

УДК 629.7:378.1

А.В. ГАЙДАЧУК

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

СТАНОВЛЕНИЕ И РАЗВИТИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ В ХАИ

На основе исторических фактов рассмотрены вопросы становления и развития ракетно-космической науки и образования в Харьковском авиационном институте. Изложены основные направления научно-технической деятельности ХАИ в области ракетостроения, сотрудничество с отечественными и зарубежными организациями.

Ключевые слова: ракетно-космическая наука и образование, подготовка кадров.

Харьков по праву может считаться «космическим» городом. Здесь на протяжении всего времени освоения космоса создавались системы управления, аппаратура и агрегаты для ракет, проводились научные исследования, позволившие Украине и поныне сохранить ведущее положение в ракетно-космической сфере. Есть в Харькове и старейшее в мире специализированное высшее учебное заведение, подготовившее не одно поколение ракетчиков – созданный в 1930 г. Харьковский авиационный институт, ныне – Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Среди инициаторов создания Харьковского авиационного института особая роль принадлежит Георгию Федоровичу Проскуре (рис. 1) – ученику Н.Е. Жуковского, выдающемуся ученому-аэрогидроинициатору.



Рис. 1. Академик Г.Ф. Проскура – один из инициаторов создания ХАИ

Первые научно-исследовательские работы по ракетно-космической тематике начали выполняться в Харьковском авиационном институте в 1937 году, когда по инициативе сотрудников института Эмиля Баткина, Леонида Пиротти и Владимира Розова под руководством академика Г.Ф. Проскуры была создана Харьковская реактивная группа. Деятельность

группы была нацелена на проектирование, расчет и исследование пороховых ракет (рис. 2), ракетных двигателей на жидком топливе, пусковых устройств, экспериментального стенда для испытания ракетных двигателей, навигационных приборов и парашютов для спуска ракет и приборов.

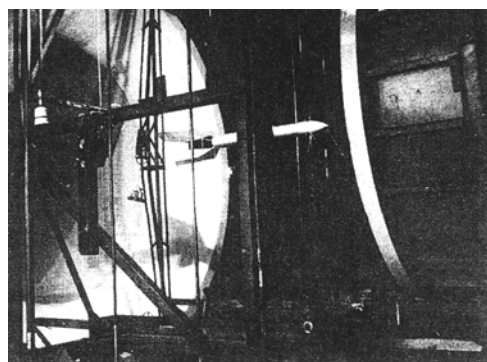


Рис. 2. Исследование пороховой ракеты в аэродинамической трубе ХАИ

Результатом деятельности группы был успешный запуск неуправляемой пороховой ракеты 19 сентября 1940 г., создание экспериментальной установки ЖРД, эскизный проект турбонасосного агрегата. В дальнейшем планировалась широкая программа испытаний с различными компонентами жидкого ракетного топлива, а также эксперименты с материалами оболочек сопла и камеры сгорания, их охладителями, разработка методики теплового расчета ЖРД и другие работы.

Однако начавшаяся Великая Отечественная война прервала в 1941 г. их активную и плодотворную деятельность.

После войны некоторые бывшие члены Харьковской реактивной группы решили продолжать работы над жидкостным ракетным двигателем. Они прекрасно понимали перспективность своей идеи. Им было ясно, что недалеко то время, когда могу-

щество страны будет определяться уровнем ракетной техники на новом витке развития. Они предложили план работ, связанных с новым типом реактивных двигателей, что давало возможность мобилизовать для этой цели предшествующий довоенный опыт работы в Реактивной группе в области ЖРД.

В январе 1946 г. в Харьковском авиационном институте было создано Опытно-конструкторское бюро 8-го Главного управления Министерства авиационной промышленности СССР. Начальником ОКБ был Эмиль Иосифович Баткин, а заместителем и ведущим конструктором - Леонид Николаевич Пиротти. Сотрудники ОКБ работали на площадях Харьковского завода авиаприборостроения с хорошей производственной и экспериментальной базой. В ОКБ работало около 35 человек. За неполные три года в конструкторском бюро были выполнены теоретические исследования, расчетные и конструкторские работы, связанные с новыми типами ракетных двигателей, проведен тепловой расчет реактивного двигателя, что позволило выбирать материал для камеры сгорания, сопла и других элементов его конструкции, подверженных действию высоких температур. Однако в связи с началом широкомасштабных исследований по этой тематике в стране приказом по МАП №648 от 28.08.48 г. ОКБ было ликвидировано с формулировкой: «...в связи с необходимостью сосредоточить работающих в области создания реактивных двигателей в более крупных организациях».

Тем не менее, благодаря деятельности Харьковской реактивной группы, а позднее ОКБ, сотрудники ХАИ приобрели ценнейший опыт работы в решении проблем в области ракетной техники, сформировался коллектив исследователей, разработчиков и преподавателей. Уже в 1948 году по инициативе и под руководством Ивана Прохоровича Голдаева (рис. 3) на кафедре теории авиационных двигателей было начато преподавание лекционных курсов по реактивным и ракетным двигателям. В 1951 году были защищены первые дипломные проекты по этой тематике, а чуть позже - первые кандидатские диссертации.



Рис. 3. И.П. Голдаев – один из основоположников ракетной науки и образования в ХАИ

Развитие ракетно-космической техники, необходимость перехода от аналоговых и электро-механических приборов в системах управления к электронным счётно-решающим устройствам, успешный запуск первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты Р-7, запуск первого искусственного спутника Земли, все это потребовало увеличения числа специалистов нового поколения – разработчиков и конструкторов систем управления. Именно тогда на основании постановления № 526-283 Совета Министров СССР от 19.05.1959 г. и приказа № 119 Министерства высшего образования СССР от 13.06.1959 г. в ХАИ был создан новый факультет № 5 – «Оборудование и управление летательными аппаратами» (рисю 4) или «Радиотехнический». Факультет начал свою деятельность с мая 1959 года.



Рис. 4. А.И. Лопатин – первый декан факультета «Оборудование и управление летательными аппаратами»

В 1961 году на факультете авиационных двигателей был проведен первый официальный выпуск инженеров-механиков по ракетным двигателям.

Чуть позже, на факультете самолетостроения, сначала в рамках специализации специальности «Самолетостроение», а с 1967 года - непосредственно по специальности «Летательные аппараты», начата подготовка специалистов по созданию ракетно-космических летательных аппаратов.

В 1977 году в связи с большим объемом научных работ и увеличением потребности в профильных специалистах, вызванной необходимостью улучшения тактико-технических характеристик ракет, началом разработки стратегической крылатой ракеты и многофазовой космической системы «Буря-Энергия», было принято решение о разделении факультета «Оборудование и управление летательными аппаратами» на два - «Системы управления летательных аппаратов» (рис. 5) и «Радиотехнические системы».

В 1980 году был создан факультет летательных аппаратов (ныне – факультет ракетно-космической техники) (рис. 6), который готовил специалистов

для всех предприятий и организаций ракетно-космического комплекса СССР, а ныне – для предприятий и организаций отрасли в Днепропетровске, Харькове, Киеве.



Рис. 5. Н.И. Брехин – первый декан факультета «Системы управления летательными аппаратами»



Рис. 6. Н.В. Белан – первый декан факультета «Летательные аппараты»

Все эти годы в ХАИ осуществлялся не только учебный процесс по ракетно-космической тематике, но и выполнялся большой объем фундаментальных исследований и прикладных работ по заказам предприятий отрасли.

Спектр научных исследований ХАИ по ракетно-космической тематике достаточно широк: электроракетные ионно-плазменные двигатели, энергосистемы и их элементы, информационные системы для предполетных испытаний космических аппаратов, системы двухфазной термостабилизации, системы хранения криогенных компонентов, системы управления ракетно-космическими аппаратами, траекторный анализ и аэродинамика аппаратов, геоинформационные технологии и методы обработки сигналов дистанционного зондирования, разработка и создание конструкций из композиционных материалов, разработка и создание инструмента для использования в условиях невесомости и при внекорабельной деятельности космонавтов и многое-многое другое.

Работы по исследованиям и разработкам в области электроракетных двигателей (рис. 7) в ХАИ проводятся с начала 60-х годов и по настоящее время.

Вначале эти работы проводились в Отраслевой научно-исследовательской лаборатории новой техники Минобщемаша СССР совместно с КБ «Южное», г. Днепропетровск, с ОКБ «Факел», г. Калининград, а также с ЦНИИМАШ, НИИТП, МАИ и другими предприятиями и организациями СССР.



Рис. 7. Электроракетные двигатели, созданные в ХАИ

Затем, после создания на базе лаборатории новой техники Межотраслевого научно-технического центра космической энергетики и двигателей (МНТЦ КЭД) ХАИ (1993 г.), работы по ЭРД продолжены в отделении двигателей центра совместно с ГКБ «Южное». Результаты этих работ были использованы в проектах «Международная орбитальная станция», «Форсаж-Факел», «Гранат», «Лыбидь», «Сич-2М» (рис. 8).



Рис. 8. Испытание электроракетного двигателя в лаборатории двигателей МНТЦ КЭД ХАИ

В лаборатории автономной энергетики МНТЦ КЭД ХАИ создан уникальный научно-технический комплекс, который позволяет проводить различные исследования и испытания энергетических установок ракетно-космических летательных аппаратов – экспериментальные исследования физических процессов и испытания фотопреобразователей, их модулей, панелей фотоэлектрических батарей (рис. 9), электрохимических аккумуляторов, батарей систем электроснабжения и др.



Рис. 9. Стенд для испытания панелей фотоэлектрических батарей в лаборатории автономной энергетики МНТЦ КЭД ХАИ

Связать воедино все комплексы контрольно-проверочной аппаратуры всех компонентов системы электроснабжения, заставить их работать совместно, взять на себя роль «посредника» между оператором и этими компонентами системы - это задача автоматизированной системы наземных испытаний, разработанной учеными ХАИ. Такие системы разработаны и успешно применялись для космических аппаратов «Egypsat-1», «МС-2-8», «Сич-2».

Сотрудники Центра технической физики ХАИ принимали непосредственное участие в выборе концепции и проектировании принципиально новой центральной системы теплоотвода с двухфазным теплоносителем для космического корабля «Прогресс» (рис. 10) и российского сегмента Международной космической станции (МКС). Разработка концепции и проектирование системы проводилось совместно с Ракетно-космической корпорацией (РКК) «Энергия» (Россия).

В настоящее время сотрудники центра проводят работы по созданию экспериментальной установки для синтеза систем терморегулирования с двухфазным теплоносителем космических аппаратов по заказу европейских партнеров (рис. 11), разработку систем хранения криогенных компонентов топлива с использованием карбоновых нанотрубок, проектированию систем кондиционирования воздуха приборных отсеков космических летательных аппаратов и др.

Сотрудники факультета систем управления принимают участие в разработке методов, моделей и средств обеспечения активной отказоустойчивости аэрокосмических объектов и их систем управления, принципов построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем аэрокосмической техники и повышением их точности (рис. 12).

На базе аэродинамического комплекса ХАИ – объекта национального научного достояния Украи-

ны – проводятся численные и натурные аэродинамические исследования ракетно-космических аппаратов и их систем в широком диапазоне чисел Маха (рис. 13).



Рис. 10. Профессор Г.А. Горбенко возле радиаторов-излучателей Летной экспериментальной установки ЛЭУ-1М, установленной на корабле «Прогресс»



Рис. 11. Сотрудники ХАИ и исследовательского отдела корпорации Thales Alenia Space возле экспериментального стенда

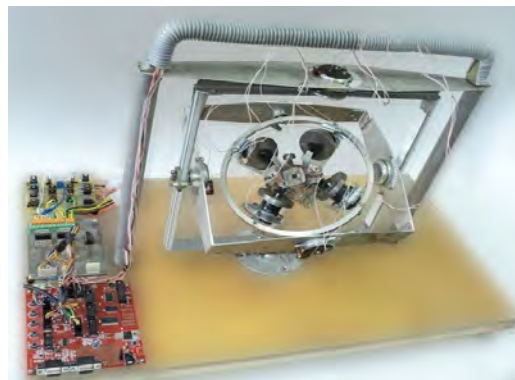


Рис. 12. Моделирование средств обеспечения активной отказоустойчивости аэрокосмических объектов и их систем управления



Рис. 13. Аэродинамический комплекс ХАИ – объект национального научного достояния Украины

Еще одним важным направлением научных исследований, имеющим глубокие научные традиции, является создание эффективной методологической базы дистанционного зондирования Земли.

В настоящее время эти работы направлены на разработку теории, методов, алгоритмов и структурных схем радиоэлектронных систем формирования изображений подповерхностных неоднородностей, их картографирование, а также измерение (оценивание) их электрофизических параметров и статистических характеристик; разработку инструментария для построения новых средств дистанционного зондирования с аэрокосмических носителей; разработку комплексной системы визуализации, анализа, обработки, хранения и передачи данных ДЗЗ (рис. 14).

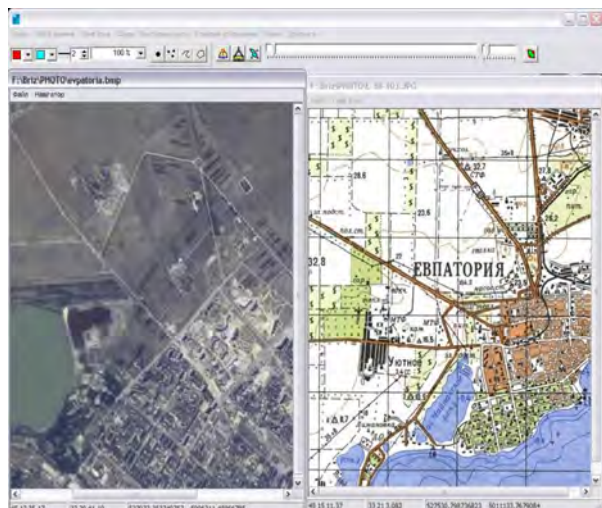


Рис. 14. Обработка данных дистанционного зондирования Земли

С 60-х годов минувшего столетия в ХАИ ведутся активные работы по созданию конструкций из композиционных материалов. За эти годы учеными ХАИ созданы научные основы проектирования, расчета на прочность, разработки технологии производства изделий из композиционных материалов. Созданы новые конструктивно-технологические решения, научно обоснованные методики проекти-

рования элементов конструкций ракетно-космической техники (рис. 15).

В 80-90 годы учеными ХАИ разработан и создан специализированный инструмент для использования в условиях невесомости и при внекорабельной деятельности космонавтов (рис. 16).

Представленные результаты являются далеко не полным перечнем научно-исследовательских работ, выполненных и выполняемых учеными ХАИ для ракетно-космической отрасли.



Рис. 15. Элементы конструкций ракетно-космической техники из композиционных материалов



Рис. 16. Инструмент для использования в условиях невесомости и при внекорабельной деятельности космонавтов

В последние годы активизировалось международное научное сотрудничество в этой сфере. Ученые ХАИ активно включились в выполнение международных научных программ: украинско-французской программы «Дніпро», Шестой и Седьмой Рамочной программы по научному сотрудничеству Евросоюза, установлены прямые контакты с ведущими университетами и научными организациями Европы. ХАИ является членом международной ассоциации университетов UNESCO, Европейской Ассоциации Научных Сотрудников EASN, а

также Ассоциации авиакосмических университетов Европы PEGASUS.

В минувшем году был продлен срок действия лицензии Национального космического агентства Украины, которая дает право ХАИ заниматься разработкой, испытаниями, производством составных частей космических аппаратов и ракет-носителей, что обеспечивает возможность не только проводить теоретические исследования, но и заниматься непосредственным созданием элементов конструкций и систем ракетно-космической техники как для украинских, так и для зарубежных заказчиков.

Однако наряду с научными исследованиями, основной задачей ХАИ была и остается обеспечение подготовки кадров для ракетно-космической отрасли. Поэтому, реализуемая в ХАИ концепция интенсивной инженерно-научной деятельности сотрудников лабораторий и кафедр с широким привлечением к ней студентов, позволяет не только решать научно-технические задачи, но и обеспечить всестороннюю творческую подготовку высококвалифицированных специалистов. Во многом, благодаря такому подходу, ХАИ может по праву гордиться своими выпускниками, среди которых многие руководители и ведущие специалисты предприятий ракетно-космической отрасли Украины и России, а также космонавт России О.Д. Кононенко, выпускник ХАИ 1988 года (рис. 17).



Рис. 17. Космонавт России О.Д. Кононенко на борту орбитальной станции с сувенирами ХАИ

Литература

1. Набатов А.С. Крылья ХАИ (1930-2005): Очерки истории / А.С. Набатов, А.Г. Гребеников. – Х.: Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2005. – 352 с.
2. Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» / Ред. кол.: В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, В.Ф. Демченко та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2005. – 656 с.

Поступила в редакцию 14.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой систем управления летательных аппаратов А.С. Кулик, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

СТАНОВЛЕННЯ І РОЗВИТОК РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ НАУКИ І ОСВІТИ В ХАІ

О.В. Гайдачук

На підставі історичних фактів розглянуті питання становлення і розвитку ракетно-космічної науки і освіти у Харківському авіаційному інституті. Наведені основні напрями науково-технічної діяльності ХАІ в галузі ракетобудування, співробітництво з вітчизняними і закордонними організаціями.

