Текст] / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, K. Egiazarian // *Proceedings International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – 2005. – P. 381–386.
11. *Lossy Compression of Noisy Images Based on Visual Quality: a Comprehensive Study* [Текст] / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Open access paper in: EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – 13 p. – Article ID 976436.
12. *An Automatic Approach to Lossy Compression of Images Corrupted by Poisson Noise* [Текст] / V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, N.N. Ponomarenko, A. Kaarna // *Processing Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium MRRS-2008*, 22–24 Sept. 2008. – Kiev, 2008. – P. 139–142.
13. *Особенности сжатия изображений при сигнально-зависимых помехах* [Текст] / М.С. Зряхов, С.С. Кривенко, С.К. Абрамов, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2/79. – С. 87–95.
14. *Lossy compression of images corrupted by mixed Poisson and additive noise* [Текст] / V. Lukin, S. Krivenko, M. Zriakhov, N. Ponomarenko, S. Abramov, A. Kaarna, K. Egiazarian // *Proceedings of LNLA*, August 2009. – Helsinki, 2009. – P. 33–40.
15. *Compression of noisy Bayer pattern color filter array images* [Текст] / N. Ponomarenko, A. Bazhyna, K. Egiazarian, V. Lukin // *Proceedings of SPIE Photonics West Symp.*, Jan. 2007. – San Jose, 2007. – Vol. 6498. – 9 p.
16. *An automatic approach to lossy compression of AVIRIS images* [Текст] / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, A. Kaarna, J. Astola // *Proceedings of IGARSS*, July 2007. – Barcelona, 2007. – P. 472–475.
17. *Lossy compression of images without visible distortions and its applications* [Текст] / V. Lukin, M. Zriakhov, S. Krivenko, N. Ponomarenko, Z. Miao // *Proc. of ICSP*, 24–28 Oct. 2010. – Beijing, 2010. – P. 694–697.
18. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal* / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko, O. Tsymbal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2007. – 10 p. – Article ID 42472.

19. Dogan, O. Time Domain SAR Raw Data Simulation of Distributed Targets [Текст] / O. Dogan, M. Kartal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – 11 p. – Article ID 784815.

20. A method for blind estimation of spatially correlated noise characteristics [Текст] / N. Ponomarenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Proc. of SPIE Conf. Image Proc.: Algorithms and Systems VII*, 19 January 2010. – San Jose, 2010. – Vol. 7532. – 12 p.

21. Free TerraSAR-X Data Samples [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.infoterra.de/free-sample-data>. – (30.09.11)

22. DCT Based High Quality Image Compression [Текст] / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K.O. Egiazarian, J.T. Astola // *Proc. Scand. Conf. on Image Analysis, Springer Series: Lect. Notes in Comp. Sc.* – 2005. – Vol. 3540. – P. 1177–1185.

23. Wu, X. Context-based, adaptive, lossless image coding [Текст] / X. Wu and N. D. Memon // *IEEE Trans. On Communications*. – 1997. – Vol. 45 (4). – P. 437–444.

24. On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Текст] / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // *CD-ROM Proc. of the Third Int. Workshop on Video Proc. and Quality Metrics*, 25–26 January 2007. – Arizona, 2007. – 4 p.

25. Wang, Z. Multi-scale Structural Similarity for Visual Quality Assessment [Текст] / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *Proceedings of the 37th IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 2. – P. 1398–1402.

26. Оценки визуальных искажений при внедрении в изображения цифровых водяных знаков [Текст] / О.И. Еремеев, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин, А.А. Зеленский // *Матеріали 7-ї наукової конференції ДУІКТ «Сучасні тенденції розвитку технологій в інфокомунікаціях та освіті»*, листопад 2010 р. – Х., 2010. – С. 20–23.

Поступила в редакцию 10.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

СТИСНЕННЯ РСА-ЗОБРАЖЕНЬ БЕЗ ВІЗУАЛЬНО ПОМІТНИХ СПОТВОРЕНЬ

М.М. Пономаренко, В.В. Лукин, Д.В. Февральов, О.О. Зеленський

Проаналізовано метод стиснення з втратами зображень, які сформовані радіолокаторами з синтезованою апертурою (РСА) і спотворені просторово-корельованим спекл-шумом. Параметри стиснення на основі дискретного косинусного перетворення (ДКП) підібрані таким чином, щоб спотворення, які додаються, були візуально непомітні, що дозволяє надалі застосовувати до декомпресованих зображень різні процедури вторинної обробки. Досліджено статистичні властивості залишкових завад і значення метрик, що характеризують візуальну якість зображень після стиснення. Сформульовано завдання подальших досліджень.

Ключеві слова: стиснення РСА-зображень з втратами, мультиплікативний шум, метрики візуальної якості

SAR IMAGE LOSSY COMPRESSION WITHOUT VISUALLY NOTICEABLE DISTORTIONS

N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, D.V. Fevralev, A.A. Zelensky

The methods of lossy compression of images formed by synthetic aperture radar (SAR) and distorted by spatially correlated speckle are analyzed. Compression settings for discrete cosine transform (DCT) based compression are chosen so that the distortions introduced are not visually noticeable that allows further using different procedures secondary processing applied to decompressed images. The statistical characteristics of residual noise and the values of metrics that characterize visual image quality after compression are studied. The tasks of further investigations are formulated.

Keywords: image lossy compression, multiplicative noise, visual quality metric

Пономаренко Николай Николаевич – канд. техн. наук, докторант каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: uagames@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lukin@xai.kharkov.ua.

Февральев Дмитрий Владимирович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: fevralev@mail.ru.

Зеленский Александр Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: azelens@mail.ru.

УДК 621.396.96

А.В. ПОПОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИНФОРМАТИВНОСТИ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫХ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ АКТИВНОГО ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Рассмотрены основные известные теоремы декомпозиции поляризационных свойств объектов активного аэрокосмического дистанционного зондирования и выделяемые на их основе поляризационные характеристики объектов. На основе теоретико-информационных критериев различимости классов объектов выполнен анализ полученных автором экспериментальных данных. Показано, что для распознавания объектов активного дистанционного зондирования наиболее информативными являются инвариантные поляризационные передаточные характеристики, получаемые при использовании операторной когерентной декомпозиции поляризационной матрицы рассеяния.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, поляризационная матрица рассеяния, декомпозиция, поляризационные передаточные характеристики, различимость объектов, распознавание.

Введение

Системы активного дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей широко применяются сегодня при решении задач экологического мониторинга окружающей среды, картографирования, предупреждения чрезвычайных ситуаций [1] и т.д. Одним из направлений их совершенствования является использование поляризационно-многоканальных бортовых радиолокационных систем (РЛС), т.н. поляриметров [2], обеспечивающих как всепогодность наблюдений, так и значительное повышение их информативности. Об актуальности данного направления свидетельствует внедрение поляриметрических режимов работы практически во всех РЛС искусственных спутников Земли, запущенных развитыми странами в последние 5 лет. Так, например, изменяемая поляризация излучения и приема (HH, VH, HV, VV) применена в бортовых РЛС космических аппаратов:

- RADARSAT-2 Канадского космического агентства (запущен в декабре 2007 г.);
- TerraSAR-X, TerraDEM-X немецкого аэрокосмического центра DLR (запущены в 2007 и 2010 гг.);
- COSMO-SkyMed 1-4 Итальянского Космического Агентства ASI (2007–2010).

Эффективность решения задач ДЗ во многом зависит от методов обработки материалов космических съемок и методов интерпретации поляриметрической информации, которые в свою очередь определяются подходом к выделению информативных признаков для обнаружения, селекции и распознавания объектов ДЗ.

Традиционным базовым описанием поляризационных характеристик (ПХ) объектов ДЗ является поляризационная матрица рассеяния (ПМР), представляющая собой матрицу комплексных коэффициентов отражения при облучении объекта двумя сигналами с ортогональной поляризацией и приеме отраженного сигнала двухкомпонентной антенной в том же поляризационном базисе [1]. Недостатком ПМР является зависимость ее элементов от поляризации антенн РЛС [2]. Вследствие изменения ориентации летательного аппарата в процессе полета наблюдаемые значения ПМР также изменяются. Используя до середины 90-х годов различные ПХ, основанные непосредственно на ПМР объекта либо ее ковариационной матрице, в силу своей неинвариантности не обеспечивали эффективной интерпретации поляриметрической информации [2].

В 1992 г. в работе А. Фримена (A. Freeman) и С. Дурдена (S. Durden) [3] был предложен феноменологический подход к решению проблемы интерпретации поляриметрической информации. Предлагалось выделять «свойства объектов» (Feature-Motivated Decomposition), – коэффициенты подобия ПХ объекта характеристикам эталонных отражателей (поверхность, двугранный отражатель, сфера). Данный подход был развит в 1995 г. в работах Е. Крогагера (E. Krogager) [4]. Предлагалось определять коэффициенты подобия объекта сфере, двугранному отражателю и спирали (Sphere – Diplane – Helix Decomposition). Принципиальным недостатком такого подхода является неортогональность разделяющих матриц и, как следствие, коррелированность коэффициентов разложения [8].

В работах С. Клода (S.R. Cloude) и Е. Поттье (E. Pottier) [5,6] (1996, 1997 г.), в которых на основе декомпозиции матрицы когерентности объекта (Target Coherence Matrix) была показана целесообразность использования математических неэнергетических ПХ объектов, не имеющих явного физического обоснования, – поляризационной «вероятности», «энтропии» и «анизотропии». Несмотря на недостаточную физическую обоснованность, работы [5,6] получили всемирное признание и сформировали доминирующую на сегодняшний день феноменологическую теорию радиолокационных целей, что позволило Э. Поттье в 2008 г. говорить о «стандартизации» в радиолокационной поляриметрии [7].

Альтернативный подход к решению проблемы интерпретации поляриметрической информации был предложен еще в 1978 году [8] Д. Хайненом (J. Huijnen), заключающийся в физически обоснованной инвариантной когерентной декомпозиции ПМР объекта на основе определения т.н. собственных и нулевых поляризаций объекта ДЗ [9]. К сожалению, технический уровень средств ДЗ тех лет не позволял реализовать предложенную в [8, 9] теорию на практике. За рубежом активные исследования в данном направлении начались лишь с запуском спутника RADARSAT-2 (например, [10]).

В Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского „ХАИ” исследования инвариантных неэнергетических ПХ объектов ДЗ проводились с 80-х годов с помощью мобильного автоматизированного радиолокационного поляриметра 3-х см диапазона, обеспечивающего получение полной поляриметрической информации об объектах ДЗ [11]. Была экспериментально доказана высокая информативность инвариантных ПХ и эффективность их применения при решении различных задач ДЗ [12].

Дальнейшее развитие теория инвариантной когерентной декомпозиции ПМР объекта получила в работе [13] (2009 г.), в которой на основе теории поляризационной модуляции сигналов и математического аппарата двойной комплексной плоскости [14] было введено операторное описание объекта ДЗ, позволяющее получать информативные собственные ПХ объекта за счет выделения независимых передаточных функций, отдельно описывающих амплитудные, фазовые и поляризационные (эллиптичности, ориентации) преобразования сигнала при его отражении объектом ДЗ [15, 16]. Проведенный в работе [17] сравнительный теоретический анализ теорем декомпозиции ПХ объектов ДЗ показал взаимосвязь поляризационных передаточных функций с такими геометрическими характеристиками объектов ДЗ, как выпуклость, ориентация и т.д.

Постановка задачи исследований

Поиск методов обработки данных ДЗ, обеспечивающих решение проблемы достоверной интерпретации поляриметрической информации, проводился рядом авторов, например, [1–10, 12, 15–17] в течение последних 40 лет. Все практически значимые результаты были получены при использовании неэнергетических ПХ объектов, однако к их выделению имеется как минимум четыре принципиально различных подхода, определяющих методологию обработки поляриметрических данных ДЗ.

Целью данной работы является сравнительный анализ известных методов декомпозиции ПХ объектов на основе экспериментальных данных о ПХ реальных объектов для определения наиболее перспективных методов выделения признаков для распознавания объектов аэрокосмического ДЗ.

1. Базовые поляризационные характеристики объектов ДЗ

Для описания электромагнитной волны (ЭМВ) традиционно используется ее представление в виде вектора ортогонально поляризованных компонент:

$$\vec{E}(t) = \begin{bmatrix} \dot{E}_X \\ \dot{E}_Y \end{bmatrix} \cdot e^{j\omega t}, \quad (1)$$

где ω – несущая частота сигнала;

$\dot{E}_X$, $\dot{E}_Y$ – комплексные амплитуды проекций на оси выбранной системы координат (x, y) , образующей т.н. поляризационный базис $\{x, y\}$ [9].

Как известно [2, 9], отраженный от радиолокационного объекта сигнал $\vec{E}_{Sc}$ вида (1) связан с зондирующим сигналом $\vec{E}_{In}$ комплексной поляризационной матрицей рассеяния (ПМР) $\dot{S}$

$$\vec{E}_{Sc} = \dot{S} \cdot \vec{E}_{In}. \quad (2)$$

ПМР $\dot{S}$ описывает отражающие свойства объекта на ортогональных поляризациях x , y ,

$$\dot{S} = \begin{bmatrix} \dot{S}_{xx} & \dot{S}_{xy} \\ \dot{S}_{yx} & \dot{S}_{yy} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

При моностатической радиолокации $\dot{S}_{xy} = \dot{S}_{yx}$ [9].

В матрице (3) содержится вся информация об отражающих свойствах объекта при заданной частоте зондирования и фиксированном ракурсе наблюдения, однако значения ее элементов зависят от выбора ортогональных поляризаций $\{x, y\}$. В бортовых средствах ДЗ обычно используются вертикальная ($y = V$) и горизонтальная ($x = H$) поляризации.

2. Когерентная декомпозиция ПМР объекта

Когерентная декомпозиция ПМР (3) основана на ее представлении собственными числами $\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2$ и собственными векторами $\vec{\zeta}_E$ [9], которые определяются характеристическим уравнением

$$\dot{\mathbf{S}} \cdot \vec{\zeta}_E = \lambda \vec{\zeta}_E$$

и имеют вид [9]:

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \cdot e^{j\psi_1} & 0 \\ 0 & \lambda_2 \cdot e^{j\psi_2} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\vec{\zeta}_E = \begin{bmatrix} \cos \theta_E & -\sin \theta_E \\ \sin \theta_E & \cos \theta_E \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \phi_E \\ j \cdot \sin \phi_E \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где ϕ_E и θ_E – поляризационные параметры так называемой [9] собственной поляризации объекта. Физически собственные поляризации (5), соответствующие собственным числам (4) матрицы (3), характеризуются отсутствием в отраженном сигнале компонент, поляризованных ортогонально облучающей волне. Собственные числа $\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2$ ПМР $\dot{\mathbf{S}}$ являются комплексными коэффициентами отражения объекта при зондировании его сигналами собственных поляризаций, а собственные вектора $\vec{\zeta}_E$ (5), соответствующие собственным числам ПМР $\hat{\lambda}_1, \hat{\lambda}_2$, являются ортогональными по определению и образуют собственный ортогонально эллиптический поляризационный базис объекта [14].

Дальнейшим развитием теории декомпозиции объектов ДЗ стала разработка поляризационного оператора объекта ДЗ [13]. В отличие от матричной декомпозиции (4) – (5), декомпозиция ПМР объекта на двойной комплексной плоскости [14] показывает в явном виде все преобразования зондирующего сигнала $\vec{E}_{in}$ при его отражении от объекта ДЗ:

$$\vec{E}_{Sc}|_{HV} = k \cdot \ddot{\mathbf{S}}(\phi_T, \theta_T, \psi_T, \phi_E, \theta_E) \times \vec{E}_{in}|_{HV}, \quad (6)$$

где $\times$ – знак операторного умножения [14];

$\ddot{\mathbf{S}}$ – оператор рассеяния [13];

$k, \psi_T, \phi_T, \theta_T$ – параметры изменений амплитуды, фазы, эллиптичности, ориентации и сигнала при отражении его объектом;

ϕ_E, θ_E – углы эллиптичности и ориентации собственного поляризационного базиса (5). Параметры $k, \psi_T, \phi_T, \theta_T$ декомпозиции (6) определяются из ПМР $\dot{\mathbf{S}}$ по соотношениям, приведенным в [13]. Необходимо отметить, что разложение (6) является единственным, поскольку основано на анализе собственных чисел и векторов ПМР.

3. Феноменологическая декомпозиция ПМР объекта

Альтернативным подходом к декомпозиции ПМР объекта ДЗ является «выделение свойств» объектов (Feature – Motivated Decomposition), предложенное Е. Крогагером (E. Krogager) [4], – определение коэффициентов подобия объекта сфере, двугранному отражателю и спирали (т.н. SDH – декомпозиция – Sphere/ Dihedral /Helix Decomposition).

Согласно [4], ПМР объекта представляется в виде суммы ПМР эталонов

$$\dot{\mathbf{S}} = C_S \cdot \dot{\mathbf{S}}_S + e^{j\varphi} \cdot (C_D \cdot \dot{\mathbf{S}}_D + C_H \cdot \dot{\mathbf{S}}_H), \quad (7)$$

где $\dot{\mathbf{S}}_S, \dot{\mathbf{S}}_H, \dot{\mathbf{S}}_D$ – ПМР сферы, двугранного отражателя и спирали соответственно;

φ – общая фаза элементов ПМР;

C_S – коэффициент «сферичности» объекта, характеризующий «однократность рассеяния» (Single Scattering);

C_D – коэффициент «двугранности» объекта, характеризующий наличие двукратного отражения (Dihedral Scattering);

C_H – коэффициент «спиралевидности» объекта (Helix Scattering).

Несмотря на явную неинвариантность и коррелированность параметров SDH-декомпозиции, идеи У. Камерона и Е. Крогагера стали методологической основой целого ряда последующих теорем декомпозиции объектов и нашли достаточно широкое применение в практике обработки данных ДЗ.

4. Декомпозиция матрицы когерентности объекта

Одной из наиболее широко используемых на сегодняшний день является декомпозиция матрицы когерентности зондирования (Target Coherence Matrix) объекта ДЗ, определяемой по т.н. вектору рассеяния Паули (Pauli Scattering Vector) [2]

$$\vec{\mathbf{S}}_P = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{S}}_{HH} + \dot{\mathbf{S}}_{VV} & \dot{\mathbf{S}}_{HH} - \dot{\mathbf{S}}_{VV} \\ \dot{\mathbf{S}}_{HV} + \dot{\mathbf{S}}_{VH} & \dot{\mathbf{S}}_{HV} - \dot{\mathbf{S}}_{VH} \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

как

$$\dot{\mathbf{T}} = \left\langle \vec{\mathbf{S}}_P \cdot \vec{\mathbf{S}}_P^\oplus \right\rangle, \quad (9)$$

где $\oplus$ – знак транспонирования и комплексного сопряжения.

Матрица (9) имеет три положительных собственных числа $\lambda_{Ti}, i=1...3$ и три ортогональных собственных вектора $\vec{e}_{Ti}$. В работе [5] было предложено использовать отношения

$$P_i = \frac{\lambda_{Ti}}{\lambda_{T1} + \lambda_{T2} + \lambda_{T3}}, \quad i=1...3 \quad (10)$$

в качестве оценок «вероятности i -го механизма рассеяния», на основе которых был предложен поляризационный признак «энтропия рассеяния» (Scattering Entropy)

$$H_C = \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \log_3(P_i), \quad (11)$$

равный нулю для отражателя, полностью поляризующего падающее на него излучение (например, диполь), и равный единице для объекта, создающего «неполяризованный» отраженный сигнал.

Собственные вектора $\vec{e}_{Ti}$ могут быть описаны в ортогональной системе координат тремя углами: φ_i , α_i и β_i ($i=1...3$). На их основе могут быть определены «средние» углы

$$\begin{aligned} \alpha_C &= \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \alpha_i; \\ \beta_C &= \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \beta_i. \end{aligned} \quad (12)$$

Согласно [2], угол β_C связан с ориентацией отражателей в плоскости волнового фронта, а угол α_C характеризует тип отражателя:

- $\alpha_C = 0$ для изотропной поверхности,
- $\alpha_C = 45^\circ$ для диполя;
- $\alpha_C = 90^\circ$ для двугранного отражателя.