Ключові слова: ракетно-космічна наука і освіта, підготовка кадрів.

FORMATION AND DEVELOPMENT OF SPACE-ROCKET SCIENCE AND EDUCATION IN KHAI

A.V. Gaidatchouk

On the basis of historic facts questions of formation and development of space-rocket science and education at the Kharkov aviation institute are considered. The basic directions of scientific and technical activity KhAI in the field of rocket production, cooperation with the domestic and foreign organizations are stated.

Key words: space-rocket science and education, a professional training.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.gaydachuk@khai.edu.

УДК [004.413+004.434]:629.78.064.018

И.Б. ТУРКИН, П.А. ЛУЧШЕВ

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

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрены проблемы испытаний космической техники как сложной технической системы. Определены основные требования к программному обеспечению для автоматизации испытаний подсистем космического аппарата. Предложен языково-ориентированный подход и разработана архитектура адаптируемого программного обеспечения автоматизации испытаний. Применение предлагаемого подхода, а также адаптируемого программного обеспечения позволяет эффективно автоматизировать испытания различных сложных технических систем. Рассмотрены примеры использования программного обеспечения для автоматизации испытаний подсистемы электроснабжения космических аппаратов.

Ключевые слова: автоматизация испытаний, адаптируемое программное обеспечение, языково-ориентированный подход, испытания подсистемы электроснабжения.

Введение

Космическая промышленность Украины, а это десятки крупных и очень крупных предприятий, конструкторских бюро и научно-исследовательских институтов, имеет свою шестидесятилетнюю историю, в которой отмечены даты и события, успехи и неудачи.

На момент распада СССР ракетно-космическая отрасль Украины была признанным мировым лидером в создании боевой ракетной техники, ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА). После приобретения независимости положение отрасли радикально изменилось. Исчезли большие оборонные заказы, началась ускоренная эрозия кооперационных связей между предприятиями и организациями Украины и стран СНГ [1].

Завершение работ над базовой космической платформой нового поколения в 2004 году было одним из наиболее важных результатов в разработке новых технологий, которые дали значительный толчок научно-техническому развитию космической техники и ознаменовали возврат Украины в плеяду космических держав мира.

КА «Сич-1М», предназначенный для дистанционного зондирования Земли, был запущен 24 декабря 2004 года в 13.20 с космодрома «Плесецк» (Россия) с помощью ракеты-носителя «Циклон-3» вместе с микроспутником КС5МФ2.

Тремя годами ранее Государственное конструкторское бюро «Южное» (г. Днепропетровск) победило в международном тендере, который проводился правительством Египта на создание первого

египетского спутника дистанционного зондирования Земли Egiptsat-1. Кроме Украины в тендере принимали участие Великобритания, Россия, Корея, Италия. Работы по созданию космического аппарата Egiptsat-1 выполнялись по контракту на проектирование, изготовление, запуск, обучение и передачу технологии для спутника Egiptsat-1 между NARSS (National Authority for Remote Sensing and Space Sciences), Египет и ГКБ "Южное".

Разработка системы электроснабжения спутника Egiptsat-1 представляла собой сложную техническую задачу, решение которой требовало создания компактной высокоэффективной энергоустановки малой мощности, отвечающей высоким предъявляемым требованиям. К числу узловых технических вопросов относилось:

- необходимость обеспечения длительного ресурса в аппарате негерметичного исполнения, превышающего ресурс базового спутника в 1.7 раза;
- достижение повышенных удельных характеристик, увеличения среднесуточной мощности почти в 2.7 раза.

Такое существенное возрастание количественных показателей практически исключало возможность заимствования элементов подсистемы электроснабжения базового спутника и требовало применения ряда новых схемно-конструктивных решений и технических средств. Кроме того, прогресс в области космической электроэнергетики последних лет заставлял обновить ряд традиционных проектно-технических подходов.

Успешный запуск спутника Egiptsat-1 массой около 150 кг на солнечно-синхронную орбиту со-

стоялся 17 апреля 2007 года конверсионной ракетой-носителем «Днепр-1» с космодрома Байконур. В отличие от предыдущих договоров этот старт для преподавателей и студентов кафедры инженерии программного обеспечения ХАИ был промежуточным этапом, а не завершением работ по созданию программного обеспечения (ПО) для испытаний системы электроснабжения. Впереди оставались работы по обучению египетских специалистов и вводу в эксплуатацию инженерной модели спутника в Каире.

Космический аппарат и его системы как объект испытаний

Современный космический аппарат (КА) средней сложности включает в себя два – три десятка систем различного наименования и назначения (системы управления, телеметрии, ориентации, терморегулирования, антенно-фидерная и др.), работа которых полностью зависит от электроэнергии, получаемой от системы электроснабжения. В структуре спутника выделяют два основных сегмента: платформу, которая обеспечивает функционирование КА, и полезную нагрузку – несколько целевых систем, ради которых собственно и создают спутник.

Научно-технический прогресс приводит к улучшению удельных энергомассовых и объемных показателей, повышению ресурса, надежности и живучести, увеличению мобильности и удобства эксплуатации КА [2]. Все это невозможно без внедрения информационных технологий, обеспечивающих интеллектуализацию управления, регулирования и контроля. Как следствие, возрастает интенсивность информационного взаимодействия между целевыми и вспомогательными системами, КА и наземными центрами управления полетов.

Испытания занимают важное место в процессе создания ракетно-космической техники. Сложность задачи во многом определяется большим количеством информационных параметров и сигналов управления. Системы автоматизации таких испытаний имеют сотни и тысячи параметров измерения и управления, характеризующих электрические, химические, тепловые, пневматические и гидравлические явления. Интенсивность информационных потоков может достигать несколько мегабайт в секунду. Динамика переходных процессов различных систем космического аппарата колеблется от долей секунд до суток. В некоторых случаях скорость принятия решений по управлению изделием должна быть мгновенной.

Для проведения испытаний КА и его систем используется наземный сегмент, в стендовые средства которого входят имитаторы внешних условий, контрольно-измерительная и контрольно-про-

верочная аппаратура (КИА и КПА), что позволяет проводить как автономные, так и комплексные проверки.

Значительная часть отработки на устойчивость к дестабилизирующим воздействиям проводится с помощью автономных испытаний составных частей систем КА, и их результаты распространяются на систему в целом. Испытания могут проводиться либо на всем устройстве, либо на его составляющих. Этапы отработки составных частей систем включают лабораторно-отрабочные испытания, конструкторско-доводочные, чистовые доводочные испытания.

Автономные испытания систем КА подразделяются на лабораторные и стендовые. Первые проводятся на масштабированных физических моделях либо на полномасштабных образцах. Автономные испытания (АИ) включают проверку на воздействие всех эксплуатационных факторов, оговоренных техническим заданием: механических, климатических, радиационных, электромагнитных, вакуума, невесомости и т.д. [3]. Автономной отработкой проверяются и подтверждаются те характеристики, которые не могут быть аддитивно получены из параметров составных частей либо проявляются только в процессе их взаимодействия между собой.

Объектами испытаний при автономной экспериментальной отработке являются как сами системы КА, так и комплекс контрольно-проверочной аппаратуры, полный комплект схемной и эксплуатационной документации.

Комплексные испытания систем проводятся в составе КА и охватывает все виды характеристик, указанные в [4]. В процессе комплексных испытаний в состав объектов контроля входят разнородные подсистемы, проектирование и разработку КИА и КПА для которых выполняют организации, специализирующиеся в соответствующих областях. Для интеграции нескольких подсистем в единый комплекс необходимо для каждой подсистемы разработать, согласовать и реализовать протокол взаимодействия как на аппаратном, так и на информационном уровне.

Цель **производственных испытаний**, проходящих при изготовлении штатных КА, является проверка соответствия основных характеристик систем данного комплекта требованиям документации на КА, в том числе подтверждение бесперебойного обеспечения потребителей электроэнергией требуемого качества и функционального взаимодействия и электромагнитной совместимости с данным комплексом бортового аппаратного комплекса КА.

К основным задачам **полигонных испытаний** относятся: проверка функционирования систем после хранения и транспортировки, отработка техно-

логии подготовки систем к работе в натурных условиях, оценка качества и содержания эксплуатационной документации.

Летные испытания имеют целью проверку в условиях орбитального полета КА соответствия основных тактико-технических и эксплуатационных характеристик систем и их составных частей требованиям технического задания на разработку.

Испытания космической техники относятся к плохо формализованным и недостаточно структурированным динамическим процессам ввиду уникальности самого объекта испытаний, нестационарности процессов, нелинейности характера взаимосвязей, многоуровневой (иерархической) организации, многокритериальности решаемых задач.

Требования к программному обеспечению для автоматизации испытаний систем космических аппаратов

Разработка комплектующих бортовой системы, их наземной КИА и КПА, определение технологических режимов испытаний ведется практически параллельно, а введены в эксплуатацию аппаратура и программного обеспечения для автоматизации испытаний должны быть одновременно. В ходе этой разработки, общей продолжительностью 2 ÷ 3 года, постепенно конкретизируется структура и функциональность объекта управления, согласовываются его интерфейсы взаимодействия с ПО испытаний. При этом требования к программным средствам не становятся полностью определенными после завершения цепочки «объект испытаний, его интерфейсы, технологические процессы испытаний», так как звенья этой цепочки проверяются и модифицируются в ходе экспериментальной отработки. Следствием этого является требование избыточной функциональности ПО для реализации незапланированных расширений первоначальной спецификации.

Из перечисленных особенностей следуют основные требования, которым должно соответствовать разрабатываемое программное обеспечение для автоматизации испытаний систем КА.

1. Описание технологического процесса (ТП) испытаний необходимо представить формальной спецификацией (сценарием) испытаний, которая должна:

- быть легкой для восприятия и прозрачной для понимания инженером-технологом, проектантом системы, что позволит повысить эффективность взаимодействия различных групп разработчиков;
- поддаваться синтаксическому и семантическому контролю, в том числе в автоматическом режиме;

- должна допускать использование иерархии абстракций, позволяющих представить описание ТП в виде набора взаимосвязанных элементов, каждый из которых может быть рассмотрен независимо от остальных.

2. Документируемость ТП должна обеспечиваться за счет возможности автоматического построения:

- описательных графических иллюстраций, позволяющих оператору и разработчику ТП получить обобщенное представление о сути выполняемых действий;

- исчерпывающего текстового описания всех действий, подлежащих выполнению.

3. Интерпретатор сценария должен удовлетворять жестким временным ограничениям во время автоматической работы при испытаниях.

4. Повторно используемыми должны быть как программные средства для работы со сценарием испытаний, так и собственно описания ТП испытаний.

5. Необходимо обеспечить возможность работы с имитационной моделью объекта испытаний и внешней среды. Такая модель полезна не только для тестирования системы, но и для уточнения и развития требований, изучения свойств системы, понимания логики взаимодействия с внешней средой и т.д. Модель необходима как на ранних этапах разработки, когда объект испытаний, контрольно-измерительная аппаратура ещё отсутствуют, так и на поздних, когда актуальными становятся вопросы сохранения ресурса и экономии времени и трудозатрат. Реализация имитационной модели должна предусматривать возможности ускорения и замедления модельного времени.

Языково-ориентированное проектирование адаптируемого программного обеспечения для автоматизации испытаний систем космических аппаратов

Программные системы в настоящее время стали столь большими и сложными, что для их производства требуется участие слаженных команд разработчиков различных специальностей и квалификаций. Вложенные в их производство и освоение средства должны окупаться, поэтому такие системы должны существовать и применяться долгие годы, развиваясь от версии к версии, претерпевая на своем жизненном пути множество изменений, улучшая существующие и добавляя новые функции, корректируя и устраняя дефекты и ошибки.

Длительный жизненный цикл предполагает способность программных систем адаптироваться

не только к изменению условий работы в новой среде, но и к изменяющимся требованиям пользователя.

Международные и отечественные стандарты, регламентирующие требования к качеству ПО (ISO/IEC 9126, серии ECSS-Q, COY-Н НКАУ 0012:2006 "Вимоги до якості програмного забезпечення програмно-технічних комплексів критичного призначення") определяют адаптируемость, как приспособленность программ и информации баз данных к модификации для эксплуатации в различных аппаратных и операционных средах без применения других действий или средств, чем те, что предназначены для этой цели при первичной разработке в исходной версии.

Адаптируемость является одной из субхарактеристик для двух показателей внешнего качества программного обеспечения.

1. Сопровождаемость (Maintainability) – способность ПО к модификации, которая включает исправление, улучшение или адаптацию ПО к изменению окружающей среды, требований или функциональных спецификаций;

2. Переносимость/Мобильность (Portability), под которой понимаются приспособленность программного обеспечения к:

– переносу программ и данных из одной аппаратной, операционной и пользовательской среды в иную по архитектуре и характеристикам среду с сохранением их целостности или небольшими изменениями функций системы;

– повторному использованию готовых программных компонентов и средств, а также информации баз данных возможно в пределах одной архитектуры аппаратной и операционной среды для расширения и изменения функций системы и программного продукта.

Мобильность (переносимость) определяется приспособленностью программного обеспечения к изменениям среды, простотой установки (инсталляцией) после переноса, замещаемостью компонентов при корректировках комплекса программ.

Приведенные выше определения термина «адаптируемость» соответствуют потребностям разработчика программных систем, но не конечного пользователя. Упоминания об адаптируемости конечным пользователем в стандартах ограничиваются масштабируемостью внутренних возможностей (например, экранных полей, размеров таблиц, объемов транзакций, форма-

тов отчетов), пригодностью для индивидуализации комплекса программ при изменениях внешней среды.

В основе языково-ориентированного проектирования лежит идея описания логики работы программы на проблемно-ориентированном языке (DSL – Domain-Specific programming Language) Заказчика (Пользователя) [5].

Сравним классический подход и языково-ориентированный (рис. 1).

Формирование концептуальной модели решения – необходимый этап проектировании в обоих случаях, после которого процесс языково-ориентированного проектирования отличается от традиционного.

Преимущество языково-ориентированного подхода очевидно: отсутствует звено кодирования, вместо него используется работа в концепциях и понятиях предметной области, для которой создается данный программный продукт. Язык, специфичный для предметной области разрабатывается заранее, возможно привлечение более опытных экспертов данной отрасли и программистов, что повышает качество программной системы.

Таким образом, для эффективного решения задач автоматизации ТП испытаний систем КА, обработки их результатов необходимо создание информационной технологии, основанной на применении моделей и методов и проблемно-ориентированного языка, который позволяет описать алгоритмы управления и проверок в терминах Заказчика (конечного пользователя).

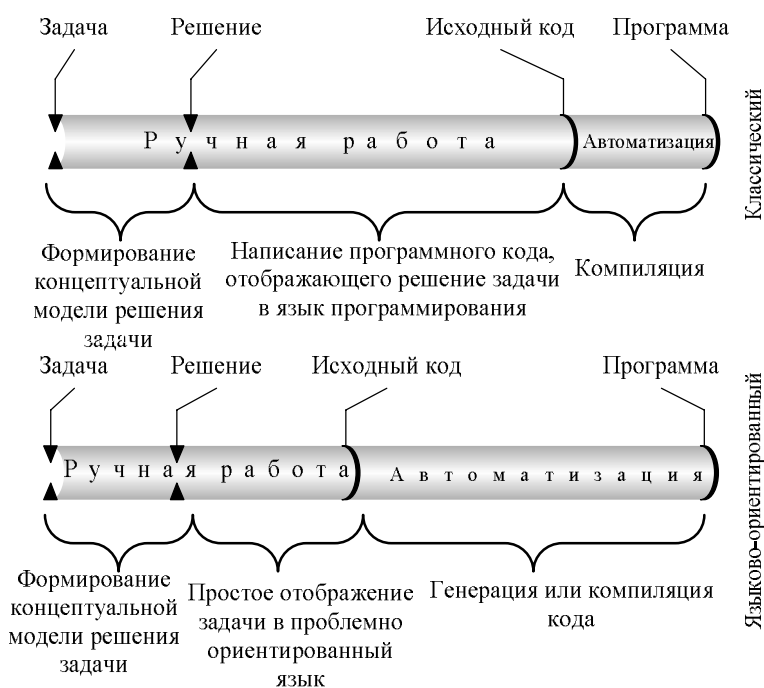


Рис. 1. Сравнение классического и языково-ориентированного подходов

Архитектурная модель программного обеспечения

Основой архитектурной модели является технология COM (Component Object Model – модель составных объектов), которая определяет общую схему взаимодействия компонентов программного обеспечения в среде Windows и предоставляет стандартную инфраструктуру, позволяющую объектам обмениваться данными и функциями между прикладными программами (рис. 2).

На уровне внешних данных присутствует информация двух видов:

1. Статическая (конфигурационная), которая в зависимости от выбранного технологического процесса испытаний описывает состав физических переменных, необходимых для работы, собственно содержание технологического процесса (сценария), режимы визуализации

2. Динамическая, источниками которой являются программные продукты фирмы Fastwel, США: PLCNET и UniOPC сервера, в основе которых тех-

нология связывания и внедрения объектов для систем промышленной автоматизации OPC (OLE for Process Control).

Стандарты OPC определяют универсальный механизм обмена данными между датчиками, исполнительными механизмами, контроллерами, устройствами связи с объектом и системами представления технологической информации. OPC устанавливает требования к классам объектов доступа к данным и их специализированным интерфейсам для использования разработчиками клиентских и серверных приложений.

Взаимодействия с контрольно-проверочной аппаратурой и бортовыми устройствами, разработанными в НПП «Хартрон-ЮКОМ», г. Запорожье и в Институте физики полупроводников НАН Украины, г. Киев осуществляется через два OPC-сервера.

1. PLCNET OPC-сервер обеспечивает обмен данными между узлами сети типа MicroPC, Adam-5510, разработанных с помощью системы программирования UltraLogik, и приложениями-клиентами OPC.

2. Универсальный UniOPC-сервер предназначен для поддержки быстрой разработки OPC серверов различных устройств, в том числе нестандартных. В программном обеспечении для испытаний систем КА UniOPC-сервер в зависимости от режима работы выполняет двойную функцию:

- в нормальном режиме обеспечивает обмен данными и командами с имитаторами и контрольно-проверочной аппаратурой через последовательный порт;
- в режиме «Модель» имитирует работу системы, чем и обеспечиваются возможности отладки и тестирования ПО, отработки технологических процессов проведения испытаний.

На уровне **платформозависимых служб** находятся компоненты, основное назначение которых ретранслировать внешние данные во внутреннее адресное пространство, структуры и объекты программы.

Загрузчик работает в моменты изменения оператором технологического процесса испытаний (загрузки нового сценария), обновляя конфигурационную ин-

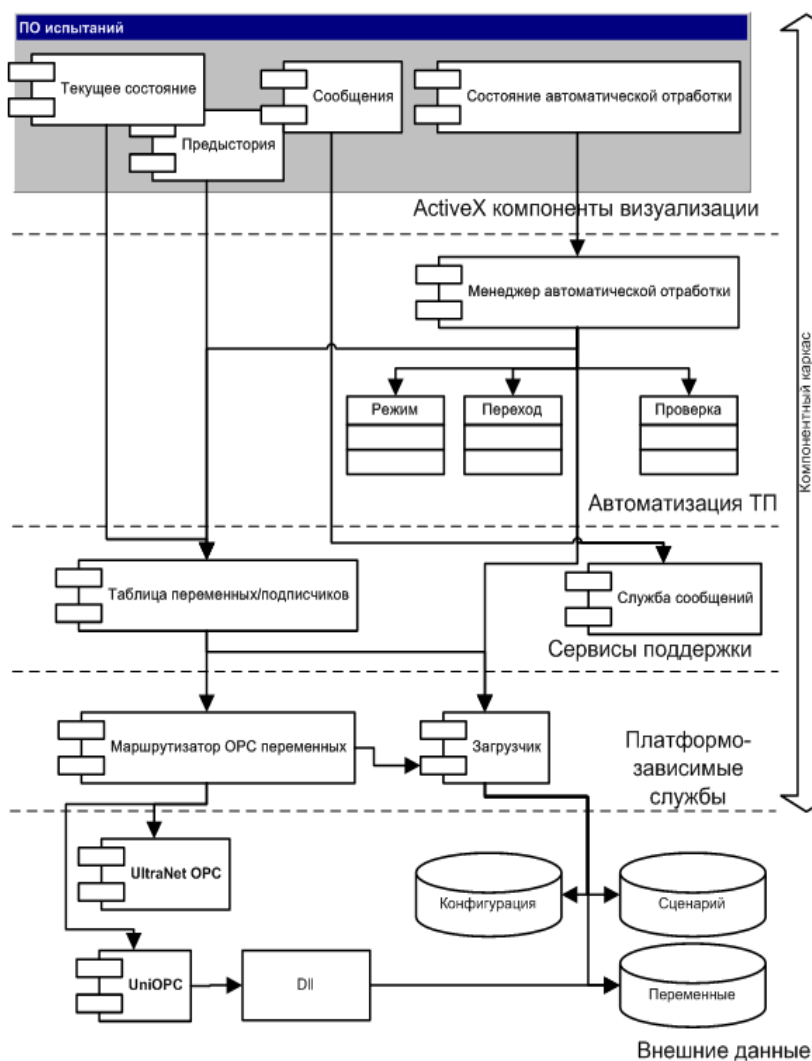


Рис. 2. Архитектурная модель программного обеспечения

формацию для всех вышестоящих программных компонентов.

Маршрутизатор поддерживает синхронные и асинхронные методы взаимодействия с внепроцессными OPC-серверами, решая попутно ряд вспомогательных задач, например:

- в зависимости от выбранного режима (штатный или модель) выбирает OPC-сервер, содержащий необходимые переменные;
- вместо внутренних для программы имен переменных осуществляет подстановку их внешних псевдонимов, под которыми эти переменные зарегистрированы на OPC-серверах.

На уровне **сервисов поддержки логики программы** Хранилище данных (таблица переменные/подписчики) обеспечивает логически непротиворечивую и надежную работу алгоритмов, состав которых может изменяться во время исполнения основной программы. Хранилище данных обеспечивает целостность информации о множестве объектов 2 ключевых, базовых классов: «Переменная» и «Подписчик». «Переменные» обеспечивают хранение информации трех категорий о состоянии:

- внешних (физических) сигналов, необходимых для текущего технологического процесса;
- внутренних общепрограммных переменных, необходимых для синхронизации основных программных компонентов, например, «Текущий режим работы», «Время работы в автоматическом режиме», «Общая ресурсная наработка»;
- внутренних переменных, полученных в результате работы объектов «Подписчиков». «Подписчики» отвечают за логическую обработку информации, их работа инициируется изменением «Переменных» в хранилище данных.

Именно на основе классов «Переменная», «Подписчик» в программе решена проблема разбивания системы на относительно простые, параллельно работающие, независимые компоненты, передача информации между ними при этом осуществляется единым механизмом оповещения предварительно зарегистрированных «Подписчиков» об изменении значений «Переменных». «Подписчик», в свою очередь, является преобразователем информации и имеет право результаты своих действий опубликовать как новые значения «Переменных» в хранилище данных.

Служба сообщений решает задачи централизованного хранения, обработки и архивирования сообщений о событиях и тревогах, к основным типам которых отнесены:

- аварийные сообщения о неисправном состоянии аппаратуры во время автоматической работы по сценарию испытаний;

- сообщения о системных ошибках программного обеспечения.;
- предупредительные сообщения о неисправностях, выявленных в ходе проверок;
- информационные сообщения, к которым относятся сообщения о нормальном завершении проверок;
- сообщения о действиях оператора – командах управления внешней аппаратурой или режимами автоматической работы;
- отладочные сообщения.

Автоматическая отработка ТП испытаний осуществляется менеджером автоматической работы, который после загрузки файла сценария испытаний и соответствующей команды оператора, запускающей на выполнение технологический процесс, формирует управляющие воздействия (команды), выполняет необходимые диагностические проверки, через службу сообщений регистрирует происходящие события и выполняемые действия.

Класс «Менеджер» отвечает за общее управление автоматической работой системы. В основе описания технологического процесса испытаний, а следовательно, и в архитектуре программно реализованных классов находятся понятия:

- *режим* – текущее состояние выполняемого технологического процесса. В начале любого из режимов менеджер отрабатывает стартовую последовательность действий, после чего изменяет состояние активных проверок. В этом состоянии менеджер будет находиться до тех пор, пока не будут выполнены условия перехода на иной режим;
- *переход* из одного режима в другой инициируется, если будут выполнены все условия соответствующего списка, заранее приписанного данному переходу;
- *последовательность действий* (в частном случае пустая) выполняется в начале нового режима. Последовательность – это упорядоченный список элементарных действий, в том числе пауз для отсчета временных интервалов, сообщений оператору, изменений переменных в таблице переменных, выдачи управляющих сигналов на внешние устройства;
- *проверка* расширяет функциональность последовательности. Проверки работают параллельно, при этом отсутствует ограничение на количество одновременно функционирующих проверок. Среди возможных элементарных действий в проверке дополнительно реализовано действие «Контроль списка условий». В отличие от перехода, где контроль списка условий осуществляется в следящем режиме, в проверке это действие выполняется только в моменты времени, предписанные последовательностью. По результатам этого контроля вычисляется

результат выполнения проверки, который автоматически помещается в хранилище данных, как новое значение уникальной переменной, соответствующей данной проверке. Дополнительно, также автоматически генерируется сообщение оператору, если таковое предусмотрено описанием проверки.

Функциональности механизма, описанного выше, оказалось более чем достаточно для практической реализации программного обеспечения испыта-

ний систем электроснабжения (рис. 3, 4). Была также реализована, но на практике оказалась не востребова- нной, дополнительная поддержка в проверках программных фрагментов, написанных на VBScript. Эта поддержка основана на использовании ActiveX интерпретатора Microsoft Script Control, который входит в комплект поставки Windows, начиная с Windows 98 (2000), а для предыдущих версий доступен в виде свободно распространяемого дистрибутива.

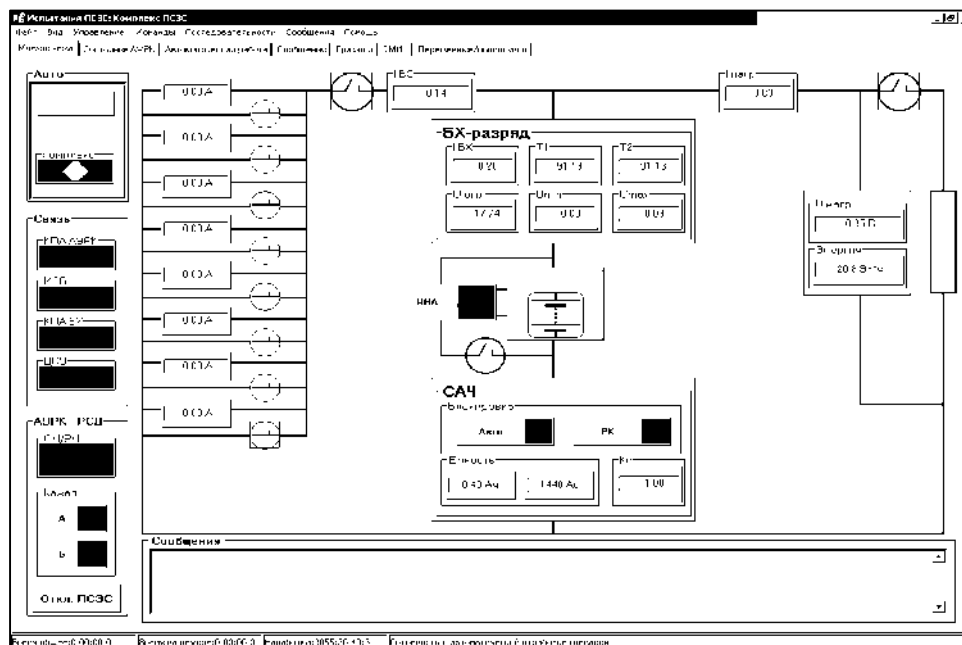


Рис. 3. Мнемосхема для визуализации текущего состояния объекта испытаний

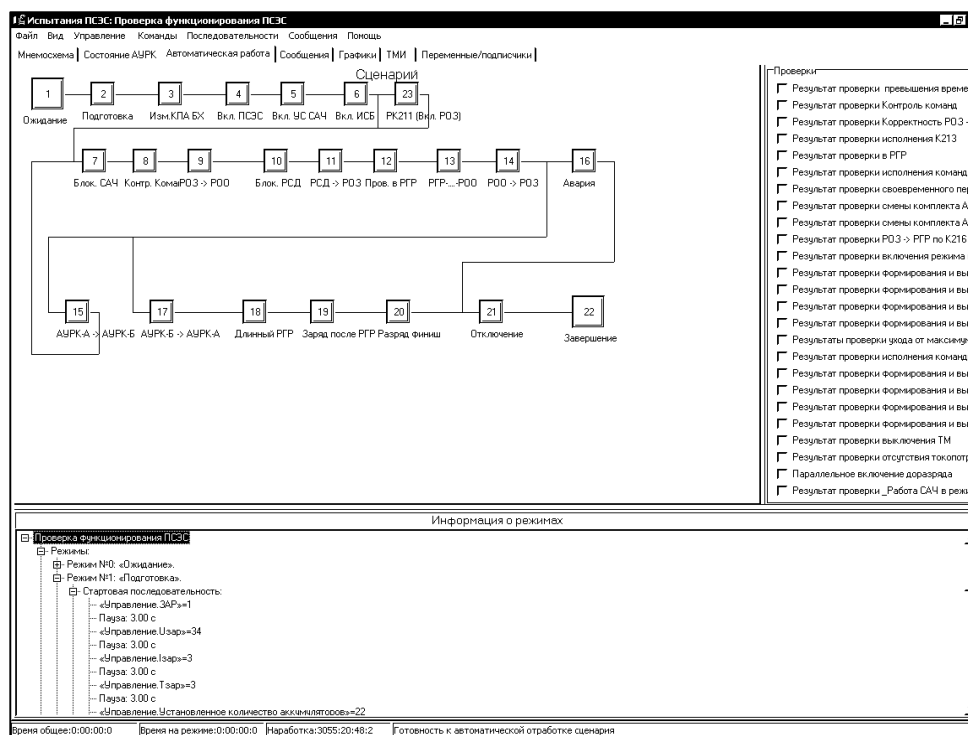


Рис. 4. Мнемосхема автоматической обработки технологического процесса

Визуализация реализована средствами ActiveX, которые представляют собой внутрипроцессные серверы, выполняющиеся в адресном пространстве приложения. Любые ActiveX объекты могут быть загружены в систему разработки большинства SCADA систем и использованы при создании прикладных программ. Управление ActiveX объектами осуществляется с помощью данных, методов и событийных функций, свойственных выбранному объекту. Применение технологии ActiveX помимо решения задачи взаимодействия с пользователем обеспечили переносимость разработки и совместимость со SCADA-системами.

Заключение

Эффективность разработанного программного обеспечения для автоматизации испытаний космической техники во многом определяется его высокой адаптируемостью. Для достижения этой адаптируемости реализованы следующие решения.

1. Компонентно-ориентированная архитектура приложения обеспечивает сопровождаемость и переносимость ПО.

2. Полный перенос описания выполняемых действий, необходимых для автоматизации технологически процессов испытаний, из программной реализации во внешний источник информации (сценарий испытаний), представленный в формате реляционной базы данных позволяет разделить сферы ответственности программиста и разработчика объекта испытаний.

3. Хорошая читаемость описания ТП и как следствие его безошибочность достигнута благода-



Рис. 5. Предполетная подготовка КА Egiyptsat-1 в монтажно-испытательном корпусе космодрома «Байконур»

ря ориентации на языково-ориентированное проектирование. При этом применение взаимодополняющего совмещения графического и текстового описаний технологического процесса испытаний сделало возможным:

- представить модель ТП испытаний в виде иерархической структуры таким образом, чтобы для работы с любой из областей такой структуры было достаточно лишь нескольких информационных компонентов;
- при необходимости спрятать несущественные детали и выделить принципиально важные ракурсы рассмотрения;
- обеспечить хорошую понимаемость, строгость, простоту обработки и т.д.

Приведенные примеры конкретных проектных решений уже использованы в Государственном КБ «Южное», г. Днепропетровск, НПП «Харьтон-Аркос», г. Харьков (рис. 5, 6). В настоящее время данная тематика остается актуальной: разработано ПО для автоматизации испытаний спутника МС2-8.

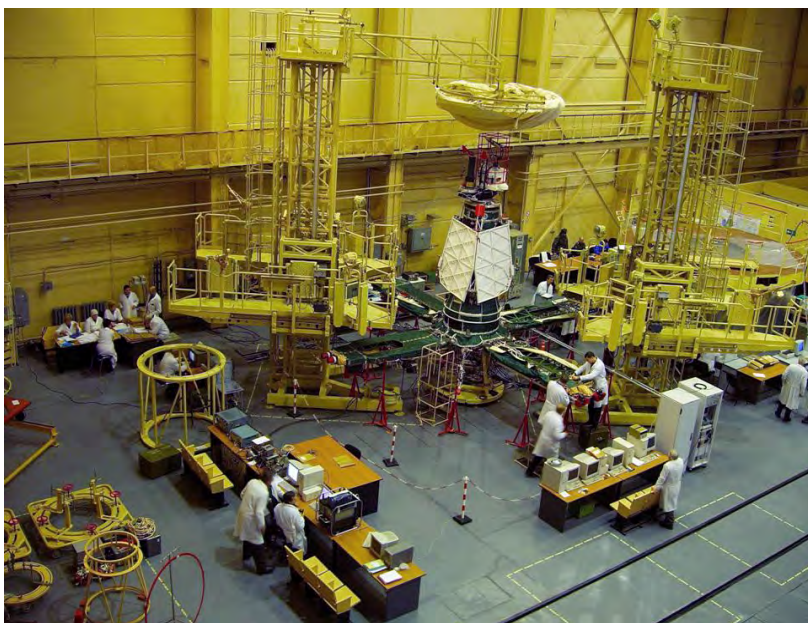


Рис. 6. Предполетная подготовка КА «Сич-1М» и микроспутника КС5МФ2 в монтажно-испытательном корпусе космодрома «Плесецк»

Литература

1. Горбулін В.П. Збереження статусу ракетно-космічної держави - національне завдання України / В.П. Горбулін, А.І.Шевцов // Стратегічні пріоритети. – 2008. – № 1 (6). – С 144-152.