Система параметров «ориентация отражателя» β_C , «тип рассеяния» α_C , и «энтропия рассеяния» H_C была дополнена параметром «анизотропия рассеяния» [6] (получившим в литературе название «анизотропия Клода» – Cloud's Anisotropy)

$$A_C = \frac{\lambda_{T2} - \lambda_{T3}}{\lambda_{T2} + \lambda_{T3}}, \quad (13)$$

введенным исходя из того, что теоретически $\lambda_{T3} = 0$ для случая однократного отражения от осесимметричных объектов.

Таким образом, три различных подхода к декомпозиции отражательных свойств объекта ДЗ дают 3 системы поляризационных характеристик объектов ДЗ:

- поляризационные передаточные характеристики объекта по эллиптичности φ_T , ориентации θ_T , фазе сигнала ψ_T (6) и параметры собственного поляризационного базиса объекта φ_E, θ_E (5);
- параметры феноменологической декомпозиции «сфероидальность» C_S , «двугранность» C_D и «спиралевидность» C_H (7) объекта;
- характеристики «типа рассеяния» – «энтропия» H_C (11), тип α_C и ориентация отражателей β_C (12), анизотропия рассеяния A_C (13).

5. Экспериментальные исследования ПХ радиолокационных объектов

Для исследования возможности распознавания объектов ДЗ по поляризационным параметрам отраженных сигналов проводились натурные эксперименты по измерению сигналов, отраженных различными объектами. Исследования производились с помощью автоматизированного радиолокационного поляриметра 3-х см диапазона [12] с разрешающей способностью по дальности 75 м и угловым разрешением 3° , дальность до измеряемых объектов составляла 2 – 9 км. Наведение антенн осуществлялось с помощью оптической системы телевизионного контроля. Радиолокационный поляриметр обеспечивал в экспериментах измерение с частотой 100 Гц полной поляризационной матрицы рассеяния объекта (3) в ортогонально линейном (H, V) поляризационном базисе с погрешностью измерения амплитуд не более 1 дБ и фаз – не более $0,5^\circ$ при уровне поляризационной развязки каналов не менее 30 дБ. В режиме измерений со стробированием по дальности измерительная подсистема обеспечивала непрерывное накопление выборки ПМР объемом не менее 8192 отсчета в заданной точке пространства, положение которой устанавливалось программно с шагом 7,5 м и точностью не хуже $\pm 0,5$ м.

Исследовались различные объекты, накопленные данные о которых объединялись затем в классы объектов одинаковой физической природы:

- класс «море» объединяет ПХ морской поверхности с различной силой волнения при различных ракурсах ее наблюдения;
- класс «лес» – лесные хвойные и лиственные массивы;
- класс «поле» – земная поверхность с травяной и кустарниковой растительностью;
- класс «горы» – горные массивы;
- класс «металл» включает в себя различные наземные металлоконструкции (вышки, мачты, трубы промышленных объектов и т.д.), а также мобильные объекты (автомобильная техника различных конструкций);
- класс «бетон» – наземные здания и сооружения различной конфигурации.

В качестве примера на рис. 1 – 3 представлены гистограммы поляризационных характеристик «трансформация эллиптичности сигнала» φ_T , «двугранность объекта» C_D и «тип рассеяния» α_C 4-х объектов ДЗ (морская поверхность, лесной массив, бетонные здания, металлоконструкции), анализ которых показывает, что ПХ объектов ДЗ имеют достаточно сложные формы законов распределения и существенно зависят от типа наблюдаемого объекта.

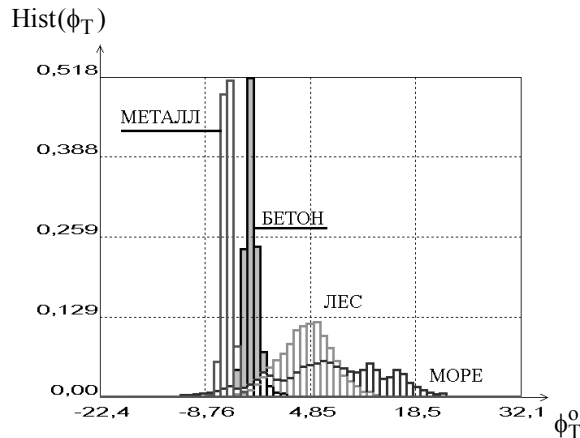


Рис. 1. Гистограммы поляризационного признака «трансформация эллиптичности сигнала» ϕ_T для различных классов объектов

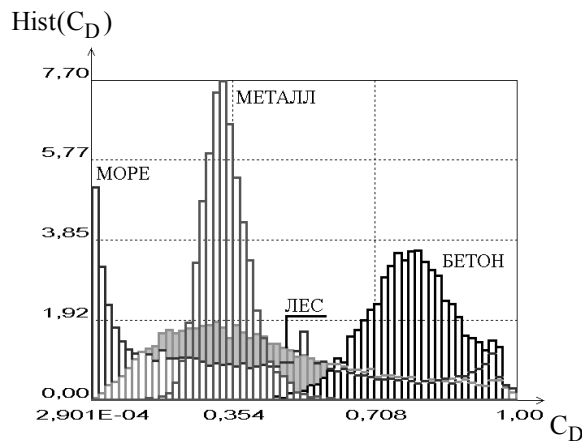


Рис. 2. Гистограммы поляризационного признака «двугранность объекта» C_D для различных классов объектов

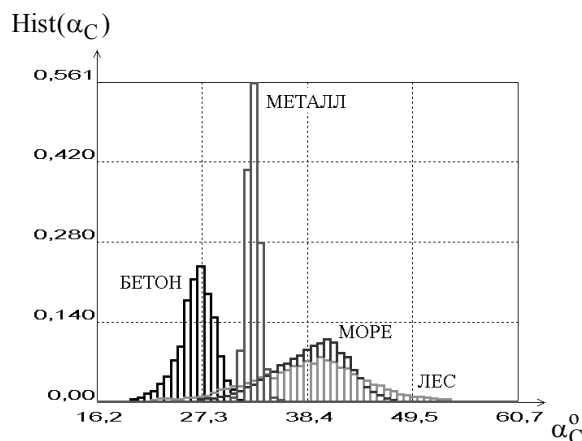


Рис. 3. Гистограммы поляризационного признака «тип рассеяния» α_C для различных классов объектов

6. Различимость классов объектов

Сравнительный анализ информативности поляризационных характеристик объектов ДЗ, получае-

мых на основе рассмотренных выше теорем декомпозиции, может быть проведен с использованием теоретико-информационных критериев различимости классов объектов [18].

Допустим, система ДЗ наблюдает множество классов объектов $A = \{a_k\}$, $k = \overline{1, K}$ с дискретным распределением априорных вероятностей

$$P = P(a_k), \quad k = \overline{1, K}, \quad \sum_{k=1}^K P(a_k) = 1,$$

регистрируя при этом сигнал $S(t, \vec{\xi})$, содержащий информацию об объектах в системе поляризационных характеристик $\vec{\xi} = \{\xi_1, \dots, \xi_m\}$. Каждый класс объектов a_k описывается плотностью распределения $\rho(\vec{x} | a_k)$, где вектором $\vec{x}$ обозначена конкретная реализация случайного вектора $\vec{\xi}$. Система распознавания объектов ДЗ по результатам измерений параметров $\vec{x}$ должна определить класс a_k .

Мерой различимости двух классов объектов a_k и a_j по совокупности параметров сигнала $\vec{\xi}$ является дивергенция Кульбака [19]

$$J(a_k, a_j | \vec{\xi}) = \int_{-\infty}^{\infty} [\rho(\vec{x} | a_k) - \rho(\vec{x} | a_j)] \cdot \ln \frac{\rho(\vec{x} | a_k)}{\rho(\vec{x} | a_j)} d\vec{x}, \quad (14)$$

применимая лишь в случае двух классов объектов.

Для случая $K > 2$ классов объектов в работе [20] введено обозначение $\rho(\vec{x} | \tilde{a}_k)$ для смеси плотностей вероятностей всех классов, за исключением a_k ,

$$\rho(\vec{x} | \tilde{a}_k) = \frac{1}{1 - P(a_k)} \sum_{i \neq k=1}^K P(a_i) \cdot \rho(\vec{x} | a_i), \quad (15)$$

позволяющее определить меру различимости класса a_k на фоне остальных классов как

$$J(a_k | \vec{\xi}) = \int_{-\infty}^{\infty} [\rho(\vec{x} | a_k) - \rho(\vec{x} | \tilde{a}_k)] \cdot \ln \frac{\rho(\vec{x} | a_k)}{\rho(\vec{x} | \tilde{a}_k)} d\vec{x}. \quad (16)$$

Среднее значение $J(a_k | \vec{\xi})$, $k = \overline{1, K}$, согласно [20], будет представлять собой меру различимости множества классов $\{A\}$ на совокупности параметров $\{\vec{\xi}\}$

$$J(\vec{\xi}) = \sum_{k=1}^K P(a_k) \cdot J(a_k | \vec{\xi}). \quad (17)$$

Выражение (17) позволяет выполнять сравнение информативности различных систем параметров $\{\vec{\xi}\}$, выделяемых из сигнала $S(t, \vec{\xi})$.

7. Общий анализ информативности ПХ объектов ДЗ по экспериментальным данным

На этапе общего анализа информативности поляризационных признаков объектов ДЗ для 6 указанных в п. 5 классов объектов на основе их статистических моделей производился расчет различимости каждого объекта на фоне остальных классов по каждому исследуемому поляризационному признаку $J(a_k|\xi)$ (16), $k = \overline{1, K}$, $K = 6$, а также расчет обобщенной различимости 6 классов объектов $J(\xi)$ (17) по признаку ξ . Результаты расчетов, упорядоченные по убыванию различимости $J(\xi)$, представлены в табл. 1.

Анализ табл. 1 показывает, что наиболее информативными являются поляризационные характеристики объектов ДЗ, получаемые на основе инвариантной декомпозиции ПМР объекта (см. п.2):

– углы эллиптичности и ориентации собственного поляризационного базиса объекта ϕ_E , θ_E ($J(\phi_E) = 8,96$ и $J(\theta_E) = 6,61$);

– поляризационные передаточные функции объекта, характеризующие трансформацию поляризации сигнала при его отражении объектом, по фазе ψ_T ($J(\psi_T) = 8,48$), эллиптичности ϕ_T ($J(\phi_T) = 7,37$) и ориентации θ_T ($J(\theta_T) = 6,23$).

Анализ составляющих различимости $J(\xi)$ показывает, что максимальные значения различимости одного класса объектов на фоне остальных достигаются для малоразмерных (сосредоточенных) объектов. Так высокую различимость класса «металл» обеспечивают инвариантные признаки ϕ_E , θ_T , ϕ_T , ψ_T ($J(a_k|\xi) = 18 \dots 20$), класса «бетон» – ψ_T , θ_E .

Для пространственно распределенных объектов максимальные значения различимости существенно ниже $\max_{a_k, \xi} J(a_k|\xi) < 10$, при этом наблюдается эффект маскирования одних классов объектов другими (см. рис. 1 – 3). Так, например, максимум различимости горных массивов наблюдается для признака ϕ_E , по которому различимость растительности (классы «лес» и «поле») не превышает 3.

Таким образом, результаты исследования информативности поляризационных характеристик «крупных» классов объектов ДЗ, с одной стороны, подтверждают высокую (по сравнению с другими ПХ) информативность инвариантных признаков для решения задач распознавания, но, с другой стороны, требуют детального анализа различимости объектов ДЗ по их поляризационным признакам.

8. Анализ информативности по экспериментальным данным ПХ металлических объектов ДЗ

Практический интерес представляет исследование возможности распознавания объектов с одинаковыми электрофизическими свойствами, в частности, металлических, но с различной конфигурацией и ориентацией в пространстве. Для этого проводился сравнительный анализ различимости сооружений (мачта телецентра г. Харьков, трубы промышленных объектов, вышка ретранслятора, опоры линий электропередач, наземные трубопроводы и др.), а также наземной техники (автомобили МАЗ-516, ГАЗ-66 и др.). Фрагмент результатов расчета обобщенной различимости $J(\xi)$ (17) и различимости каждого объекта на фоне остальных классов по каждому исследуемому поляризационному признаку $J(a_k|\xi)$ (16), $k = \overline{1, K}$, $K = 6$, на основе статистических моделей, построенных по экспериментальным данным, представлен в таблице 2.

Анализ табл. 2 показывает, что наиболее информативными для распознавания металлических объектов являются поляризационные признаки, связанные выпуклостью объекта (см., например, [17]) и его ориентацией ($J(\xi) > 12$):

- ϕ_E – эллиптичность собственного поляризационного базиса;
- C_H – «спиральность» объекта;
- θ_E – ориентация собственного поляризационного базиса;
- β_C – ориентация отражателей объекта.

Полученные по экспериментальным данным результаты хорошо согласуются с результатами исследований взаимосвязи ПХ со свойствами объектов ДЗ [15-17], что позволяет сделать вывод о том, что поляризационные характеристики, в первую очередь, собственного поляризационного базиса объекта θ_E , ϕ_E дают возможность оценивать ориентацию и форму объекта ДЗ.

Практический интерес представляет также тот факт, что поляризационные передаточные характеристики объекта θ_T , ϕ_T , ψ_T , описывающие трансформацию поляризации сигнала при его отражении объектом, дают крайне низкую ($J(\xi) < 4$) различимость металлических объектов различной формы, в то время как, согласно табл. 1, они обладают высокой информативностью для распознавания классов объектов с различными электрофизическими свойствами. Этот факт позволяет предположить, что эти ПХ могут использоваться для распознавания металлических объектов произвольной формы и ориента-

ции на фоне подстилающей поверхности, т.е. являются инвариантными (не зависящими от формы и ориентации) признаками металлических объектов.

Таблица 1
Информативность поляризационных характеристик основных классов объектов ДЗ

№	При- знак ξ	Инфор- ма- тивность $J(\xi)$	Различимость класса объектов $J(a_k \xi)$ на фоне остальных классов					
			Мо- ре	Лес	Поле	Горы	Ме- талл	Бетон
1	Φ_E	8,96	5,44	2,98	2,80	10,50	20,09	11,94
2	Ψ_T	8,48	3,03	6,73	1,88	2,02	18,25	18,95
3	Φ_T	7,37	5,78	3,67	1,92	6,15	19,05	7,68
4	Θ_E	6,61	3,76	4,96	2,73	1,76	12,56	13,92
5	Θ_T	6,23	2,03	0,69	1,04	0,86	19,67	13,09
6	C_H	5,80	1,02	1,15	2,71	1,35	18,90	9,69
7	α_C	5,07	1,22	0,68	0,82	0,67	13,35	13,70
8	β_C	4,78	1,07	1,06	0,32	0,84	12,51	12,88
9	C_D	4,54	1,09	1,37	3,55	0,50	8,97	11,79
10	H_C	4,39	0,72	0,65	0,77	0,50	11,15	12,56
11	A_C	4,28	0,97	0,84	1,24	1,38	11,31	9,95
12	C_S	3,87	0,77	0,71	0,51	0,58	9,76	10,92

Таблица 2
Информативность поляризационных характеристик металлических объектов ДЗ

№	При- знак ξ	Ин- форма- тив- ность $J(\xi)$	Различимость $J(a_k \xi)$ объекта на фоне остальных классов					
			Те- лецен- тр	Тру- ба верт.	Мач- та	МАЗ- 516	ГАЗ- 66	Трубо- провод
1	Φ_E	13,98	13,58	16,30	11,01	16,97	13,89	12,14
2	Θ_E	13,97	11,94	11,95	11,44	18,06	11,15	19,27
3	β_C	13,54	10,64	14,84	13,69	12,54	9,93	19,57
4	C_H	12,90	13,48	16,51	8,69	16,23	13,82	8,65
5	A_C	10,46	9,64	9,41	11,56	12,22	6,27	13,66
6	A_C	9,03	7,21	8,82	14,97	4,72	8,59	9,87
7	α_C	5,54	1,28	3,25	12,40	2,54	5,98	7,77
8	C_S	5,08	3,28	9,28	7,26	4,67	2,83	3,16
9	C_D	4,25	3,82	4,29	7,08	3,58	3,99	2,74
10	Ψ_T	4,24	1,85	2,85	6,65	2,42	6,97	4,73
11	Φ_T	3,83	7,03	0,91	5,35	1,97	2,61	5,11
12	Θ_T	2,80	0,85	2,18	2,65	2,79	4,06	4,29

9. Анализ информативности ПХ для распознавания металлических объектов на фоне местности

При решении задач картографирования местности, мониторинга технических объектов, поисково-спасательных работ и т.д. необходимо обеспечить распознавание малоразмерных объектов на фоне подстилающей (земной, морской) поверхности. Как было показано в п. 7, 8, поляризационные признаки позволяют выделять объекты ДЗ с различными электрофизическими свойствами и геометрическими характеристиками, однако их различимость существенно зависит от типа «фоновых» пространственно-распределенных объектов (см. табл. №1). Практический интерес представляет зависимость информативности ПХ наземных малоразмерных объектов (зданий, сооружений, техники) от типа поверхности, на которой они находятся. Для этого проводился сравнительный анализ различимости металлических сооружений (мачта телецентра г. Харьков, трубы промышленных объектов, вышка ретранслятора, опоры линий электропередач, наземные трубопроводы и др.) и наземной техники (автомобили МАЗ-516, ГАЗ-66 и др.), объединенных в класс 1 - «металлические объекты», на фоне железобетонных и кирпичных зданий, объединенных в класс 2 - «здания», горных массивов (класс 3 - «горы»), морской поверхности при различной силе волнения (класс 4 - «море»), растительности (травяной покров, кустарник, лесной массив – класс 5 «растительность»).

Фрагмент результатов расчета различимости (14) $J(a_1; a_j|\xi)$, $j = \overline{2,5}$ и различимости каждого объекта на фоне остальных классов по каждому исследуемому поляризационному признаку $J(a_1|\xi)$ (15), на основе статистических моделей, построенных по экспериментальным данным, представлен в табл. 3. Полученные результаты в целом соответствуют результатам обобщенного анализа (табл. 1), однако детальный анализ табл. №3 показывает, что для распознавания металлических объектов в городских массивах наиболее информативны признаки:

– Θ_T - передаточная характеристика объекта по ориентации, $J(a_1, a_2|\Theta_T) = 33,3$;

– Φ_E - эллиптичность собственного поляризационного базиса объекта $J(a_1, a_2|\Phi_E) = 31,8$.

При распознавании металлических объектов на фоне гор помимо эллиптичности собственного поляризационного базиса Φ_E ($J(a_1, a_3|\Phi_E) = 38,11$) вы-

сокой информативностью обладает ориентация собственного базиса объекта θ_E ($J(a_1, a_3 | \theta_E) \approx 17$).

На фоне морской поверхности металлические объекты наиболее «заметны» помимо эллиптичности собственного поляризационного базиса ϕ_E ($J(a_1, a_4 | \phi_E) = 37,3$) по признакам трансформации фазы сигнала (передаточная характеристика объекта по фазе) ψ_T ($J(a_1, a_4 | \psi_T) = 28,9$) и ориентации собственного базиса θ_E .

На фоне растительности металлические объекты хорошо различимы по трансформации фазы сигнала ψ_T ($J(a_1, a_5 | \psi_T) = 23,3$), трансформации эллиптичности ϕ_T и ориентации собственного базиса объекта θ_E (различимость 17...19).

Необходимо отметить, что информативность систем поляризационных признаков, получаемых на основе феноменологической декомпозиции ПМР (см. п. 3) и декомпозиции матрицы когерентности объекта (см. п. 4) существенно «отстают» по информативности как в общем случае (распознавание объектов различной электрофизической природы, табл. 1), так и при решении конкретных задач ДЗ.

Таким образом, поляризационные характеристики объектов ДЗ, получаемые на основе инвариантной декомпозиции ПМР, входят в группу наиболее информативных признаков при решении задач выделения металлических объектов на фоне подстилающей поверхности и местных объектов, однако выбор признаков пространства для их распознавания должен определяться исходя из условий конкретной задачи ДЗ.