2. Конюхов С. Н. Научно-технические направления разработок космических аппаратов КБ "Южное" им. М. К. Янгеля / С.Н. Конюхов // Космічна наука і технологія. –1995. – № 1. – С. 12- 34.

3. Безручко К.В. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов, С.В. Губин, В.И. Драновский, В.С. Кривцов, И.Т. Перекопский, И.Б. Туркин / Под ред. акад.

НАН Украины С.Н. Конюхова. – Харьков: Гос. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2000. – 516 с.

4. Белякова И.Т. Технология сборки и испытаний космических аппаратов: учеб. для вузов / И.Т. Белякова, И.А.Зернов, Е.Г.Антонов и др.; Под общ.ред И.Т. Белякова и И.А.Зернова. –М.: Машиностроение, 1990. –352 с.

5. Васин Ю.Г. Об одной технологии конструирования сложных программных комплексов / Ю.Г. Васин, М.В. Кошелев, С.Г. Кузин, А.Ф. Смирнов // Вестник Нижегородского университета: Математическое моделирование и оптимальное управление. – Н. Новгород: Изд-во Нижегородского университета. – 1998. – № 1 (18). – С. 213-226.

Поступила в редакцию 10.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономико-математического моделирования В.М. Вартамян, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРОБКА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦІЇ ВИПРОБУВАНЬ СИСТЕМ ЕЛЕКТРОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

І.Б. Туркін, П.О. Лучшев

Розглянуто проблеми випробувань космічної техніки як складної технічної системи. Визначено основні вимоги до програмного забезпечення для автоматизації випробувань підсистем космічного апарату. Запропоновано мовно-орієнтований підхід і розроблена архітектура адаптуємого програмного забезпечення автоматизації випробувань. Застосування запропонованого підходу, а також адаптуємого програмного забезпечення дозволяє ефективно автоматизувати випробування різних складних технічних систем. Розглянуто приклади використання програмного забезпечення для автоматизації випробувань підсистеми електропостачання космічних апаратів.

Ключові слова: автоматизація випробувань, що адаптуються програмне забезпечення, мовно-орієнтований підхід, випробування підсистеми електропостачання.

SOFTWARE DEVELOPMENT FOR AUTOMATED TESTING SUBSYSTEM OF ELECTRICAL POWER SUPPLY OF SATELLITE

I.B. Turkin, P.A. Luchshev

The problems of testing of spacecraft as a complex technical system. The basic requirements for software to automate testing spacecraft subsystems is offered. A language-oriented approach is proposed and architecture of adaptive software for test automation are developed. Application of the proposed approach, as well as adaptive software allows you to effectively automate the testing of a variety of complex technical systems. The examples of the use of software to automate testing of the subsystem power supply of satellite.

Key words: automation testing, adaptable software, language-oriented approach, testing of the subsystem power supply.

Туркин Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. Инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Лучшев Павел Александрович – канд. техн. наук, доцент каф. Инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.782; 629.7.015

Ю.А. КРАШАНИЦА, В.В. ЧМОВЖ, В.В. ТЮРЕВ, **А.В. БАСТЕЕВ**, Л.А. БАЗЫМА, А.Г. САХНО, Ю.В. ГИРЬКА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ**

Приведены результаты оригинальных поисковых научно-исследовательских работ, выполненных в рамках стратегического направления аэрокосмической отрасли - создания суборбитального самолета многоразового применения. Показаны результаты анализа параметров планера многоразового использования и связи двух планеров, определены типовые траектории выведения и спуска орбитального самолета. Проведен анализ энергетических характеристик аппарата необходимых для выполнения заданных маневров с учетом оценки его аэродинамических характеристик в широком диапазоне параметров подобия и высот полета.

Ключевые слова: суборбитальный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, рикошетирующая траектория, параметры подобия.

Введение

Большинство известных прогнозов предполагают существенный рост грузопотоков, как на орбиту, так и с орбиты, что связано с возрастающим спектром перспективных задач, решаемых в ближнем и дальнем космосе, в числе которых можно выделить следующие [1]:

- обеспечение систем связи, телевидения, навигации, дистанционного зондирования и поиска ресурсов, экологического мониторинга, предупреждения о стихийных бедствиях;

- передача энергии на Землю для обеспечения жизнедеятельности и освещения полярных районов и городов;

- создание системы глобальной безопасности под эгидой ООН, а также другие целевые задачи.

В связи с новыми задачами становятся более жесткими требования к следующему поколению многоразовых космических транспортных систем (МКТС) выведения на орбиту:

- существенное снижение стоимости выведения и возвращения полезных грузов (ПГ) по сравнению с современными ракетами-носителями (РН);

- масса возвращаемого с орбиты летательного аппарата (ЛА) не менее 50 % от массы выводимого ПГ;

- экологическая чистота эксплуатации МКТС в атмосфере и в космосе;

- высокая оперативность применения, необходимая для выполнения большинства задач.

Выполнение этих требований можно осуществить только путем перехода к многоразовым системам выведения.

В настоящее время в большинстве развитых стран, владеющих авиационно-космической промышленностью, исследовательские и проектные организации изучают возможности создания нового поколения МКТС. Исследуется большое число систем выведения, отличающихся: стартовой массой, типом старта, числом ступеней, типом используемых двигателей и топлива, способом приземления, маневренными возможностями при выведении на орбиту и при возвращении с нее, наличием экипажа, кратностью применения и др.

Одними из наиболее перспективных транспортных средств по доставке грузов в космос считаются авиационно-космические системы (АКС). Такие системы позволяют не только существенно снизить эксплуатационные затраты, обеспечить высокую оперативность, но также устраняют два главных недостатка “классических” РН: одноразовость применения и необходимость сложной наземной инфраструктуры. Последнее особенно актуально для сравнительно небольших и густонаселенных государств Европы. Накопленный потенциал Украины, позволяет проектировать и создавать АКС, как самостоятельно, так и в кооперации с другими странами.

Математическое моделирование является наиболее перспективным методом предварительного определения характеристик ЛА до начала летных испытаний, в процессе их проведения и по окончании испытаний для распространения полученных в результате испытаний данных на весь объем ожидаемых условий эксплуатации. В зависимости от типа решаемых задач принимаются различные упрощения, облегчающие проведение моделирования.

Современный воздушно-космический летательный аппарат (ВКЛА) представляет собой комплекс, состоящий из двух ступеней: орбитального летательного аппарата (ОЛА) и суборбитального летательного аппарата. (Суб ОЛА).

1. Оценка аэродинамических характеристик ВКЛА

Для определения аэродинамических характеристик исследуемого ВКЛА при различных скоростях полета использовались различные математические модели.

1.1. Аэродинамические коэффициенты самолета при полете в атмосфере

Для определения аэродинамических характеристик ВКЛА при движении в атмосфере применялись математические модели на основе сплошной среды.

На малых дозвуковых скоростях обтекания для определения сил давления использовалась модель Эйлера [2, 3]. Силы трения рассчитывались с использованием модели пограничного слоя. На больших дозвуковых скоростях использовались поправки Л. Прандтля на сжимаемость [4]. На трансзвуковых скоростях применялись эмпирические формулы [5]. На сверхзвуковых скоростях обтекания для определения сил давления использовалась модель идеального газа [2].

Определение суммарных аэродинамических характеристик ВКЛА проводилось методом декомпозиции – аппарат разбивался на несколько типичных составных частей, определялись их характеристики, а после они суммировались с учетом интерференции (влияния частей друг на друга) (рис. 1) [6].

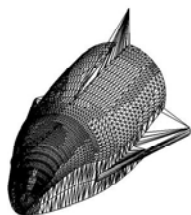


Рис. 1. Триангулированная расчетная поверхность ОЛА

Профильное сопротивление ЛА находили как сумму сопротивлений изолированных его частей с учетом интерференции между ними.

Таким же образом определялось волновое сопротивление ЛА. Необходимо учитывать данную компоненту сопротивления возникает при некотором числе Маха M_* , называемого критическим. В диапазоне $M_* \leq M_\infty \leq 1,25$ волновое сопротивление определя-

лось по эмпирическим зависимостям [5].

Возникновение индуктивного сопротивления связано с образованием вихревой пелены за телом при наличии подъемной силы.

Суммарное лобовое сопротивление определялась как сумма всех типов сопротивлений.

Коэффициент подъемной силы ВКЛА определялся вышеописанными методами. Характерной особенностью несущих поверхностей малого удлинения и удлиненных корпусов является нелинейная зависимость коэффициента подъемной силы от углов атаки. Нелинейные эффекты становятся существенными на летательных аппаратах с удлинением крыла: $\lambda_k \leq 2,5 \dots 3,0$.

Ниже приводятся зависимости аэродинамических характеристик ОЛА (рис. 2, 3) и Суб ОЛА (рис. 4, 5).

Оказалось, что аэродинамические коэффициенты практически не зависят от высоты полета (рис. 4). Также следует отметить, что максимум характеристик лежит в зоне трансзвуковых режимов полета, т. е. при преодолении звукового барьера.

Как можно видеть на рис. 3 и 5 подъемная сила связки планеров значительно выше, чем отдельно ОЛА.

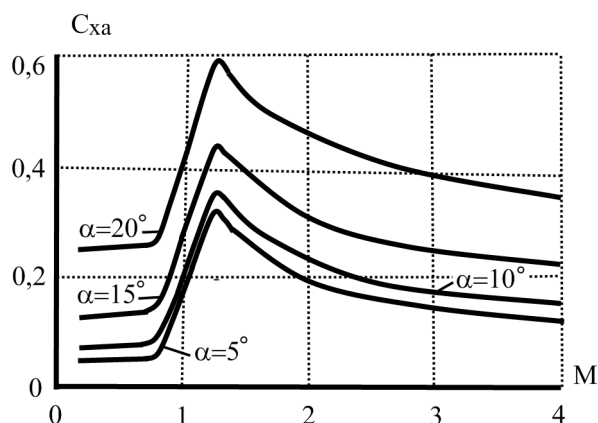


Рис. 2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

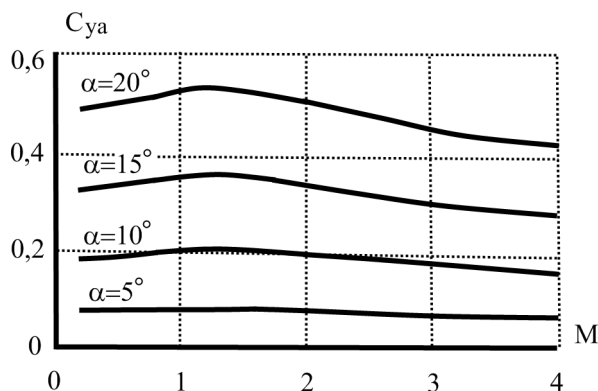


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

1.2. Аэродинамика ВКЛА при свободномолекулярном обтекании

Гиперзвуковые скорости полета самолет достигает в разреженных слоях атмосферы, где теория сплошной среды уже не работает.

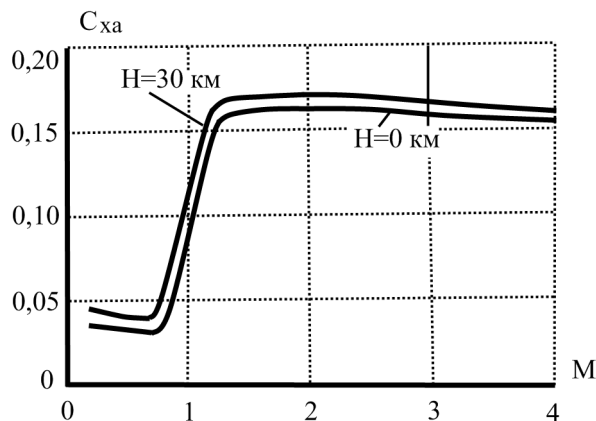


Рис. 4. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА+Суб ОЛА от числа Маха при различных высотах полета

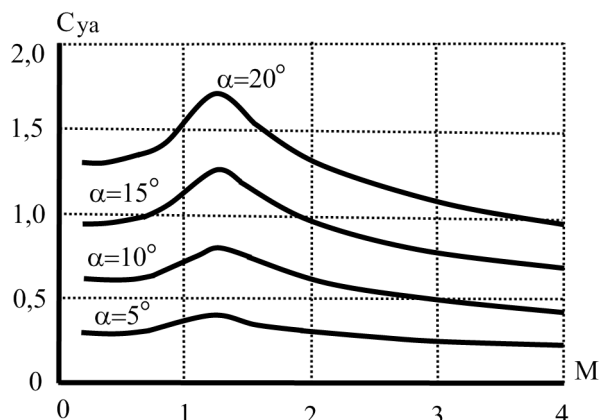


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА+Суб ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

За областью течения сплошной среды находится область «течения со скольжением», для которой не справедлива гипотеза прилипания. Такое течение характеризуется, в частности, тем, что слой газа, примыкающий к поверхности тела, имеет конечную составляющую скорости, касательную к телу. Течение со скольжением возникает в том случае, когда свободный пробег молекул l не пренебрежимо мал по сравнению с толщиной пограничного слоя δ , но значительно меньше последней [7,8]. В переходной области между режимом со скольжением и свободномолекулярным режимом приходится учитывать как столкновение молекул между собой, так и неоднократные столкновения их с телом. При очень больших значениях числа Кнудсена, посчитанных по толщине пограничного слоя ($Kn_\delta \gg 1$), погра-

ничный слой у поверхности тела не образуется, так как ремитированные (отраженные) поверхностью тела молекулы сталкиваются с молекулами внешнего потока на далёком от тела расстоянии. Таким образом, тело не вносит искажений в поле скоростей внешнего потока. Эта область течения называется областью «свободномолекулярного течения газа».

Каждый режим течения газа реализуется в определенном диапазоне изменения чисел Кнудсена. Выражение для числа Кнудсена представляется в виде зависимости через известные критерии подобия M и Re . Строгих границ между течениями провести нельзя. Описанные выше границы носят условный характер, но точность результатов расчетов по существующим методикам удовлетворяет требованиям, предъявляемым в настоящее время к подобным исследованиям.

Ниже приведена сводка границ описанных областей:

$$\frac{M}{Re} < 0,01 \text{ — течение сплошной среды;}$$

$$0,01 \leq \frac{M}{\sqrt{Re}} < 0,1 \text{ — течение со скольжением;}$$

$$0,1 \leq \frac{M}{\sqrt{Re}}; \frac{M}{Re} < 3 \text{ — переходный режим;}$$

$$\frac{M}{Re} \geq 3 \text{ — свободномолекулярное течение.}$$

Это разграничение удобно тем, что нет необходимости определять длину свободного пробега молекул и толщину пограничного слоя, по которой необходимо рассчитывать число Кнудсена.

В данном режиме обтекания характеристики определялись для ЛА, как единого целого объекта. Полученные данные приведены на рис. 6 – 7.

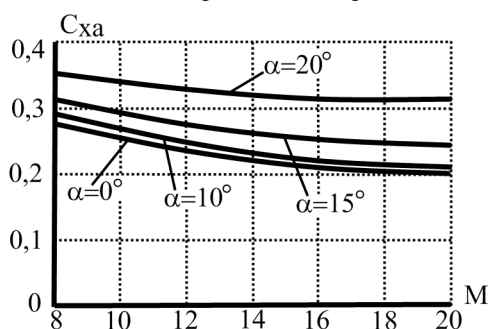


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА от числа Маха и чисел Маха при свободномолекулярном обтекании

2. Анализ типовых траекторий ВКЛА и получение потребных энергетических характеристик

ВКЛА состоит из двух степеней: суборбитального летательного аппарата (Суб ОЛА) и орбиталь-

ного летательного аппарата (ОЛА). ВКЛА должен после вертикального старта продолжить разгон. Затем ОЛА отделяется от Суб ОЛА и продолжает дальнейший разгон до выхода на околоземную орбиту. Посадка ОЛА выполняется по рикошетирующей траектории с использованием парашютных систем. Посадка Суб ОЛА выполняется также с использованием парашютных тормозных систем.

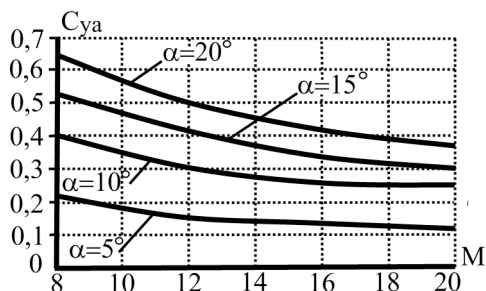


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА от числа Маха и чисел Маха при свободномолекулярном обтекании

2.1. Уравнения движения

Характер движения ЛА и вид его траекторий зависят от сил, действующих на него, и от физических условий полёта. Для анализа движения ЛА используются различные математические модели. При проведении расчётов на стадии баллистического проектирования, когда многие параметры ЛА пока не известны, а другие требуют уточнения, считается уместным использование специально упрощённых математических моделей, учитывающих лишь основные факторы.

На летательный аппарат действуют следующие силы [9 – 12]:

- массовые силы, обусловленные в данном случае притяжением Земли;
- аэродинамические силы (при полёте в достаточно плотных слоях атмосферы);
- тяга силовой установки (при работе двигателей).

Расчёт траекторий выполнялся с учётом кривизны земной поверхности, но пренебрегая суточным вращением Земли. Движение ЛА рассматриваем в неизменной вертикальной плоскости, проходящей через центр Земли. Плоскость симметрии ЛА при этом всё время совпадает с плоскостью полёта.

Для расчета полета в атмосфере использовался действующий стандарт СА-81 (ГОСТ 4401–81), устанавливающий численные значения основных параметров стандартной атмосферы для высот в диапазоне до 1200 км [13]. Движение ЛА рассматриваем в скоростной системе координат. При безветрии и отсутствии крена оси этой системы координат совпадают с соответствующими осями траекторной

системы координат [14]. На ранних этапах баллистического проектирования удобно в первом приближении моделировать ЛА специально ориентированной управляемой точкой переменной массы. При этом на этом этапе не рассматривается влияние вращения ЛА относительно его центра масс на траекторию его полёта.

Проектируя силы, действующие на летательный аппарат, на оси скоростной системы координат и добавляя к полученным уравнениям движения кинематические связи, получим уравнения движения специально ориентированной управляемой точки переменной массы [14]:

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_{xa} - \sin \theta); \\ \dot{\theta} = g(n_{ya} - \cos \theta) / V + V \cos \theta / (R_z + H); \\ \dot{x}_g = V \cos \theta; \\ \dot{y}_g = H = V \sin \theta; \\ \dot{m} = -m_c. \end{cases}$$

В приведенных уравнениях точка над символом означает дифференцирование по времени. Здесь V – скорость центра масс ЛА, θ – угол наклона траектории (угол наклона вектора скорости) к местному горизонту; m – масса ЛА в данный момент времени; n_{xa} , n_{ya} , – проекции вектора перегрузки на оси скоростной системы координат.

Полученные уравнения позволяют получить и проанализировать основные параметры траекторий движения различных тел.

2.2. Анализ траектории выведения и получение потребных энергетических характеристик

На первом участке ЛА стартует, поднимаясь вертикально вверх. После достижения высоты в 1 км, начинается разворот ЛА с максимальным использованием его несущих свойств (подъёмной силы). После достижения заданного угла ЛА продолжает полет по «прямолинейной» траектории ($\dot{\theta} = 0$). Этот участок заканчивается при полной выработке топлива из основного бака.

Были проанализированы параметры траекторий при развороте вектора скорости до углов от 0 до 90°. Особый интерес представляет значения скорости V в зависимости от конечного значения угла наклона траектории к горизонту (рис. 8). Оказывается, что для данных условий в области $\theta = 30...40^\circ$ имеется максимум скорости.

Однако следует учесть, что удельная энергия (рис. 9), набираемая стартующим телом, увеличивается при приближении к условиям вертикального старта. Максимальное накопление удельной энергии реализуется при вертикальном старте, т.е. в этом

случае энергия топлива используется наиболее эффективно, так как ЛА быстро проходит плотные слои атмосферы, и на преодоление её сопротивления тратится меньшая часть топлива.

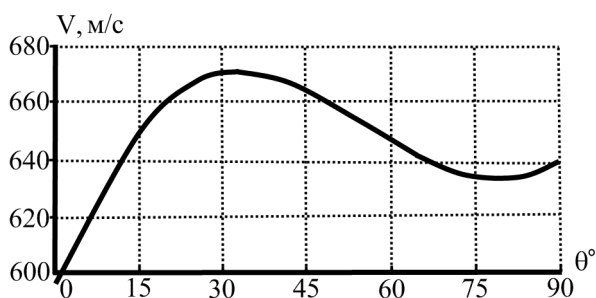


Рис. 8. Зависимость конечной скорости от угла наклона траектории

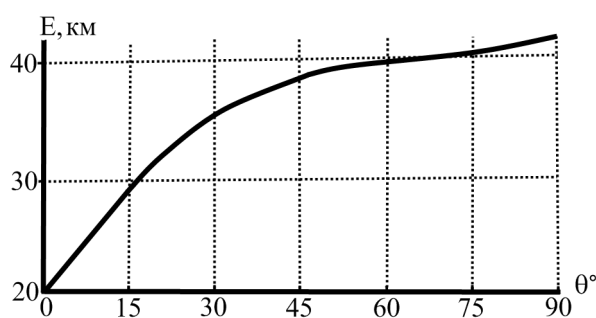


Рис. 9. Зависимость накопленной удельной энергии от угла наклона траектории

В табл. 1 помещены достигнутые значения горизонтальной дальности X , высоты полёта H , удельной энергии E (энергия, отнесенная к весу ЛА).

Таблица 1

Конечные значения основных параметров при различных значениях углов наклона траектории

$\theta, ^\circ$	$X, \text{ км}$	$H, \text{ км}$	$V, \text{ м/с}$	$E, \text{ км}$
0	22,9	1,7	595,1	19,8
15	21,9	7,4	649,3	28,9
30	19,0	12,4	670,6	35,4
45	14,9	16,2	664,7	38,8
60	10,1	18,8	646,5	40,2
75	5,4	20,4	634,3	41,0
90	0	21,4	639,8	42,4

Полученные результаты показали необходимость выбора другой силовой установки, так как с заданным двигателем ЛА не может выполнить поставленную задачу – выхода на орбитальную траекторию.

2.3. Анализ траектории спуска аппарата

При снижении аппарата в плотные слои атмосферы происходит явление аэродинамического нагрева. Это приводит к большим температурам на его поверх-

ности и может привести к разрушению [15]. Для снижения влияния этого фактора в качестве траектории снижения была выбрана рикошетирующая траектория. При таком снижении аппарат "отражается" от плотных слоев атмосферы и постепенно сбрасывает скорость при каждом "отражении". Это позволяет ему при движении на верхних участках траектории остывать, рассеивая энергию в виде излучения.

Для анализа рикошетирующих траекторий спуска были выполнены их расчёты для 243 вариантов изменения основных параметров. Были проанализированы влияния 3 изменений каждой из следующих величин: начальных значений массы, высоты, скорости и угла наклона вектора скорости к горизонту. Каждая траектория просчитывалась для трёх углов атаки. На рис. 10 представлены результаты расчётов, выполненных только для одной массы ОЛА ($m = 2000 \text{ кг}$).

Спуск осуществлялся с начальной высоты под определенным углом наклона траектории с постоянным углом $\alpha = \text{const}$. Как видно из рис. 10 существует некоторый оптимальный угол атаки, при котором эффект "отражения" максимальный.

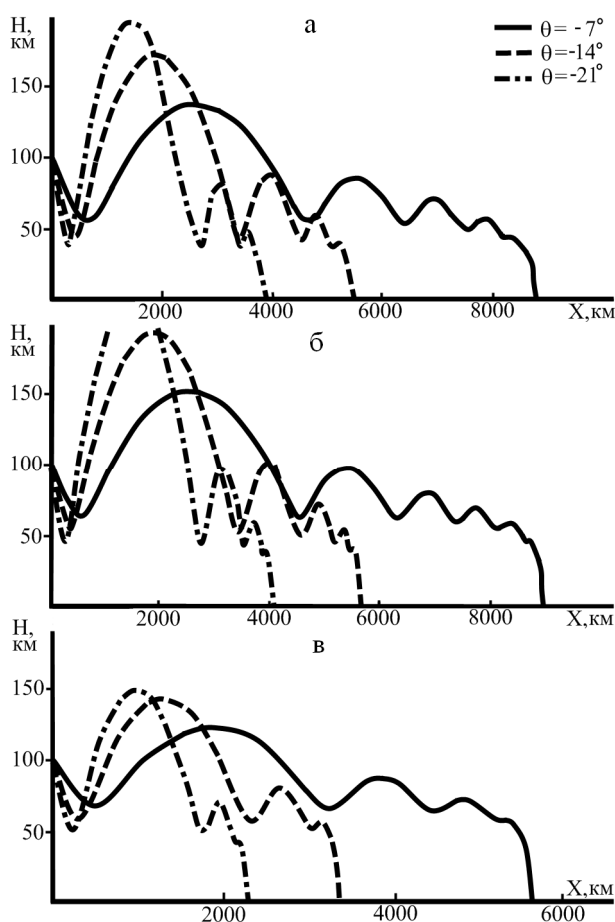


Рис. 10. Семейство траекторий при $m_{\text{СТ}} = 2000 \text{ кг}$, $V_{\text{СТ}} = 8000 \text{ м/с}$ и $H_{\text{СТ}} = 100 \text{ км}$:
а – $\alpha = 10^\circ$; б – $\alpha = 20^\circ$; в – $\alpha = 30^\circ$.

Выводы

Проведенное исследование ВКЛА показало, что применение воздушно-реактивных двигателей является перспективным, так как позволяет значительно уменьшить стоимость пусков. Однако оказалось, что выбранной энергетики ВКЛА недостаточно для вывода ОЛА на орбиту. Для дальнейшего разгона ОЛА требуется существенно увеличить энергетику ракетных двигателей.

Перспективным направлением является старт с самолета-носителя, позволяющий значительно уменьшить потребную энергетику ВКЛА и, кроме того, решить одновременно проблемы безопасности. Авиационно-космические системы на базе самолетов-носителей позволят расширить возможности существующих одноразовых систем выведения, обеспечат гибкость применения, эффективность и экономичность выполнения транспортных задач.

В процессе выполнения работы получены следующие результаты:

а) при анализе параметров планера многоразового использования и связи двух планеров:

- проведена оценка суммарных аэродинамических характеристик воздушно-космических систем разных аэродинамических компоновок;

- выполнена оценка динамических параметров связи двух планеров на критических участках траектории полета. Показано, что перегрузки, испытываемые связкой двух планеров на критических участках траектории, находятся в рамках допустимых.

б) при определении типовых траекторий выведения и спуска орбитального самолета с учетом доступного уровня тепловых потоков:

- выполнено математическое моделирование различных схем полета первой и второй ступеней ВКС, построены алгоритмы и составлены программы для анализа полета (старт, выведение на орбиту ОС);

- проведен расчет и анализ нескольких вариантов траекторий и определены необходимые энергетические характеристики двигателей, которые смогут обеспечить выполнение заданной схемы выведения на орбиту КА;

- выполнено математическое моделирование различных схем полета первой и второй ступеней ВКС на этапе спуска в атмосферу, построен алгоритм численного решения и составлены программы расчетов;

- проведен расчет нескольких вариантов траекторий спуска первой и второй ступеней ВКС с оценкой уровня допустимых максимальных тепловых потоков.

Опыт последних лет показал, что наряду с универсальными пакетами прикладных программ, воз-

можности которых зачастую декларируются, необходимо продолжать создание корректных с математической точки зрения специализированных алгоритмов и программных продуктов. Представляется весьма актуальным сочетание численных и аналитических подходов на базе метода граничных интегральных уравнений в расчетах аэрогидродинамических характеристик летательных аппаратов и их частей в широком диапазоне скоростей и параметров подобия. Наиболее развитые, востребованные и, в достаточной мере, соответствующие многим реальным процессам являются консервативные математические модели аэрогидродинамики. Причем здесь достаточно достоверной и апробированной математической моделью движения реальной жидкости и газа является краевая задача для системы дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса.

Литература

1. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники / Под ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Физматлит, 2005. – 648 с.

2. Андерсон Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен / Д. Андерсон, Р. Тannehill, Р. Плетчер. – М.: Мир, 1990. – 384 с.

3. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей / К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. – 552 с.

4. Тимошенко В.И. Сверхзвуковое течение вязкого газ / В.И. Тимошенко. – К.: Наук. думка, 1987. – 182 с.

5. Холяк В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета / В.И. Холяк. – Х.: Харьковск. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.

6. Крашаница Ю.А. Метод триангуляции в численной реализации пространственных краевых задач динамики вязкой жидкости. / Ю.А. Крашаница, М.Т. Нго // ВІСТІ Академії інженерних наук України. Машинобудування та прогресивні технології. Спеціальний випуск. – 2009. – Вип. 1(38). – С. 158-169.

7. Чёрный Г.Г. Течение газа с большой сверхзвуковой скоростью / Г.Г. Черный. – М.: Физматгиз, 1988. – 347 с.

8. Основы газовой динамики: пер. с англ. / под ред. Г. Эмонса. – М.: ИЛ, 1963. – 762 с.

9. Остославский И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.

10. Лебедев А.А. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.

11. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 51 с.

12. Герасюта Н.Ф. Динамика полёта. Основные задачи динамического проектирования ракет: учеб. пособие для вузов / Н.Ф. Герасюта, А.В. Новиков, Н.Г. Белецкая. – Днепропетровск, 1988. – 366 с.

13. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 01.07.82. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.

14. Сахно А.Г. Введение в динамику летательных аппаратов (движение в вертикальной плоско-

сти): учеб. пос. / А.Г. Сахно. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-тут», 2006. – 185 с.

15. Анфимов Н.А. Проблемы испытаний углеродных материалов для элементов конструкций летательных аппаратов. Гидроаэромеханика и космические исследования / Н.А. Анфимов, Ю.В. Чудецкий; под общ. ред. В.С. Авдугевский. – М.: Наука, 1985. – 325 с.

Поступила в редакцию 12.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРОБЛЕМИ ТА ПЕРСПЕКТИВИ СТВОРЕННЯ СУБОРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Ю.О. Крашаниця, В.В. Чмовж, В.В. Тюрєв, А.В. Бастєєв, Л.О. Базыма, А.Г. Сахно, Ю.В. Гирька

Наведені результати оригінальних пошукових науково-дослідних робіт, виконаних в рамках стратегічного напрямку аерокосмічної галузі – створення суборбітального літака багаторазового використання. Показані результати аналізу параметрів планера багаторазового використання та зв'язки двох планерів, визначені типові траєкторії виведення та спуску орбітального літака. Показаний аналіз енергетичних характеристик апарата необхідних для виконання заданих маневрів з урахуванням оцінки його аеродинамічних характеристик у широкому діапазоні параметрів подібності та висот польоту.

Ключові слова: суборбітальний літальний апарат, аеродинамічні характеристики, рикошетуюча траєкторія, параметри подібності.

PROBLEMS AND PERSPECTIVES OF DESIGNING OF THE REUSABLE SUBORBITAL SPACE VEHICLES

Y.A. Krashanitsa, V.V. Chmovzh, V.V. Turev, A.V. Basteev, L.A. Bazima, A.G. Sahno, J.V. Girka

The results of original exploratory research work made in the framework of strategic direction in the aerospace industry namely designing of a reusable suborbital plane have been given. The results of analysis of reusable glider and joint of two gliders parameters have been represented. Typical trajectories for orbital plane climbing and re-entry have been determined. The analysis of the vehicle energy characteristics which are necessary for executing the given maneuvers taking into account its aerodynamics characteristics in wide range of analogy parameters and flight altitude has been demonstrated.

Key words: suborbital vehicle, aerodynamic performances, skip trajectory, analogy parameters.

Крашаниця Юрий Александрович – д-р техн. наук, профессор, гл. н. с. кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Чмовж Виталий Виталиевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Тюрєв Виктор Васильевич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бастєєв Андрей Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Базыма Леонид Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры энергоустановок и двигателей космических ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Сахно Аркадий Григорьевич – доцент кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Гирька Юрий Владимирович – м. н. с. кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 519.868:621.791.92

М.Л. ВОЛОВОДЮК, Л.П. КРАВЧЕНКО

Николаевский политехнический институт

СТРУКТУРНЫЕ ПРЕВРАЩЕНИЯ В ЗОНЕ ТЕРМИЧЕСКОГО ВЛИЯНИЯ ПРИ ВОССТАНОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ НАПЛАВКОЙ ИЗ ЗАКАЛИВАЮЩИХСЯ СТАЛЕЙ

Рассмотрена методика использования термокинетических диаграмм превращения аустенита сталей, полученных в условиях воздействия термдеформационных циклов. Термокинетические диаграммы позволяют прогнозировать структурное состояние металла в зоне термического влияния при различных условиях наплавки и по структурному состоянию металла оценить свойства зоны термического влияния и склонность к образованию холодных трещин, что позволяет правильно выбрать режимы наплавки и термической обработки для обеспечения возможности многократного восстановления изношенных деталей до уровня вновь создаваемых.

Ключевые слова: термдеформационный цикл, термокинетическое превращение, наплавка, восстановление деталей, зона термического влияния, термокинетическая диаграмма, холодные трещины

Введение

В настоящее время одним из основных вопросов ремонтного производства является восстановление изношенных деталей. Наряду с узкой номенклатурой основных и массовых деталей на поточных линиях особое место отводится широкой номенклатуре изделий, восстановление которых целесообразно на большинстве авиаремонтных предприятий. При этом важным условием является их восстановление до уровня новых при относительно невысокой стоимости.