Таблица 3
Информативность поляризационных характеристик для распознавания металлических объектов на фоне местности

№	Признак ξ	Информативность признака $J(a_1 \xi)$	Различимость класса «металл» (1) на фоне:			
			Бетон (2)	Горы (3)	Море (4)	Лес (5)
1	ϕ_E	29,90	31,86	38,11	37,35	12,28
2	ψ_T	23,67	26,04	16,33	28,97	23,33
3	θ_E	19,38	20,85	17,19	21,53	17,96
4	ϕ_T	18,82	22,59	16,62	16,09	19,97
5	θ_T	17,86	33,36	15,15	16,84	6,07
6	C_H	7,34	9,21	7,41	6,42	4,34
7	α_C	5,06	0,31	5,27	6,56	8,11
...						
12	A_C	0,77	0,66	0,13	1,11	1,17

Заключение

Одним актуальных направлений совершенствования аэрокосмических средств ДЗ является использование радиолокационной поляриметрии, однако интерпретация получаемых при этом данных существенно зависит от методов выделения информативных признаков объектов ДЗ. Анализ результатов обработки экспериментальных данных тремя основными методами выделения ПХ объектов ДЗ показал, что для решения задач распознавания объектов ДЗ наиболее информативными являются инвариантные ПХ, получаемые при использовании операторной когерентной декомпозиции ПМР на совокупность независимых передаточных функций, отдельно описывающих амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении объектом.

Дальнейшие исследования следует сосредоточить на оценке эффективности использования этих ПХ объектов при решении конкретных задач ДЗ.

Литература

1. Радиолокационные методы и средства оперативного дистанционного зондирования Земли с аэрокосмических носителей [Текст] / Под ред. С.Н. Конюхова, В.И. Драновского, В.Н. Цимбала. – К.: НАНУ, 2007. – 440 с.
2. Cloude, S.R. Polarisation: Applications in Remote Sensing [Text] / S.R. Cloude. – Oxford: Oxford University Press, 2009. – 352 p.
3. Freeman, A. Three-component scattering model to describe polarimetric SAR data [Text] / A. Freeman, S. Durden // Proc. of SPIE. Radar Polarimetry. – 1992. – V. 1748. – P. 213 – 224.
4. Krogager, E. Properties of the Sphere, Diplane, and Helix Decomposition [Text] / E. Krogager, Z.H. Cysz // Proceedings of the Third International Workshop on Radar Polarimetry, IRESTE, University of Nantes, April 1995. – P.106 – 114.
5. Cloude, S.R. A review of target decomposition theorems in radar polarimetry [Text] / S.R. Cloude, E. Pottier // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 1996. – V. 34, No. 2. – P. 498 – 518.
6. Cloude, S.R. Application of the $H/A/\alpha$ polarimetric decomposition theorem for land classification [Text] / S.R. Cloude, E. Pottier // Proc. of SPIE. – 1997. – V. 3120. – P. 132 – 143.
7. Pottier, E. Radar polarimetry towards a future standardization [Text] / S.R. Cloude, E. Pottier // Annals of Telecom. – 2008. – V. 54, N. 1–2. – P. 137–141.
8. Huijnen, J.R. Phenomenological theory of radar targets [Text] / J.R. Huijnen // Electromagnetic scattering. – 1978. – P. 653 – 712.
9. Канарейкин, Д.Б. Поляризация радиолокационных сигналов [Текст] / Д.Б. Канарейкин, Н.Ф. Павлов, В.А. Потехин. – М.: Сов. радио, 1966. – 440 с.

10. Touzi, R. Target scattering decomposition in terms of roll – invariant target parameters [Text] / R. Touzi // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 2007. – V. 45, № 1. – P. 73 – 84.

11. Радиолокационный измерительный комплекс для поляризационных исследований [Текст] / М.Ф. Бабаков, С.В. Кондратюк, О.А.Краснов, А.В. Попов, А.В. Узленков // Радиоэлектронные устройства в информационно-измерительных системах: Темат. научно-техн. сб. – Вып. 4. – X., 1989. – С. 21 – 24.

12. Бабаков, М.Ф. Применение поляризационно-модулированных сигналов для селекции и распознавания радиолокационных объектов [Текст] / М.Ф. Бабаков, А.В. Попов // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. – 1999. – №11. – С. 42 – 45.

13. Попов, А.В. Операторное описание поляризационных характеристик объектов активного дистанционного зондирования [Текст] / А.В. Попов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 5(62). – С. 94 – 102.

14. Гусев, К.Г. Поляризационная модуляция [Текст] / К.Г. Гусев, А.Д. Филатов, А.П. Сополев. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.

15. Попов, А.В. Оценка параметров движения объектов дистанционного зондирования по данным

радиолокационного поляриметра [Текст] / А.В. Попов, Р.В. Колесник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 6 (63). – С. 93 – 100.

16. Попов, А.В. О поляризационной модуляции радиолокационных сигналов, отраженных морской поверхностью [Текст] / А.В. Попов, М.В. Борцова // Системы управління, навігації та зв'язку. – 2011. – №1 (17). – С. 46 – 55.

17. Попов, А.В. Сравнительный анализ теорем декомпозиции поляризационных характеристик объектов активного аэрокосмического дистанционного зондирования [Текст] / А.В. Попов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 5 (72). – С. 90 – 99.

18. Фукунага, К. Введение в статистическую теорию распознавания образов [Текст]: пер. с англ. / К. Фукунага. – М.: Наука, 1979. – 367 с.

19. Кульбак, С. Теория информации и статистика [Текст] : пер. с англ. / С. Кульбак. – М.: Наука, 1968. – 302 с.

20. Попов, А.В. Критерий информативности параметров сигналов для радиолокационного распознавания объектов [Текст] / А.В. Попов // Авиационно-космическая техника и технология. – 1999. – № 12. – С.44 – 47.

Поступила в редакцию 27.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела радиолокации Г.И. Хлопов, Институт радиофизики и электроники НАН Украины, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ АНАЛІЗ ІНФОРМАТИВНОСТІ ПОЛЯРИЗАЦІЙНИХ ПЕРЕДАТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБ'ЄКТІВ АКТИВНОГО ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ

А.В. Попов

Розглянуто основні відомі теореми декомпозиції поляризаційних властивостей об'єктів активного аэрокосмічного дистанційного зондування і виділювані на їхній основі поляризаційні характеристики об'єктів. На основі теоретико-інформаційних критеріїв розрізнення класів об'єктів виконано аналіз отриманих автором експериментальних даних. Показано, що для розпізнавання об'єктів активного дистанційного зондування найбільш інформативними є інваріантні поляризаційні передатні характеристики, що отримано при використанні операторної когерентної декомпозиції поляризаційної матриці розсіювання.

Ключові слова: дистанційне зондування, поляризаційна матриця розсіювання, декомпозиція, поляризаційні передатні характеристики, розрізнення об'єктів, розпізнавання.

EXPERIMENTAL ANALYSIS OF INFORMATIVITY OF ACTIVE REMOTE SENSING OBJECTS' POLARIZATION TRANSFER CHARACTERISTICS

A. V. Popov

Main known theorems for decomposing active aerospace remote sensing objects' polarization properties and the objects' polarization signatures derived on the basis of the decomposition theorems are viewed. An analysis of experimental data received by the author is carried out on the grounds of the information-theoretic distinguishability criteria for classes of objects. It is shown that for recognizing active remote sensing objects the invariant polarization transfer characteristics derived using operational coherent decomposition of the polarization scattering matrix are the most informative.

Key words: remote sensing, polarization scattering matrix, decomposition, polarization transfer characteristic, objects distinguishability, recognition

Попов Анатолий Владиславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: a.v.popov@inbox.ru.

УДК 621.3:681.34

Д.В. ФЕВРАЛЕВ, В.В. АБРАМОВА, С.К. АБРАМОВ, В.В. ЛУКИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ЭФФЕКТИВНОСТЬ ФИЛЬТРАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ ОГРАНИЧЕННЫХ АПРИОРНЫХ СВЕДЕНИЯХ О СВОЙСТВАХ ПОМЕХ**

Проанализирована эффективность фильтрации изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами, при ограниченных априорных сведениях о типе и статистических характеристиках шума. Исследование проведено для фильтров на основе дискретного косинусного преобразования, способных легко учитывать доступную или извлекаемую непосредственно из изображений априорную информацию. Показано, что использование при фильтрации априорной или извлекаемой из данных информации позволяет на 0,3...1 дБ повысить эффективность фильтрации в соответствии с метриками PSNR и PSNR-HVS-M, однако желательно повышать точность оценивания характеристик сигнально-зависимых помех.

Ключевые слова: ДКП-фильтрация, сигнально-зависимые помехи, эффективность фильтрации, визуальное качество.

Введение

В настоящее время изображения формируются и используются в разнообразных типах систем: дистанционного зондирования (ДЗ) и мониторинга земной поверхности с аэрокосмических носителей, телекоммуникационных, следящих, медицинских диагностических и т.п. [1 – 3]. Однако качество исходных данных (первичных изображений) часто не удовлетворяет пользователей вследствие присутствия помех и искажений, влияющих на эффективность классификации и распознавания объектов, диагностическую ценность и даже визуальное восприятие. В связи с этим для повышения качества изображений применяют различные методы фильтрации и восстановления [4-8].

Несмотря на огромное количество разработанных к настоящему времени фильтров, среди них нет универсальных, способных успешно обрабатывать изображения при воздействии различных видов помех [2, 3]. Большинство существующих фильтров предназначено для подавления заранее известного типа помех, чаще всего при условии заранее известных характеристик этих помех (закона распределения или хотя бы дисперсии, вероятности появления импульсных помех и т.д.). Среди наиболее популярных можно назвать фильтры на основе ортогональных преобразований [4-7] и на основе порядковых статистик [8]. Быстрыми темпами развиваются нелокальные методы фильтрации [4, 9], использующие самоподобие изображений.

Наибольшее число методов фильтрации разработано для подавления аддитивных гауссовых пространственно-некоррелированных помех [1, 2, 4-6].