Одним из наиболее экономичных, надежных и широко применяемых методов восстановления изношенных деталей является наплавка. Восстановление деталей летательных аппаратов наплавкой позволяет изменить свойства наплавленного металла.

Однако широкое применение этого метода тормозится тем, что большинство деталей летательных аппаратов изготавливаются из сталей, которые под влиянием наплавочного термдеформационного цикла в зоне термического влияния (ЗТВ) закалываются на мартенсит, что приводит к образованию недопустимого дефекта – холодных трещин.

Цель статьи – прогнозирование структурного состояния металла зоны термического влияния при различных условиях наплавки при помощи термокинетических диаграмм превращения аустенита сталей, полученных в условиях воздействия термдеформационных циклов.

1. Формулирование проблемы

Особонагруженными деталями летательных аппаратов являются шестерни редукторов.

Условия работы шестерен в редукторе зависят от многих факторов: скорости движения летательного аппарата, его нагрузки, смазки редуктора и т.д. В местах входа в зацепление зубья как бы бьют своими боковыми поверхностями друг по другу. Это и приводит к износу торцевых поверхностей зубьев шестерни за время ее эксплуатации.

Кроме того, шестерни испытывают статические нагрузки при работе, трение, действие крутящих моментов. Такие сложные условия работы шестерен приводят к небольшой длительности срока их службы.

Поэтому важной задачей является увеличение долговечности их работы, чего возможно достичь как повышением качества вновь изготавливаемой шестерни, так и ее ремонтом. В последнем случае изношенные объемы металла наносятся путем наплавки, а последующая механическая и термическая обработка позволяет получить изделие по качеству не уступающему вновь изготавливаемому.

Шестерни редукторов изготавливаются преимущественно из цементуемой стали 25ХГТ и нецементуемой 40Х. Для обеспечения их долговечности поверхность зуба должна иметь высокую твердость 50-60HRC, а глублежащий металл высокую прочность и вязкость. Поэтому для качественного восстановления изношенных зубьев наплавкой необходимо применение специальных наплавочных материалов, дающих химический состав металла наплавки, близкий к основному. Наиболее приемлемой для этих целей является наплавочная проволока Нп-30ХГСА. Кроме достаточного количества углерода и хрома она содержит около 1% Mn и 1% Si. Последние участвуют в раскислении металла напла-

вочной ванны, что обеспечивает высокое качество наплавленного металла. Наличие элементов раскислителей в проволоке Нп-30ХГСА позволяет применять ее как при наплавке под флюсом, так и при наплавке в защитных газах – CO_2 и аргоне.

С использованием этой проволоки была разработана технология восстановления наплавкой шестерен непостоянного зацепления. Технология предусматривает наплавку в среде CO_2 изношенных торцов зубьев на специальной установке. Для предупреждения образования холодных трещин в зоне термического влияния перед наплавкой производится предварительный подогрев шестерни в печи. Температура подогрева шестерни из стали 25ХГТ составляет 200...250°C, а для шестерни из стали 40Х – 350...400°C. Промышленное опробование этой технологии показало хорошее качество наплавленного металла, удовлетворительную его обрабатываемость. Применение последующей термической обработки позволяет получить восстановленные шестерни по свойствам близким к вновь изготовленным.

Однако, для широкого внедрения восстановления шестерен наплавкой необходимо располагать сведениями о структурных и фазовых превращениях в зоне термического влияния сталей 25ХГТ и 40Х, что позволит правильно выбрать режимы наплавки, термической обработки деталей и обеспечить высокую стойкость зоны термического влияния против образования холодных трещин.

2. Решение проблемы

Для получения таких данных удобно пользоваться термокинетическими диаграммами превращения аустенита сталей, полученными в условиях воздействия термомеханических циклов. Они позволяют прогнозировать структурное состояние металла зоны термического влияния при различных условиях наплавки и по структуре оценить свойства ЗТВ и склонность к образованию холодных трещин.

По методике [1,2,3] исследовалась кинетика превращения аустенита сталей при воздействии термомеханических циклов.

Жестко закрепленные образцы трубчатого сечения нагревались проходящим током до температуры 1250°C и затем охлаждались с различными скоростями. Нагрев осуществлялся со скоростью около 150°C/с, а регулирование охлаждения производилось продувкой через внутренне отверстие образцов аргона под различным давлением, охлаждением на воздухе, а также пропусканием на стадии охлаждения подогревающего тока.

В процессе нагрева и охлаждения с помощью осциллографа Н-700 регистрировалось изменение температуры образца, магнитной проницаемости

средней его части и усилий, возникающих в образцах за счет стесненности его перемещения при тепловом расширении или сокращении. Путем обработки осциллограмм построены диаграммы термокинетического превращения.

Исследование кинетики превращения аустенита применительно к высоко-температурным участкам ЗТВ для стали 25ХГТ изучали при скоростях охлаждения от 4,2°C/с до 85°C/с. Подсчитывалась средняя скорость охлаждения в интервале 600...500°C. Диаграмма термокинетического превращения аустенита стали 25ХГТ приведена на рис. 1.

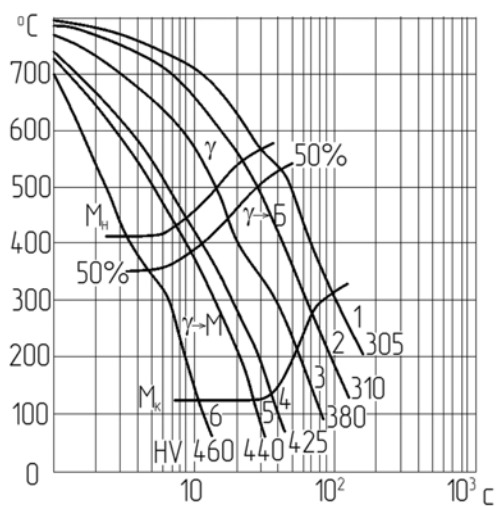


Рис. 1. Диаграмма термокинетического превращения аустенита стали 25ХГТ ($T_H=1250^\circ\text{C}$):

Средняя скорость охлаждения в интервале 600-500°C по термоциклам:

1 – 4,2°C/с, 2 – 6,1°C/с, 3 – 32°C/с
4 – 38,5°C/с, 5 – 40°C/с, 6 – 85°C/с

Она характеризуется достаточной устойчивостью переохлажденного аустенита. При охлаждении в исследуемом диапазоне скоростей перлитное превращение отсутствует.

Охлаждение по термоциклам 1 и 2 (рис.1) со скоростями 4,2 и 6,1°C/с приводит только к бейнитному превращению. При этом образуется смешанная структура верхнего и нижнего бейнита. Твердость образцов после такого охлаждения составляет 305...310HV.

При охлаждении по термоциклу 3 со скоростью 32°C/с аустенит претерпевает бейнитно-мартенситное превращение, а твердость образца повышается до 385HV.

При охлаждении по термоциклу 3 со скоростью 32°C/с аустенит претерпевает бейнитно-мартенситное превращение, а твердость образца повышается до 385HV. Последующее увеличение скорости охлаждения до 40°C/с и выше приводит к полному

превращению аустенита в мартенсит (термоциклы 5 и 6). Температура начала мартенситного превращения M_n равна 410°C , а заканчивается оно при $M_k=125^\circ\text{C}$. Твердость мартенсита составляет $440\ldots 460\text{HV}$.

Исследование кинетики превращения аустенита стали 40X после высокотемпературного нагрева изучалось при скоростях охлаждения от $1,2^\circ\text{C}/\text{с}$ до $300^\circ\text{C}/\text{с}$. Диаграмма термокинетического превращения приведена на рис. 2.

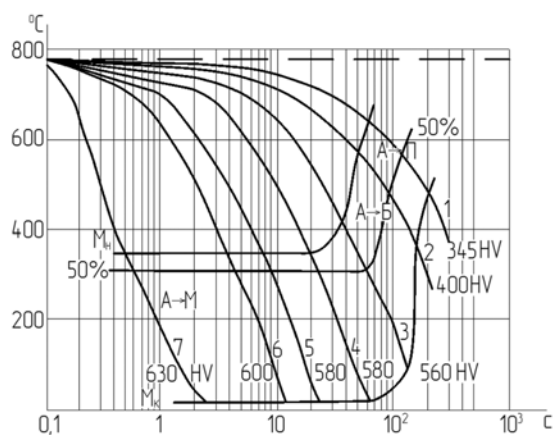


Рис. 2. Диаграмма термокинетического превращения аустенита стали 40X ($T_n=1250^\circ\text{C}$):

Средняя скорость охлаждения
в интервале $600\text{--}500^\circ\text{C}$ по термоциклам:
1 — $1,1^\circ\text{C}/\text{с}$, 2 — $2,3^\circ\text{C}/\text{с}$, 3 — $10,5^\circ\text{C}/\text{с}$
4 — $22,2^\circ\text{C}/\text{с}$, 5 — $60,2^\circ\text{C}/\text{с}$, 6 — $130^\circ\text{C}/\text{с}$
7 — $1400^\circ\text{C}/\text{с}$

При медленном охлаждении со скоростью $1,2^\circ\text{C}/\text{с}$ (термоцикл 1) фазовое превращение аустенита происходит в температурном интервале $670\ldots 490^\circ\text{C}$.

В этом случае происходит диффузионный распад переохлажденного аустенита на ферритно-цементитную смесь преимущественно по перлитному механизму.

При охлаждении со скоростью $23^\circ\text{C}/\text{с}$ (термоцикл 2) происходит преимущественно бейнитное превращение аустенита в области температур $580\ldots 380^\circ\text{C}$. Увеличение скорости охлаждения приводит к превращению аустенита в мартенсит (термоциклы 3-7). После охлаждения в исследуемом интервале скоростей твердость стали 40X изменяется от 345HV до 630HV .

Диаграммы термокинетического превращения сталей 25ХГТ и 40Х, полученные в условиях имитации наплавки, позволяют определить оптимальные параметры наплавки, используя теорию распространения тепла [4,5].

Термический цикл можно подсчитать по формуле:

$$T = \frac{2Q}{c\rho(4\pi at)^{3/2}} \cdot e^{-\frac{R^2}{4at}}; \quad (1)$$

где Q — количество вводимого тепла;

$R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, (x, y, z — координаты рассматриваемой точки в ЗТВ);

c, ρ, a — теплофизические константы.

Для сталей:

$$c \cdot \rho = 5 \text{ Дж}/\text{см}^3 \cdot \text{град}; \quad a = 0,08 \text{ см}^2/\text{с}.$$

Путем наложения термического цикла на диаграмму термокинетического превращения стали 25ХГТ и 40Х можно определить какая структура и твердость образуется в ЗТВ при наплавке на сталь 25ХГТ и 40Х и возможность образования холодных трещин.

На основе теоретических расчетов термических циклов и экспериментальной проверки выбраны необходимые температуры предварительного подогрева, исключающие закалочные структуры в околошовной зоне (ОШЗ) при режимах наплавки, обеспечивающих хорошее формирование соединений. Для стали 25ХГТ оптимальная температура подогрева равна $200\ldots 250^\circ\text{C}$. Однако, с учетом структурных превращений в ОШЗ цементованного слоя ее нужно повысить до $250\ldots 300^\circ\text{C}$. Наплавленный металл в этом случае приобретает твердость $250\ldots 270\text{HV}$, а максимальная твердость ОШЗ не превышает $280\ldots 290\text{HV}$. При наплавке без предварительного подогрева твердость в ОШЗ достигает $520\ldots 550 \text{ HV}$, а наплавленного металла $380\ldots 410\text{HV}$.

Для шестерен из стали 40Х температура предварительного подогрева перед наплавкой должна быть $350\ldots 400^\circ\text{C}$. Наплавка без подогрева на сталь 40Х дает твердость наплавленного металла $380\ldots 430\text{HV}$, а ОШЗ — $500\ldots 550\text{HV}$. Предварительный подогрев до 300°C снижает твердость ОШЗ до $350\ldots 400\text{HV}$, а при подогреве до 400°C она снижается до 300HV . При этом твердость наплавленного металла не превышает $280\ldots 310\text{HV}$. Наплавка может производиться как стандартным полуавтоматом в среде CO_2 , так и на специальном наплавочном автомате.

Избыток наплавленного металла снимается механической обработкой на зубофрезерном и токарном станках.

Дальнейшая закалка механически обработанных шестерен с нагревом зубьев токами высокой частоты до 900°C и отпуск при 200°C с выдержкой 1ч приводят к получению твердости наплавленного металла зубьев $500\ldots 550\text{HV}$.

Использование кратковременного нагрева при закалке токами высокой частоты незначительно влияет на строение нитроцементованного слоя зубьев основного металла шестерни стали 25ХГТ и позволяет исключить применение дорогостоящей химико-термической обработки.

Для шестерен из стали 40Х из-за высокой температуры предварительного подогрева 350...400°C твердость металла на поверхности шлицевых отверстий может снижаться до 400HV. Ее можно повысить, применяя дополнительную закалку с нагревом токами высокой частоты до 900°C и последующим низким отпуском.

Заклучение

Разработанный технологический процесс позволяет производить многократное восстановление изношенных шестерен редукторов и является экономически целесообразным с точки зрения ресурсосберегающей технологии.

Литература

1. Лебедев Ю.М. Установка для исследования структурных превращений в условиях жестко закрепленного образца / Ю.М. Лебедев, Л.П. Кравченко // Труды НКИ. – Николаев: НКИ, 1973. – Вып. 66. – С. 12-16.
2. Кравченко Л.П. Исследование структурных превращений в условиях сварки титанового сплава ВТЗ-1 / Л.П. Кравченко, Ю.М. Лебедев // Тез.док. II Всесоюз. конф. по сварке цветных металлов. – Ташкент: Госиздат, 1982. – С. 28-32.
3. Воловодюк М.Л. Побудова аналітичної моделі термоциклування з фазовими перетвореннями в вуглецевих сталях / М.Л. Воловодюк // Техногенна безпека: Наукові праці. – Миколаїв: Вид-во ЧДУ ім. Петра Могили. – 2010. – Т. 137, вип. 124. – С. 16-22.
4. Шершоров М.Х. Фазовые превращения и изменения свойств стали при сварке / М.Х. Шершоров, В.В. Белов. – М.: Наука, 1972. – 219 с.
5. Грабин В.Ф. Металловедение сварки наплавлением / В.Ф. Грабин. – К.: Наук. думка, 1982. – 416 с.

Поступила в редакцию 11.02.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ректор Л.П. Клименко, Черноморский гуманитарный университет им.Петра Могили, Николаев.

СТРУКТУРНІ ПЕРЕТВОРЕННЯ В ЗОНІ ТЕРМІЧНОГО ВПЛИВУ ПРИ ВІДНОВЛЕННІ ДЕТАЛЕЙ НАПЛАВЛЕННЯМ ЗІ СТАЛЕЙ, ЩО ГАРТУЮТЬСЯ

М.Л. Воловодюк, Л.П. Кравченко

Розглянуто методику використання термодинамічних діаграм перетворення аустеніту сталей, отриманих в умовах впливу термодинамічних циклів. Термодинамічні діаграми дозволяють прогнозувати структурний стан металу в зоні термічного впливу при різних умовах наплавлення й за структурним станом металу оцінити властивості зони термічного впливу й схильність до утворення холодних тріщин, що дозволяє правильно вибрати режими наплавлення й термічної обробки для забезпечення можливості багаторазового відновлення зношених деталей до рівня знову створюваних.

Ключові слова: термодинамічний цикл, термодинамічне перетворення, наплавлення, відновлення деталей, зона термічного впливу, термодинамічна діаграма, холодні тріщини.

STRUCTURAL TRANSFORMATIONS INTO THE ZONE OF THERMAL INFLUENCE AT RESTORATION OF DETAILS BY STEEL FACING FROM TEMPERED STEELS

M.L. Volovodyuk, L.P. Kravchenko

The technique of use of thermo kinetic diagrams of transformation of an austenite of the steels received in the conditions of influence of thermo deformation cycles is considered. Thermo kinetic diagrams allow to predict a structural condition of metal in a zone of thermal influence under various conditions of steel facing and on the structural condition of metal to estimate properties of the zone of thermal influence and propensity to formation of cold cracks that allows to choose correctly steel facing conditions and thermal processing to provide the ability of repeated restoration of the worn out details up to the initial condition.

Key words: a thermo deformation cycle, thermo kinetic transformation, steel facing, restoration of details, a zone of thermal influence, a thermo kinetic diagram, cold cracks.

Воловодюк Марина Леонидовна – соискатель, преподаватель кафедры математических и естественных дисциплин Николаевского политехнического института, Николаев, Украина, e-mail: vadim.volovodyuk@gmail.com.

Кравченко Леонид Прокофьевич – канд. техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Автомобили и автомобильное хозяйство» Николаевского политехнического института, Николаев, Украина.

УДК 621.923

А.И. ДОЛМАТОВ, С.Н. НИЖНИК, М.А.КУРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

К ВОПРОСУ ФОРМАЛИЗАЦИИ АБРАЗИВНОГО ИНСТРУМЕНТА ПРИ ПОЛУЧЕНИИ АНАЛИТИЧЕСКИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ДЛЯ РАСЧЕТА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЦЕССА ШЛИФОВАНИЯ

Сформулирована проблема необходимости решения задачи формализации абразивного инструмента. Проведен анализ существующих моделей геометрической формы абразивных зерен, отмечены их недостатки. Представлены экспериментальные исследования формы и размеров зерен семи абразивных материалов, которые подтвердили гипотезу о том, что зерно в первом приближении можно описать эллипсоидом вращения. Предложена концептуальная модель абразивного зерна, использование которой позволит разработать универсальный подход к получению аналитических зависимостей для расчета функциональных характеристик процесса при различных схемах шлифования.

Ключевые слова: абразивное зерно, геометрическая форма абразивных зерен, формализация абразивного инструмента, концептуальная модель.

Введение

Развитие современного авиадвигателестроения происходит в условиях широчайшего внедрения деталей из коррозионно-стойких, высоко- и жаропрочных материалов и сплавов.

Данные материалы наряду с высокими прочностными характеристиками, определяющими долговечность изделий, которые работают в условиях высоких температур при знакопеременных циклических нагрузках, отличаются низкой обрабатываемостью [1,2]. Эти материалы практически не поддаются обработке резанием (среднее значение коэффициента обрабатываемости по отношению к стали 45 составляет 0,2-0,3). Одним из возможных методов обработки рассматриваемых материалов является шлифование. Таким образом, исследования, посвященные повышению эффективности процесса шлифования деталей авиационных двигателей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Создание теоретических основ с целью решения задач управления процессами шлифования неразрывно связано с прогнозированием целого ряда комплекса параметров, сопровождающих процесс. Сложность физико-механических и физико-химических явлений, протекающих в зоне контакта абразивного круга и обрабатываемой детали, вызывает необходимость в разработке математической модели, начиная с исследований, посвященных формализации абразивного инструмента. Однако созда-

ние адекватной и универсальной математической модели абразивного инструмента является одним из наиболее сложных и трудоемких этапов разработки теории шлифования металлов [3, 4].

Действительно, строение и динамика изменения рельефа абразивного круга, определяются не только технологией изготовления инструмента, режимами правки а также комплексом свойств абразивного и обрабатываемого материалов, но и влиянием режимных параметров шлифования, действие которых еще недостаточно изучены на условия и интенсивность протекания физико-химических явлений в зоне контакта.

Решение задачи формализации абразивного инструмента позволит обосновать универсальный подход к расчетам сил резания, температуры и устойчивости процесса при различных схемах шлифования.

2. Анализ существующих моделей геометрической формы абразивных зерен

Абразивное зерно характеризуется размерами и формой, причем форма зерна не регламентируется. Традиционная методология создания модели абразивного инструмента заключается в последовательном решении нескольких фундаментальных задач, главной из которых является геометрическая форма абразивных зерен.

Форма абразивных зерен оказывает влияние на основные показатели работоспособности абразивных инструментов (износостойкость, производи-

тельность шлифования, эффективность использования круга) и на параметры процесса обработки: силы резания, температура в зоне обработки, и на состояние поверхностного слоя (шероховатость, остаточные напряжения, степень деформации и т.д.) [5]. Форма абразивных зерен отличается большим разнообразием, а сами зерна в общем случае можно охарактеризовать как осколки неправильной формы со случайной поверхностью. При создании модели исследователи, как правило, представляют случайную поверхность абразивного зерна в виде простых, идеальных форм (конуса, пирамиды, шара, эллипсоида, призмы и т.п.), или их комбинаций. Такое моделирование преследует цель создания эквивалента абразивного зерна, сохраняющего основные рабочие (режущие) свойства, и при этом удобного для математического описания. Но при всей их простоте и полезности для представления физических особенностей и характеристики контакта абразивных зерен с металлом, модели простых идеальных форм, как правило, не имеют строгого научного обоснования и достаточной экспериментальной проверки, а выбор той или иной формы для аппроксимации абразивного зерна не имеет объективных, физически обоснованных критериев [4, 6].

Таким образом, можно сделать вывод, что ни одна из предлагаемых исследователями идеальных форм не может быть использована как абсолютно точно описывающая геометрию абразивного зерна. В этой связи возникает вопрос лишь о максимальной степени приближения предлагаемой модели к реальному объекту.

Правильная оценка точности тех или иных модельных представлений может быть получена только при условии сравнения их по критериям эффективности, которые определяют оптимальное решение поставленной задачи. В нашем случае в качестве таких критериев выступают требования к эквивалентному зерну:

- 1) эквивалентное зерно должно максимально точно описывать геометрию режущего абразивного зерна;
- 2) эквивалент зерна должен обладать необходимой для обеспечения процесса микрорезания динамической прочностью.

На наш взгляд, существование различных методов замены реальных зерен эквивалентными является следствием пренебрежения большинством авторов первого требования к эквивалентному зерну. Второму условию удовлетворяет все многообразие существующих моделей, так как выступающие режущие вершины зерен в них представлены в виде фигур, обеспечивающих отрицательные передние углы резания с округленной вершиной, или с площадкой затупления.

3. Экспериментальные исследования формы абразивных зерен

С целью поиска оптимального решения задачи создания эквивалентного абразивного зерна нами проведено исследование формы и размеров абразивных зерен семи материалов. Исследования проводились в лаборатории электронной микроскопии на растровом электронном микроскопе с камерой низкого вакуума и системой энергодисперсионного микроанализа РЭМ – 106, в потоке вторичных и отраженных электронов. Результаты исследований абразивных зерен трех материалов представлены на рис. 1 – 3. Как видим, контуры зерен всех исследуемых абразивных материалов удовлетворительно описываются эллипсами, большая ось которых проходит через наибольшую диагональ сечения зерна (с соотношением диагоналей (0,47-0,73). Полученный результат подтверждает проведенные ранее исследования зарубежных и отечественных ученых. Так, согласно данным работ [7,8] значительное количество измерений, выполненное в КПИ (Киевский политехнический институт), и за рубежом показывают, что между площадью сечения зерна и площадью круга, проведенного через наибольший размер этого сечения, существует практически постоянное соотношение 0,5-0,6, что позволяет вычислить малую ось эллипса.

Проведенный нами эксперимент подтвердил гипотезу, что в любом плоском сечении, проведенном через наибольший размер зерна, контур последнего удовлетворительно описывается эллипсом, а само зерно в первом приближении можно описать эллипсоидом вращения.

4. Концептуальная модель абразивного зерна

Конечной целью моделирования процессов шлифования является, как правило, получение аналитических зависимостей, описывающих функциональные характеристики процесса от условий его выполнения (такие как сила резания, температура, износ, качество поверхности и др.). В процессе моделирования требуется решить задачи определения геометрии эквивалентного зерна, а также его ориентации в пространстве (статическая модель абразивного инструмента).

Решение первой задачи достаточно очевидно и легко обосновывается с учетом экспериментальных исследований, представленных выше. Для получения адекватного решения второй задачи требуется создание стохастической модели, учитывающей случайный характер расположения зерен в абразивном пространстве. Интересное решение рассматри-

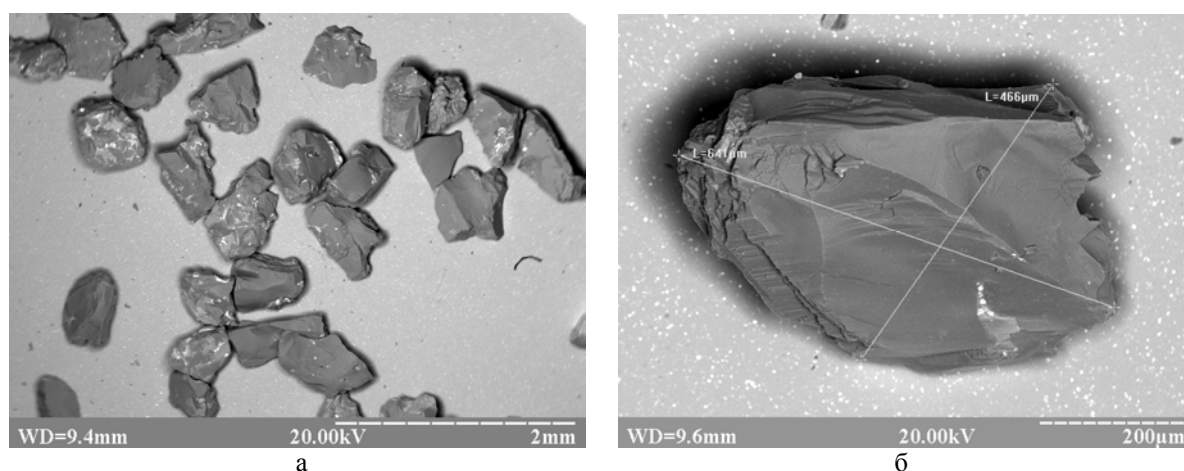


Рис. 1. Фотографии зерен электрокорунда марки 15А зернистостью 40:
а – общий вид зерен; б – вид единичного зерна

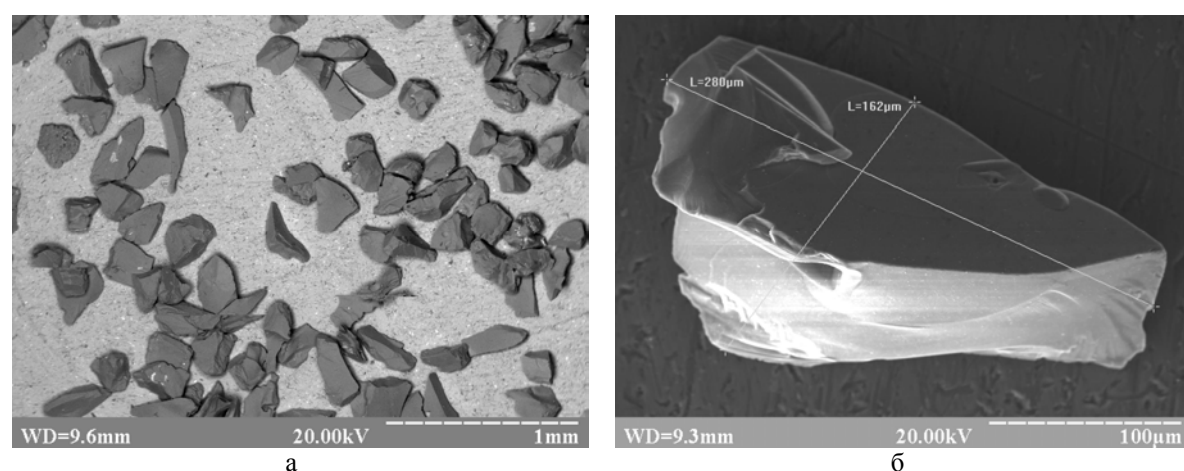


Рис. 2. Фотографии зерен электрокорунда марки 24А зернистостью 12:
а – общий вид зерен; б – вид единичного зерна

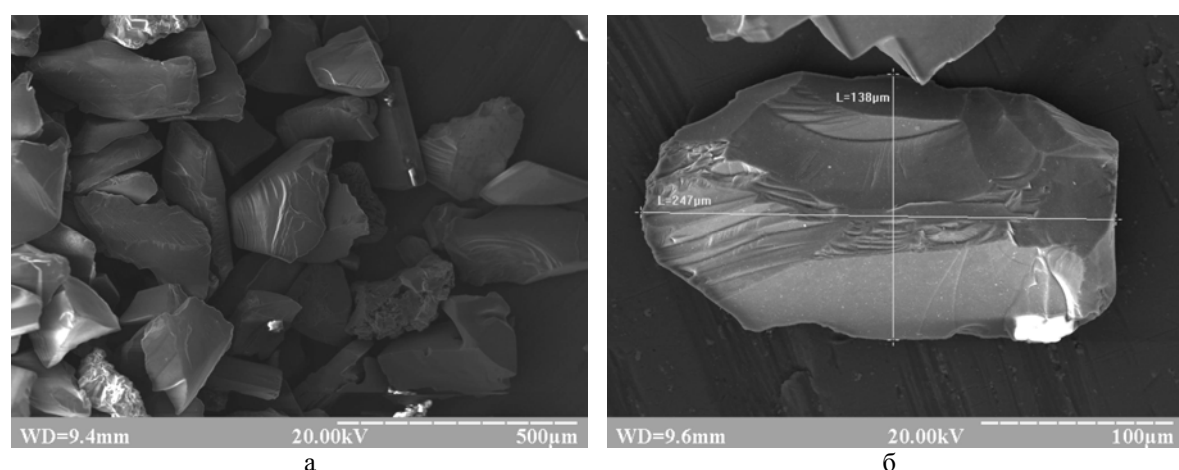


Рис. 3. Фотографии зерен карбида кремния марки 63С зернистостью 12:
а – общий вид зерен; б – вид единичного зерна

ваемых задач получено в работе [5] А.К. Байкаловым. Здесь автор, анализируя достоинства и недостатки различных модельных представлений, предлагает абразивные зерна идентифицировать с формой шара, обладающего равными режущими свойствами в любой точке, расположенной в шаровом поясе.

Таким образом, предлагается сферическая модель абразивного зерна. Такой эквивалент хоть и сохраняет все рабочие свойства реальных зерен, уступает эллипсоиду вращения по точности аппроксимации формы реальных зерен. Недостатком же эллиптической формы абразивного зерна А.К. Байкалов считал

ет необходимость канонизации величины соотношения диагоналей эллипса, а также вопрос о его ориентации.

В основе определения силовых параметров процесса шлифования теоретическим (аналитическим) путем лежит схематизация съема стружки единичным среднестатистическим зерном, которое характеризуется фактическим передним углом при вершине. На наш взгляд, определение величины этого угла позволит определить ориентацию зерна. В основе предлагаемой методики лежит концептуальная модель абразивного зерна, суть которой состоит в том, что единичное абразивное зерно представляет собой эквивалент, отражающий все режущие свойства абразивного круга. Таким образом, под эквивалентом предлагается понимать не среднестатистическое зерно, а некое идеализированное, абстрактное, искусственно синтезированное зерно, обобщающее в себе характеристику абразивного инструмента, то есть его режущие свойства. Феноменологическое построение такой модели стало возможным благодаря исследованиям топографии абразивного инструмента, результаты которых представлены в работе [9].

Так в работе [9] указывается на существование корреляции между макрогеометрическими параметрами опорной поверхности круга и такими характеристиками как твердость, связка, зернистость и материал зерна, которая определяется коэффициентами опорной кривой кругов. Установление этой прямой взаимосвязи позволяет найти значение переднего угла эквивалентного зерна γ , который находится в количественной связи с коэффициентом опорной кривой (v) [9]:

$$\operatorname{tg}|\gamma| \approx 1/v. \quad (1)$$

Формула (1) получена авторами работы [9] на основании обобщения большого экспериментального материала, позволившего установить, что мак-

симальная высота шероховатости круга определяется его зернистостью, причем величина R_z близка к размеру зерен основной фракции (среднему размеру зерен). Это позволило сделать вывод, что для кругов различной зернистости выполняется условие:

$$W_0 \cdot R_z \approx 0,5, \quad (2)$$

где W_0 - плотность выступов на дуге контакта;

R_z - максимальная шероховатость поверхности абразивного круга.

На основании зависимости (2) была получена итоговая формула (1). Зависимость (1) требует пояснения. В реальных условиях шлифования фактический передний угол абразивного зерна будет зависеть от радиуса при вершине и от толщины среза, при этом, чем больше будет толщина среза, тем меньше угол. Формула (1) имеет четкий физический смысл, заключающийся в том, что режущие свойства абразивного инструмента не зависят от значения параметров режима шлифования, а под γ следует понимать некую константу, количественно выражающую режущие свойства конкретной марки абразивного инструмента. В связи с выше сказанным для конкретной марки абразивного инструмента возможно определение не только геометрии эквивалентного зерна, но и его ориентации.

Так, если представить сечение зерна в виде эллипса, то $\operatorname{tg}|\gamma|$ можно представить как отношение диагоналей описанного вокруг эллипса параллелограмма (рис. 4):

$$\operatorname{tg}|\gamma| = d_1/d_2.$$

Таким образом, если $d_1/d_2 < 1$, то большая ось эллипсоида вращения перпендикулярна к касательной к траектории движения, если неравенство не выполняется, то эллипсоид ориентирован меньшей осью. Если же $d_1/d_2 = 1$, то эллипсоид вырождается в сферу.