При этом предполагается, что дисперсия помех априорно известна или оценена достаточно точно. Однако для многих реальных изображений имеют место нестационарные (неаддитивные) помехи сложного вида с априорно неизвестными характеристиками, часто с присутствием заметной пространственной коррелированности.

Такая ситуация характерна не только для радиолокационных изображений дистанционного зондирования, для которых давно известно, что основной тип шума – мультипликативный, но и для гиперспектральных систем. Во многих работах по данным ДЗ системы авиационного базирования AVIRIS полагается, что шум аддитивный [10], однако последние исследования показали, что вклад сигнально-зависимой компоненты также является существенным [11], а для нового поколения гиперспектральных систем даже становится преобладающим [12].

Интуитивно понятно, что ошибочное исходное предположение о типе помех, присутствующих на изображении, может привести к заметному снижению эффективности последующей фильтрации по аналогии с тем, как учет пространственной коррелированности помех позволяет существенно (на 2...3 дБ) повысить эффективность фильтрации по сравнению с версиями фильтров того же класса, не учитывающими пространственную коррелированность помех [13]. Аналогично в [14] было показано, что неточность установки дисперсии (СКО) помех, используемой в качестве параметра для дискретного косинусного преобразования (ДКП) и сигма-фильтров, приводит к снижению выходного пикового отношения сигнал-шум (ПОСШ, PSNR) на величину до 0,5...1 дБ.

Таким образом, актуальной является задача сравнительного анализа эффективности фильтрации при ложных и правильных предположениях о типе шума, присутствующего на изображении, а также влияния неточности оценок характеристик помех на качество изображений на выходе фильтра в соответствии с различными метриками, как традиционными, так и способными более адекватно характеризовать визуальное качество.

Рассматриваемые варианты фильтрации на основе ДКП

Прежде всего, следует рассмотреть четыре варианта фильтрации:

1) гипотетический 1, для которого априорно известен тип и характеристики помех и параметры фильтра выбраны таким образом, что обеспечивается оптимум в соответствии с используемым критерием для анализируемого изображения;

2) гипотетический 2, в соответствии с которым тип шума определен ошибочно, но при этом используются параметры соответствующего фильтра, обеспечивающие оптимум для данного изображения в соответствии с используемым критерием;

3) реальный 1, для которого тип шума (например сигнально-зависимый) определен правильно, его характеристики оценены (с некоторой погрешностью) по анализируемому изображению и параметры фильтра установлены с использованием полученных оценок согласно традиционным рекомендациям;

4) реальный 2, когда тип шума определен неверно (или исходные предположения о типе помех неверны), характеристики помех оценены согласно этим предположениям и полученные оценки использованы при фильтрации.

Ниже нами рассматривается подход к фильтрации, основанный на ДКП. Причины использования именно этой группы (класса) фильтров таковы. Во-первых, фильтры на основе ДКП относятся к числу наиболее эффективных в соответствии с различными критериями [4, 7, 13]. Во-вторых, они легко адаптируются к различным типам помех, включая аддитивные, мультипликативные и, в общем случае, сигнально-зависимые [7].

Кратко напомним принцип фильтрации на основе ДКП. Обработка может реализовываться в перекрывающихся или неперекрывающихся блоках фиксированного или переменного (адаптивного) размера [4, 7]. Ниже мы рассматриваем случай фиксированного размера блоков (8x8 пикселей), как более простой и обладающий высоким быстродействием. Рассматривается полное перекрытие блоков, то есть взаимный сдвиг ближайших блоков на один

пиксель – этот вариант обеспечивает более высокую эффективность, чем обработка без перекрытия или с частичным перекрытием.

Собственно фильтрация предусматривает выполнение прямого ДКП в каждом блоке, применение пороговой обработки к полученным ДКП-коэффициентам, выполнение обратного ДКП в каждом блоке и усреднение полученных фильтрованных значений для каждого пикселя для случая фильтрации с перекрытием. Пороговая обработка может предусматривать использование мягкого, жесткого (грубого) и комбинированного порога. Ниже рассматривается случай применения жесткого порога как более простой и достаточно эффективный.

Если заранее известна зависимость локальной дисперсии от истинного значения пикселя $\sigma_{ij}^2 = f(I_{ij}^{\text{true}})$, то для каждого блока с верхним левым углом в nm-м пикселе порог устанавливается как

$$T_{nm} = \beta \sqrt{f(\bar{I}_{nm})}, \quad (1)$$

где β – параметр, а среднее в блоке $\bar{I}_{nm}$ служит оценкой I_{ij}^{true} для всех пикселей, принадлежащих данному блоку. Выражение (1) справедливо для случая пространственно-некоррелированных помех, который рассматривается в данной статье.

Значение β , при котором обеспечивается оптимум метрики, количественно характеризующей эффективность фильтрации, зависит от свойств обрабатываемого изображения (его сложности), свойств помех и собственно используемой метрики. Общие закономерности таковы:

1) если в качестве метрик используются стандартные критерии (метрики ПОСШ или среднеквадратическая ошибка на выходе фильтра – СКОш), то для жесткого порога оптимальное значение $\beta_{\text{opt}}^{\text{PSNR}}$ немного меньше 2,6 (варьируется от 2,0 до 2,5), если уровень помех невысок и обрабатываемое изображение достаточно сложное; в противном случае $\beta_{\text{opt}}^{\text{PSNR}}$ примерно равно или несколько больше 2,6 (до 3,0) [15];

2) если для описания качества выходных изображений используются метрики визуального качества (PSNR-HVS-M [16] или MSSIM [17]), то оптимальны значения β немного меньше, при этом выполняются следующие приближенные равенства:

$$\beta_{\text{opt}}^{\text{PSNR-HVS-M}} \approx 0,85\beta_{\text{opt}}^{\text{PSNR}}, \quad \beta_{\text{opt}}^{\text{MSSIM}} \approx 0,95\beta_{\text{opt}}^{\text{PSNR}}. \quad (2)$$

Это свидетельствует о том, что для обеспечения оптимального визуального качества нужно в первую очередь лучше сохранить границы, малоразмерные

объекты и текстуры, что достигается при $\beta \approx 2$, чем эффективно подавить шум, что обеспечивается при $\beta > 2,6$.

Таким образом, для варианта фильтрации гипотетический 1 необходимо проанализировать эффективность фильтрации в соответствии с (1) для β в пределах от 2 до 3 и выбрать значение β , при котором достигается оптимум (максимум для рассматриваемых метрик). Для варианта фильтрации гипотетический 2 следует предположить простейший случай присутствия аддитивного шума и проанализировать эффективность фильтрации для широких пределов изменения параметра T , предполагаемого одинаковым для всех блоков, а затем найти оптимальные значения T для разных метрик. Для варианта обработки реальный 1 необходимо оценить вид $\hat{f}(\cdot)$ (или параметры этой функции) и при фильтрации устанавливать $T_{nm} = \beta_{\text{гес опт}} \sqrt{\hat{f}(T_{nm})}$, где $\beta_{\text{гес опт}}$ – рекомендованное оптимальное значение (2,6 для PSNR, 2,5 для MSSIM, 2,2 для PSNR-HVS-M). Наконец, для варианта обработки реальный 2 следует получить по изображению оценку дисперсии аддитивных помех $\hat{\sigma}_a^2$ и использовать фиксированный порог для всех блоков, равный $\beta_{\text{гес опт}} \hat{\sigma}_a$ в зависимости от рассматриваемой метрики.

Такая методика позволяет производить попарное сравнение эффективности вариантов фильтрации. Наиболее важным представляется сравнение вариантов гипотетический 1 и 2 и вариантов гипотетический 1 и реальный 1. Сравнение вариантов гипотетический 1 и 2 позволяет проанализировать, в

какой мере учет (или неучет) реальных свойств помех может сказаться на эффективности обработки в идеале. Сравнение данных для вариантов гипотетический 1 и реальный 1 позволяет оценить влияние неточности определения параметров сигнально-зависимых (неаддитивных) помех, а также адаптации (или неадаптации) к свойствам конкретного изображения на эффективность фильтрации.

Методика проведения исследования и анализ результатов

Рассмотрим практический случай пуассоновских помех, наблюдаемых для исходных оптических изображений до того, как к ним применяются различные преобразования типа гамма-коррекции [4]. Помехи с ПРВ Пуассона являются характерным типом сигнально-зависимого шума, для которого $\sigma_{ij}^2 = I_{ij}^{\text{true}}$ и имеется явная негауссовость при малых (меньше 10) значениях I_{ij}^{true} . Для анализа взяты три тестовых изображения: Airfield (рис. 1,а) как характерный пример изображений аэрофотосъемки местности, а также стандартные тестовые изображения Baboon и Goldhill, которые часто используются для тестирования разнообразных методов обработки изображений и при этом существенно отличаются друг от друга степенью сложности.

Изображения, искаженные пуассоновским шумом подвергались обработке с использованием ДКП-фильтра, согласно четырем вышеописанным вариантам подбора его параметров. Результаты фильтрации в соответствии с вариантами гипотетический 1 и гипотетический 2 приведены в табл. 1. В



а



б

Рис. 1. Тестовое изображение Airfield: исходное (а), зашумленное пуассоновским шумом ($k=1$) (б)

Таблица 1

Результаты фильтрации изображений в случаях гипотетический 1 и гипотетический 2

Изображение	Гипотетический 1					Гипотетический 2				
	β	Метрика				Порог	Метрика			
		СКОш	PSNR	PSNR-HVS-M	MSSIM		СКОш	PSNR	PSNR-HVS-M	MSSIM
Airfield (СКОш _{вх} =136)	2	64,06	30,07	32,15	0,832	16	95,17	28,35	31,26	0,786
	2,2	61,21	30,26	32,21	0,834	20	78,84	29,16	31,71	0,807
	2,4	60,70	30,30	32,15	0,830	24	68,21	29,79	32,03	0,821
	2,6	62,03	30,20	31,99	0,822	28	64,18	30,06	32,12	0,823
	2,8	64,71	30,02	31,75	0,810	32	65,58	29,96	31,94	0,813
	3	68,30	29,79	31,46	0,797	36	70,64	29,64	31,54	0,796
Goldhill (СКОш _{вх} =111)	2	35,37	32,64	33,89	0,861	16	59,78	30,37	32,54	0,79
	2,2	32,48	33,02	33,95	0,873	20	44,97	31,6	33,16	0,825
	2,4	30,997	33,22	33,97	0,879	24	37,29	32,42	33,46	0,845
	2,6	30,93	33,23	33,86	0,878	28	34,86	32,71	33,42	0,853
	2,8	31,84	33,1	33,66	0,874	32	36,45	32,51	32,97	0,848
	3	33,37	32,9	33,38	0,867	36	39,81	32,13	32,36	0,836
Baboon (СКОш _{вх} =130)	2	69,82	29,69	32,82	0,88	16	93,26	28,43	32,04	0,839
	2,2	67,08	29,86	32,88	0,8842	20	79,39	29,13	32,43	0,86
	2,4	66,43	29,91	32,84	0,884	24	71,19	29,61	32,68	0,874
	2,6	67,54	29,84	32,71	0,88	28	69,72	29,7	32,66	0,877
	2,8	70,08	29,68	32,51	0,873	32	73,61	29,46	32,39	0,868
	3	73,85	29,45	32,23	0,864	36	81,64	29,01	31,89	0,852

данном случае вариант гипотетический 1 соответствует ситуации, когда имеется верная информация о том, что шум пуассоновский и известны его характеристики, гипотетический 2 – ситуации, когда шум на изображении был классифицирован как гауссовский аддитивный. В таблице цветом выделены ячейки, соответствующие оптимальным по одному из выбранных критериев (метрик) значениям.

Рассмотрим результаты для изображения Airfield. Как видим, при оптимальном выборе параметров фильтра для случая гипотетический 1 результаты в соответствии со всеми метриками оказываются лучше, чем для случая гипотетический 2 (выигрыш составляет 3,48 по СКОш, 0,24 и 0,09 дБ по PSNR и PSNR-HVS-M и 0,011 по MSSIM). На рис. 1,б приведено искаженное пуассоновским шумом тестовое изображение Airfield, на рис. 2 приведены результаты его фильтрации для случаев гипотетический 1 и гипотетический 2. Анализ приведенных изображений показывает, что хотя для случая гипотетический 2 (см. рис. 2,б) на однородных участках шум подавлен лучше, чем для случая гипотетический 1, границы и малоразмерные объекты сохранены заметно хуже, что существенно снижает визуальное качество обработанного изображения. Следовательно, для обеспечения качественной фильтрации наличие верной информации о типе шума и его характеристиках имеет существенное значение. Посколь-

ку для всех метрик наблюдаются одинаковые тенденции, в дальнейшем анализ качества фильтрации будем проводить только по значениям метрик PSNR и PSNR-HVS-M.

Результаты для изображений Baboon и Goldhill схожи с результатами для Airfield. В случае гипотетический 1 возможно обеспечить PSNR и PSNR-HVS-M большее на 0,21 и 0,2 дБ для изображения Baboon и на 0,52 и 0,51 дБ для изображения Goldhill соответственно, что еще раз подтверждает вывод о том, что для обеспечения качественной фильтрации наличие верной априорной информации его характеристиках является важным условием. Прежде чем перейти к рассмотрению качества фильтрации в случаях реальный 1 и реальный 2, кратко ознакомимся с методами, которые использовались для оценивания характеристик шума.

Для оценивания характеристик пуассоновского шума (случай реальный 1) был использован модифицированный метод, основанный на методе [28]. Исходный метод предназначен для оценивания дисперсии смеси аддитивного и мультипликативного шума. Заключается он во вписывании регрессионной прямой по скаттерограмме пар локальных оценок дисперсии и квадрата среднего, полученных в блоках, соответствующих однородным участкам изображения. Для вписывания используется дважды взвешенный метод наименьших квадратов.

Результатом работы метода являются оценки дисперсии аддитивного и относительной дисперсии мультипликативного шума. Описанный метод был модифицирован для оценивания характеристик смеси аддитивного и пуассоновского шума. В отличие от исходного, в модифицированном методе вписывание производится не по скаттерограмме пар локальных оценок дисперсии и квадрата среднего, а по скаттерограмме пар локальных оценок дисперсии и среднего. Результатом работы модифицированного метода являются оценки дисперсии аддитивного шума ($\hat{\sigma}_a^2$) и коэффициента усиления пуассоновского ($\hat{k}$). Описанный модифицированный метод может также применяться в случаях, когда шум на изображении является чисто аддитивным или чисто пуассоновским. В этом случае одна из выходных оценок будет близка к нулю.

Для оценивания дисперсии аддитивного шума (случай реальный 2) был использован метод [29], предполагающий оценивание моды распределения локальных оценок дисперсии, полученных на однородных участках изображения при помощи интерквантильной оценки.

Результаты оценивания характеристик шума для случаев реальный 1 и реальный 2 приведены в табл. 2. Истинные параметры шума $\sigma_a^2=0$, $k=1$. В случае, когда оценивание дисперсии шума производится в предположении, что шум аддитивный гауссовский (реальный 2), значения оценок его дисперсии оказываются достаточно высокими (больше оценок СКОш_{вх}, приведенных в табл. 1). Связано это с тем, что в случае оценивания характеристик сигнала-зависимого шума при помощи метода, адап-

Таблица 2
Оценки характеристик шума
для случаев реальный 1 и реальный 2

Изображение	Реальный 1		Реальный 2
	$\hat{\sigma}_a^2$	$\hat{k}$	$\hat{\sigma}_a^2$
Airfield	22,76	1,17	190,66
Goldhill	23,48	0,89	154,13
Baboon	58,76	0,86	194,49

тированного под аддитивный шум, полученные оценки дисперсии соответствуют истинным для некоторых средних уровней, преобладающих на данном изображении. Для более низких средних уровней эти оценки являются завышенными и, соответственно заниженными для более высоких уровней локального среднего.

Если тип шума определен правильно (реальный 1) и используется метод, адаптированный под такой тип шума, обеспечиваются оценки дисперсии, более адекватные истинным. Как видим, метод обеспечивает оценки коэффициента усиления достаточно близкие к единичному значению, однако при этом значения оценок дисперсии аддитивной компоненты шума не являются нулевыми и довольно существенно смещены относительно истинного значения. Наибольшая смещенность наблюдается в случае, когда обрабатываемое изображение является высокотекстурным (Baboon).

Наша задача заключается в том, чтобы проверить, как неточность оценивания характеристик шума скажется на качестве фильтрации рассматриваемых тестовых изображений. Результаты фильтрации для случаев реальный 1 и реальный 2 приведены в табл. 3. В этой же таблице для сравнения



а



б

Рис. 2. Результаты фильтрации тестового изображения Airfield, зашумленного пуассоновским шумом при оптимальном выборе параметров в случаях гипотетический 1 (а) и гипотетический 2 (б)

Таблица 3

Результаты фильтрации изображений для различных вариантов

Изображение	Метрика	Вариант фильтрации			
		Гипотетический 1	Гипотетический 2	Реальный 1	Реальный 2
Airfield	MSEout	60,70	64,18	68,38	70,6
	PSNR	30,30	30,06	29,78	29,6
	PSNR-HVS-M	32,21	32,12	31,47	31,6
	MSSIM	0,834	0,823	0,797	0,797
Goldhill	MSEout	30,93	34,86	31,77	32,27
	PSNR	33,23	32,71	33,11	32,49
	PSNR-HVS-M	33,97	33,46	33,7	32,94
	MSSIM	0,879	0,853	0,873	0,847
Baboon	MSEout	66,43	69,72	74,64	81,6
	PSNR	29,91	29,7	29,4	29,1
	PSNR-HVS-M	32,88	32,68	32,28	31,9
	MSSIM	0,8842	0,877	0,864	0,852

приведены данные для случаев гипотетический 1 и гипотетический 2, соответствующие оптимальным по каждому критерию параметрам ДКП-фильтра.

Интуитивно понятно, что качество фильтрации для реальных случаев должно быть ниже, чем для гипотетических. Данные из табл. 3 подтверждают это предположение.

По сравнению со случаем гипотетический 1, характеризующим качество фильтрации в идеальном случае, в случае реальный 2 проигрыш для всех тестовых изображений составляет порядка 0,75 дБ по PSNR и в районе 1 дБ согласно метрике PSNR-HVS-M.

В случае, когда при фильтрации учитывается информация о сигнально-зависимом характере помех и при определении порога ДКП-фильтра используются оценки характеристик шума (случай реальный 1) результаты фильтрации оказываются заметно лучше, однако также существенно проигрывают по сравнению с идеальным (гипотетический 1) случаем. В реальном 1 случае PSNR ниже, чем в случае гипотетический 1, в среднем на 0,12...0,5 дБ, PSNR-HVS-M ниже на 0,27...0,75 дБ. Следовательно, даже при существующей точности оценивания характеристик сигнально-зависимых помех, в результате соответствующей фильтрации можно обеспечить PSNR на 0,2...0,6 дБ выше по сравнению со случаем, когда сигнально-зависимый характер помех не учитывается и оценивание дисперсии производится в предположении, что шум гауссовский аддитивный. Тем не менее, как показывают приведенные результаты (см. табл. 2), при более точном оценивании характеристик сигнально-зависимого шума потенциально можно повысить качество фильтрации на 0,5 дБ в соответствии с метрикой PSNR и 0,75 дБ согласно метрике PSNR-HVS-M. Неточность оценивания характери-

стик шума сказывается, главным образом, на визуальном качестве отфильтрованных изображений. Если согласно метрике PSNR его значения в случае реальный 1 для всех изображений оказались выше по сравнению со случаем реальный 2, то значение метрики PSNR-HVS-M для изображения Airfield оказалось на 0,13 дБ ниже. Как видим из табл. 2, для этого изображения оценка коэффициента усиления пуассоновского шума оказалась завышенной (в отличие от изображений Baboon и Goldhill, для которых эти оценки были заниженными). В результате обработанное изображение оказалось перефильтрованным, что негативно сказалось на его визуальном качестве. Все эти факты свидетельствуют о том, что для обеспечения качественной фильтрации необходимо учитывать реальные характеристики помех, в частности их сигнально-зависимый характер, а также повышать точность методов оценивания характеристик сигнально-зависимых и смешанных помех.

Заключение

Согласно результатам проведенного исследования наличие априорной информации о типе и характеристиках шума позволяет существенно (на 0,3...1 дБ) повысить качество фильтрации в соответствии с метриками PSNR и PSNR-HVS-M. Качество фильтрации при правильном определении типа шума и оценивании его характеристик при помощи автоматических методов оказывается существенно хуже, чем в ситуации, когда характеристики шума априорно известны. Связано это с недостаточной точностью используемых методов и свидетельствует о необходимости ее повышения, чему и будут посвящены наши дальнейшие исследования в этой области.

Литература

1. Bovik, A. *Handbook on Image and Video Processing [Text]* / A. Bovik. – USA: Academic Press, 2000. – 1354 p.
2. Pratt, W.K. *Digital Image Processing. Fourth Edition [Text]* / W.K. Pratt. – NY: Wiley-Interscience, 2007. – 720 p.
3. Беседин, А.Н. *Обработка случайных сигналов и процессов [Текст]: учеб. пособие* / А.Н. Беседин, А.А. Зеленский, Г.П. Кулемин, В.В. Лукин. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005 – 469 с.
4. Foi, A. *Pointwise Shape-Adaptive DCT Image Filtering and Signal-Dependent Noise Estimation [Text]: Thesis for the degree of Doctor of Technology* / Alessandro Foi. – Tampere (Finland): Tampere University of Technology, 2007. – 194 p.
5. Donoho, D.L. *De-noising by Soft Thresholding [Text]* / D.L. Donoho // *IEEE Trans. on Information Theory*. – 1995. – Vol. IT-41, No 3. – P. 613 – 627.
6. Sendur, L., *Bivariate Shrinkage Functions for Wavelet Based Denoising Exploiting Interscale Dependency [Text]* / L. Sendur, I. W. Selesnick // *IEEE Trans. on Signal Processing*. – 2002. – Vol. 50, No. 11. – P. 2744 – 2756.
7. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal [Text]* / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko, O. Tsybalya // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2007. – Article ID 42472. – 10 p.
8. Astola, J. *Fundamentals of nonlinear digital filtering [Text]* / J. Astola, P. Kuosmanen // Boca Raton (USA): CRC Press LLC, 1997. – 276 p.
9. Kervrann, C. *Local adaptivity to variable smoothness for exemplar-based image regularization and representation [Text]* / C. Kervrann, J. Boulanger // *International Journal of Computer Vision*. – 2008. – Vol. 79, No 1. – P. 45 – 69.
10. *An automatic approach to lossy compression of AVIRIS images [Text]* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, A. Kaarna, J. Astola // *Proceedings of IGARSS, Barcelona Spain, July 2007*. – P. 472 – 475.
11. *Local signal-dependent noise variance estimation from hyperspectral textural fragments [Text]* / M.L. Uss, B. Vozel, V. Lukin, K. Chehdi // *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*. – 2011. – Vol. 5, No. 2. – P. 469 – 486. DOI: 10.1109/JSTSP.2010.2104312.
12. *Noise modelling and estimation of hyperspectral data from airborne imaging spectrometers [Text]* / B. Aiazzi, L. Alparone, A. Barducci, S. Baronti, P. Marconcini, I. Pippi, M. Selva // *Annals of Geophysics*. – 2006. – Vol. 49, No. 1. – P. 1 – 9.
13. *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. Doi:10.1186/1687-6180-2011-41.
14. *Influence of multiplicative noise variance evaluation accuracy on MM-band SLAR image filtering efficiency [Text]* / S.K. Abramov, V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, K.O. Egiazarian, O.B. Pogrebnyak // *Proceedings of the Fifth International Kharkov Symposium "Physics and Engineering of Millimeter and Sub-Millimeter Waves"*, Kharkov, Ukraine, June 2004. – Vol. 1. – P. 250 – 252.
15. Lukin, V. *HVS-Metric-Based Performance Analysis Of Image Denoising Algorithms [Text]* / V. Lukin, N. Ponomarenko, K. Egiazarian // *Proceedings of EUVIP, Paris, France, 2011*. – 6 p.
16. *On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Text]* / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // *CD-ROM Proceedings of VPQM, USA, 2007*. – 4 p.
17. Wang, Z. *Multi-scale Structural Similarity for Visual Quality Assessment [Text]* / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *Proceedings of the 37th IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 2. – P. 1398–1402.
18. *Combined bispectrum filtering technique for signal shape estimation with DCT based adaptive filter [Text]* / D.V. Fevrale, V.V. Lukin, A.V. Totsky, K. Egiazarian, J. Astola // *Proceedings of the 2006 International TICSP Workshop on Spectral Methods and Multirate Signal Processing, SMMSP2006, Florence, Italy, Sept 2006*. – P. 133–140.
19. *Применение устойчивых оценок параметров выборок данных при обработке изображений [Текст]* / А.А. Роевко, Д.В. Феврале, Н.Н. Пonomarenko, В.В. Лукин // *Восточноевропейский журнал передовых технологий*. – 2007. – N 3/2 (27). – С. 21 – 31.
20. *Edge Detection and Filtering of Images Corrupted by Nonstationary Noise Using Robust Statistics [Text]* / N. Ponomarenko, D. Fevrale, A. Roenko, S. Krivenko, V. Lukin, I. Djurovic // *Proceedings of the X-th International Conference CADSM, Polyana – Svalyava, Ukraine, 2009*. – P.129 – 136.
21. *Local adaptive filtering of images corrupted by nonstationary noise [Text]* / V.V. Lukin, D.V. Fevrale, N.N. Ponomarenko, O.B. Pogrebnyak, K.O. Egiazarian, J.T. Astola // *SPIE Proceedings of the Conference Image Processing: Algorithms and Systems VII, San Jose, USA, Jan. 2009*. – Vol. 7245. – 12 p.
22. Suoranta, R. *Amplitude domain approach to digital filtering. Theory and applications of L-filters [Text]: Thesis for the degree of Doctor of Technology* / R. Suoranta. – Espoo: Technical Research Centre of Finland, 1995. – 199 p.
23. Melnik, V. *Nonlinear locally adaptive techniques for image filtering and restoration in mixed noise environments [Text]: Thesis for the degree of Doctor of Technology; defended 31.03.2000* / Vladimir Melnik. – Tampere (Finland): Tampere university of technology, 2000. – 234 p.
24. Evans, A.N. *Nonlinear Edge Detection in Color Images [Text]* / A.N. Evans // *Advances in Nonlinear*

Signal and Image Processing. – USA: Hindawi, 2006. – P. 329 – 355.

25. *Processing of images based on blind evaluation of noise type and characteristics [Text]* / V.V. Lukin, S.K. Abramov, N.N. Ponomarenko, M.L. Uss, B. Vozel, K. Chehdi, J.T. Astola // *Proceedings of SPIE Symposium on Remote Sensing, Berlin, Germany, Sept 2009*. – Vol. 7477. – 12 p.

26. Chang, S. *Adaptive Wavelet Thresholding for Image Denoising and Compression [Text]* / S. Chang, B. Yu, M. Vetterli // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 2000. – Vol. 9. – P. 1522–1531.

27. Роечко, А.А. Мультиадная оцѣнка параметра сдвига и особенности ее применения для процессов с САС распределением [Текст] / А.А. Роечко, В.В. Лукин, С.К. Абрамов // Системы управління, навігації та зв'язку. – 2008. – Вип. 4 (8). – С. 178–185.

28. Забродина, В.В. Применение робастных методов вписывания регрессионной прямой для повышения точности оценивания дисперсии сложных помех на изображениях [Текст] / В.В. Забродина, С.К. Абрамов // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2010. – №4. – С. 149–155.

29. *Improved minimal inter-quantile distance method for blind estimation of noise variance in images [Text]* / V.V. Lukin, S.K. Abramov, A.A. Zelensky, J.T. Astola, B. Vozel, K. Chehdi // *Proc. of the SPIE on Image and Signal Processing for Remote Sensing XIII, Florence, Italy, 2007, Vol. 6748*. – P. 6748-11.

Поступила в редакцію 29.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕФЕКТИВНІСТЬ ФІЛЬТРАЦІЇ ЗОБРАЖЕНЬ ПРИ ОБМЕЖЕНИХ АПІОРИННИХ ВІДОМОСТЯХ ПРО ВЛАСТИВОСТІ ЗАВАД

Д.В. Февральов, В.В. Абрамова, С.К. Абрамов, В.В. Лукин

Проаналізовано ефективність фільтрації зображень, спотворених сигнально-залежними завадами, при обмежених відомостях щодо типу та статистичних характеристик шуму. Дослідження проведено для фільтрів на основі дискретного косинусного перетворення, що здатні легко враховувати доступну або видобуту безпосередньо із зображень апіорну інформацію. Показано, що використання при фільтрації апіорної або видобутої з даних інформації дозволяє на 0,3...1 дБ підвищити ефективність фільтрації згідно метрикам PSNR та PSNR-HVS-M, проте бажано підвищувати точність оцінювання характеристик сигнально-залежних завад.

Ключові слова: ДКП-фільтрація, сигнально-залежні завади, ефективність фільтрації, візуальна якість.

EFFICIENCY OF IMAGES FILTERING WITH LIMITED APRIORY INFORMATION ON NOISE PROPERTIES

D.V. Fevralev, V.V. Abramova, S.K. Abramov, V.V. Lukin

The filtering efficiency of images corrupted by the signal-dependent noise with limited information about noise type and its statistical properties has been analyzed. The study is carried out for filters based on discrete cosine transform because such filters are able to take into consideration a-priori or retrieved from the images information. It has been shown that the use of a-priori or retrieved from data information in filtering allows increasing filtering efficiency by 0.3...1 dB according to PSNR and PSNR-HVS-M metrics, but it is desirable to improve the evaluation accuracy of signal-dependent noise characteristics.

Key words: DCT-filtering, signal-dependent noise, filtering efficiency, visual quality.

Февральов Дмитрій Владимирович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: fevralev_@mail.ru.

Абрамова Виктория Валерьевна – аспирантка каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: Victoriya_Zabr@mail.ru.

Абрамов Сергей Клавдиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: ask379@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, профессор, профессор каф. приёма, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.