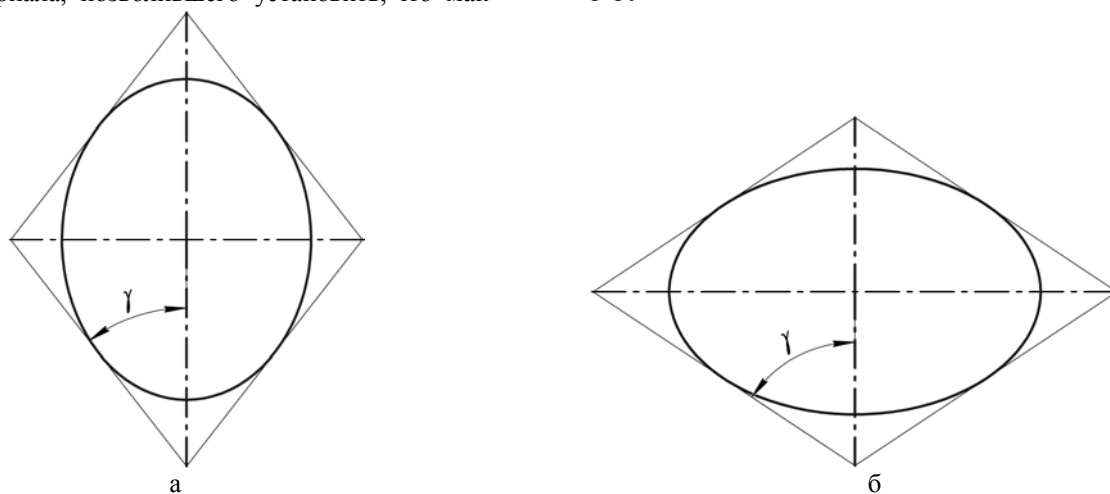


Рис. 4. Эквивалентное зерно:

а – угол эквивалентного зерна при $v > 1$; б – угол эквивалентного зерна при $v < 1$

Заключение

Проведен анализ существующих моделей геометрической формы абразивных зерен. Предложена концептуальная модель абразивного зерна, использование которой позволит разработать универсальный подход к получению аналитических зависимостей для расчета функциональных характеристик процесса при различных схемах шлифования.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С.Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Полетаев В.А. Глубинное шлифование лопаток турбин / В.А. Полетаев, Д.И. Волков. – М.: Машиностроение, 2009. – 272 с.
3. Маслов Е. Н. Теория шлифования материалов / Е.Н. Маслов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
4. Сурду Н.В. Повышение эффективности шлифования труднообрабатываемых материалов за счет усовершенствования кинематики процессов: дис. ... канд. техн. наук: 05.03.01 / Сурду Николай Васильевич. – Х., 2005. – 230 с.
5. Байкалов А.К. Введение в теорию шлифования / А.К. Байкалов. – К.: Наукова думка, 1978. – 207 с.
6. Телегин А.В. Повышение эффективности процесса плоского торцового шлифования труднообрабатываемых материалов за счет кинематики: дис. ... канд. техн. наук: 05.03.01 / Телегин Алексей Васильевич. – Х., 2008. – 202 с.
7. Резникова А.Н. Абразивная и алмазная обработка материалов: [Справочник] / А.Н. Резников. – М.: Машиностроение, 1977. – 390 с.
8. Резников А.Н. Теплофизика резания / А.Н. Резников. – М.: Машиностроение, 1969. – 288 с.
9. Евсеев Д.Г. Физические основы процесса шлифования / Д.Г. Евсеев, А.Н. Сальников. – Саратов: Изд-во Сарат. ун-та, 1978. – 128 с.

Поступила в редакцию 24.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель директора НПО «Оснастка» А.Я. Мовшович, Харьков.

ДО ПИТАННЯ ФОРМАЛІЗАЦІЇ АБРАЗИВНОГО ІНСТРУМЕНТУ ПРИ ОТРИМАННІ АНАЛІТИЧНИХ ЗАЛЕЖНОСТЕЙ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЦЕСУ ШЛІФУВАННЯ

А.І. Долматов, С.М. Нижник, М.О. Курін

Сформульована проблема необхідності вирішення задачі формалізації абразивного інструменту. Проведено аналіз існуючих моделей геометричної форми абразивних зерен, відзначені їх недоліки. Представлені експериментальні дослідження форми і розмірів зерен семи абразивних матеріалів, які підтвердили гіпотезу про те, що зерно в першому наближенні можна описати еліпсоїдом обертання. Запропоновано концептуальну модель абразивного зерна, використання якої дозволить розробити універсальний підхід до отримання аналітичних залежностей для розрахунку функціональних характеристик процесу при різних схемах шліфування.

Ключові слова: абразивне зерно, геометрична форма абразивних зерен, формалізація абразивного інструменту, концептуальна модель.

THE QUESTION FORMALIZATION ABRASIVE TOOL TO OBTAIN ANALYTICAL DEPENDENCIES FOR CALCULATION FEATURES OF GRINDING

A.I. Dolmatov, S.N. Nyzhnyk, M.A. Kurin

Formulated the problem of the need to address the problem of formalization of the abrasive tool. An analysis of existing models of the geometric shape of abrasive grains, marked with their shortcomings. Presents the experimental investigation of the shape and size of grains of seven abrasive materials, which confirmed the hypothesis that the grain in the first approximation we can describe the ellipsoid of revolution home. We propose a conceptual model of the abrasive grain, the use of which will develop a universal approach to obtaining analytical dependences for calculating the functional characteristics of the process under different schemes of grinding.

Key words: abrasive grain, a geometric shape of abrasive grains, the formalization of the abrasive tool, the conceptual model.

Долматов Анатолий Иванович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Нижник Сергей Николаевич – старший преподаватель кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Курин Максим Александрович – ассистент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kurin_83@mail.ru.

УДК 541.18.046.8

Г.И. КОСТЮК, О.М. МЕЛКОЗЕРОВА

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

ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ ДЕЙСТВИЯ ИОНОВ РАЗЛИЧНЫХ СОРТОВ, ЗАРЯДНОСТЕЙ, ЭНЕРГИЙ И КАПЕЛЬ, СКОНДЕНСИРОВАННЫХ НА ПОВЕРХНОСТИ

При взаимодействии материала с ионными пучками или плазменными потоками на поверхности твердого тела и в его поверхностном слое протекает ряд процессов, которые определяют качество получаемых покрытий, их состав, скорость их нанесения. Предложена инженерная модель действия потока заряженных частиц различных сортов, зарядностей и энергий, а также капель материала, сконденсированного на подложку. Были получены поля температур и температурных напряжений, скорости нарастания температур, которые доказывают возможность получения наноструктурных материалов, как на глубине материала, так и на его поверхности в виде покрытия нанометровой толщины, которое имеет очень высокую адгезию к основному материалу.

Ключевые слова: наноструктура, температурные поля, температурные напряжения, скорости нарастания температур

Введение

При взаимодействии плазмы с подложкой часть ионов осаждается на подложку, образуя защитное покрытие, часть проникает внутрь кристаллической решетки, при этом образуются наноструктуры, как на поверхности материала в виде покрытия нанометровой толщины, так и на глубине, равной расстояниям, на которые проникают ионы различных энергий, сортов и зарядностей. Таким образом, на поверхности подложки формируется покрытие, которое имеет хорошую адгезию к подложке за счет того, что в нижних слоях имеются атомы, однородные по химическому составу и свойствам.

При взаимодействии поверхностей с ионными пучками или плазменными потоками на поверхности твердого тела и в его поверхностном слое протекает ряд процессов, которые определяют качество получаемых покрытий, их состав, скорость их нанесения и определенное качество изделия. Процессы, проходящие вблизи поверхности, влияют в основном на скорость нанесения покрытия и состав пленки. Те процессы, которые протекают в приповерхностном слое, обуславливают образование формируемой структуры и качественных показателей покрытия [1].

Вероятность каждого из процессов сложным образом зависит от свойств самих ионов (масса, величина заряда), скорости его движения и угла столкновения с поверхностью, а также от состава, температуры, физико-энергетических свойств. Все это расширяет диапазон возможных плазменных технологий.

Поэтому так важно проанализировать обстановку при действии различных ионов на подложку и при конденсации на нее покрытия.

Работа выполнялась в рамках программы Министерства образования и науки Украины «Новые и ресурсосберегающие технологии в энергетике, промышленности и агропромышленном комплексе» (подсекция 13 «Аэрокосмическая техника и транспорт») и по темам: «Создание физико-технических основ повышения качества материалов аэрокосмических конструкций» и «Разработка технологических основ интегрирования технологий плазменно-ионной обработки деталей аэрокосмической техники», хозяйственных работ о сотрудничестве.

Исследования действия бомбардировки ионов различных сортов, энергий и зарядности на поверхность детали

Действие заряженных частиц на конструкционные материалы приводит к появлению на глубине довольно высоких температур, при действии индивидуальных ионов разных сортов и энергий, в зоне теплового воздействия есть вероятность появления температурных напряжений значительной величины, что подтверждает возможность зарождения локальных зон, где достигаются условия появления наноструктур [2].

Нами было рассмотрено действие таких ионов как азот и титан. Мы ввели обозначения: частица А – азот, энергия частицы $E=250$ эВ, зарядовое число равно трем; частица В – азот, энергия частицы $E=1000$ эВ, зарядовое число равно трем; частица С –

титан, энергия частицы $E=1000$ эВ, зарядовое число равно трем.

В табл. 1 приведены значения температур, температурных напряжений и радиусов их распределения, которые были получены в результате воздействия перечисленных выше частиц, по методике, предложенной в [3].

Таблица 1
Значения максимальных температур и температурных напряжений

Радиусы	Температуры	Напряжения
$x = 0$ (поверхность подложки)		
$R_A = 2,27$ нм	$T_A = 275,18$ К	$\sigma_A = 9,96 \cdot 10^{10}$ Па
$R_B = 6,93$ нм	$T_B = 284,78$ К	$\sigma_B = 2,04 \cdot 10^{10}$ Па
$R_C = 1,7$ нм	$T_C = 417$ К	$\sigma_C = 2,34 \cdot 10^{10}$ Па
$x = 0,5L_C = 8,52$ нм; ($T_i, E=1000$ эВ, $z=3$)		
$R_A = 6,24$ нм	$T_A = 4,34 \cdot 10^4$ К	$\sigma_A = 4,69 \cdot 10^9$ Па
$R_B = 6,93$ нм	$T_B = 5,34 \cdot 10^4$ К	$\sigma_B = 2,33 \cdot 10^{10}$ Па
$R_C = 6,82$ нм	$T_C = 1,57 \cdot 10^6$ К	$\sigma_C = 9,99 \cdot 10^{10}$ Па
$x = 0,5L_A = 11,4$ нм; ($N, E=250$ эВ, $z=3$)		
$R_A = 9,08$ нм	$T_A = 6,92 \cdot 10^4$ К	$\sigma_A = 4,69 \cdot 10^9$ Па
$R_B = 6,93$ нм	$T_B = 1,05 \cdot 10^5$ К	$\sigma_B = 2,4 \cdot 10^{10}$ Па
$R_C = 3,92$ нм	$T_C = 8,49 \cdot 10^5$ К	$\sigma_C = 9,96 \cdot 10^{10}$ Па
$x = 0,5L_B = 34,6$ нм; ($N, E=1000$ эВ, $z=3$)		
-	-	-
$R_B = 2,27$ нм	$T_B = 3,25 \cdot 10^5$ К	$\sigma_B = 2,46 \cdot 10^{10}$ Па
-	-	-
$x = 0,8L_B = 55,4$ нм; ($N, E=1000$ эВ, $z=3$)		
-	-	-
$R_B = 6,923$ нм	$T_B = 1,44 \cdot 10^5$ К	$\sigma_B = 2,29 \cdot 10^{10}$ Па
-	-	-

Исследование действия различных размеров капель титана, сконденсированных на поверхность подложки железа

В начальный момент за время dt прогреется слой dx , поэтому решаем одномерную задачу. Уравнение теплопроводности для одномерной задачи, которое позволяет определить температуру в поверхностном слое dx , имеет вид [4]:

$$\frac{2\pi}{3} r_0^3 c_{v1} \rho_1 T_{пл} = \frac{2\pi}{3} r_0^3 c_{v1} \rho_1 T_1 + \pi dx c_{v2} (T_1 - T_0), \quad (1)$$

где r_0 - радиус капли; c_{v1} - удельная теплоемкость сконденсированного материала; c_{v2} - удельная теплоемкость материала подложки; ρ_1 - плотность сконденсированного материала; ρ_2 - плотность материала подложки; $T_{пл}$ - температура плавления сконденсированного материала; T_1 - температура, установившаяся в слое dx и в капле; T_0 - температура подложки.

Минимальный слой dx можно принять за размер кристаллической решетки подложки ζ , тогда установившаяся температура в слое, равному размеру кристаллической решетки:

$$T_1 = \frac{c_{v1} \rho_1 T_{пл} + \frac{3R}{2r_0} c_{v2} \rho_2 T_0}{c_{v1} \rho_1 + c_{v2} \rho_2}. \quad (2)$$

Время, в течение которого фронт тепла прошел расстояние, равное размеру кристаллической решетки:

$$\Delta t = \frac{\zeta^2 \rho_2 c_{v2} (T_1 - T_0)}{\chi (T_{пл} - T)}, \quad (3)$$

где χ - коэффициент температуропроводности среды.

$$\chi = \frac{k}{\rho c_v}, \quad (4)$$

где k - положительная постоянная, зависящая от материала и его физического состояния; ρ - плотность материала; c_v - удельная теплоемкость.

Последовательно увеличивая расстояние проникновения теплового фронта, из уравнения (3) можно определить температуру на каждом шаге, а в начальный момент времени дополнительно вычислить скорость распространения тепла:

$$V_{пл} = \frac{\zeta}{\Delta t}. \quad (5)$$

Одномерная задача имеет место только в начальный момент соприкосновения капли с основой. Со временем одномерная задача переходит в трехмерную.

При решении трехмерной задачи температура, до которой нагрелась основа на глубину r_0 и до которой остыла жидкая капля:

$$T_1 = \frac{c_{v1} \rho_1 T_{пл} + c_{v2} \rho_2 T_0}{c_{v1} \rho_1 + c_{v2} \rho_2}. \quad (6)$$

Граница раздела между температурой T_1 и температурой основы T_0 имеет размер, равный расстоянию размера кристаллической решетки ζ . Поэтому градиент температуры на сфере радиуса r_0 будет:

$$\frac{\partial T}{\partial r_0} = \frac{T_1 - T_0}{\zeta}. \quad (7)$$

Значение постоянной интегрирования будет:

$$C_1 = r_0^2 \left[\frac{c_{v1} \rho_1 T_{пл} + c_{v2} \rho_2 T_0}{\zeta} - T_0 \right]. \quad (8)$$

Скорость распространения фронта разогрева можно записать в виде:

$$\frac{\partial r}{\partial t} = \frac{\chi C_1}{C_{v2} \rho_2 r_{cp}^2 (T_1 - T_0)}, \quad (9)$$

где $r_{cp} = r + dr$, r - переменный радиус проникновения тепла в глубь основы.

Итак, зная скорость распространения тепла, можно последовательно, начиная с начального значения $r = r_0$, определить скорость движения фронта распространения тепла и получить функциональную зависимость изменения температуры в каждый момент времени от радиуса r .

Расчет был проведен для подложки железа, на которую были сконденсированы капли титана.

Согласно [5] объем капли, расплюсченной при ударе о поверхность образца и имеющий диаметр D_k , равен объему сферы диаметром $d_k = 1/2 D_k$. Были рассмотрены капли с радиусами 0,1; 0,2 и 0,3 мм, распыленные на участок (квадрат, с длиной стороны 50 мкм).

Зависимость количества капель на единицу площади в единицу времени от их диаметра имеет вид:

$$\frac{\Delta n}{\Delta S} t = 112,66r^2 - 1198,2r + 2381,655. \quad (10)$$

Тогда получаем, что на площадь 0,025 м² можно разместить две капли с радиусом 0,1 мкм, две капли с радиусом 0,2 мкм и одну каплю с радиусом 0,3 мкм.

На основании выражений (6) – (9) были получены распределения скорости нарастания температуры по глубине подложки и по радиусам распределения температур, возникших в результате воздействия сконденсированных различных размеров капель титана (рис. 1, 2).

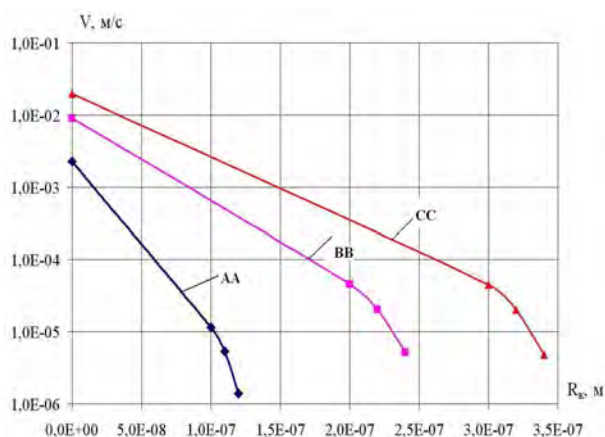


Рис. 1. Скорость распространения фронта тепла полученного в результате осаждения капель AA, BB и CC на подложку по радиусам распределения температуры

На рис. 3 приведено распределение температуры по глубине железной подложки, полученное при конденсации капель титана различных размеров. Величина температуры на глубине, очень близкой к

поверхности, приблизительно одинакова для капель всех размеров и составляет 802K, затем наблюдается увеличение температуры до глубины, равной радиусу капли, на 170 K, и резкий спад до температуры окружающей среды. Температура, полученная в результате воздействия капель на подложку, практически не зависит от размера капли, так как условия конденсации одинаковы и материал один и тот же.

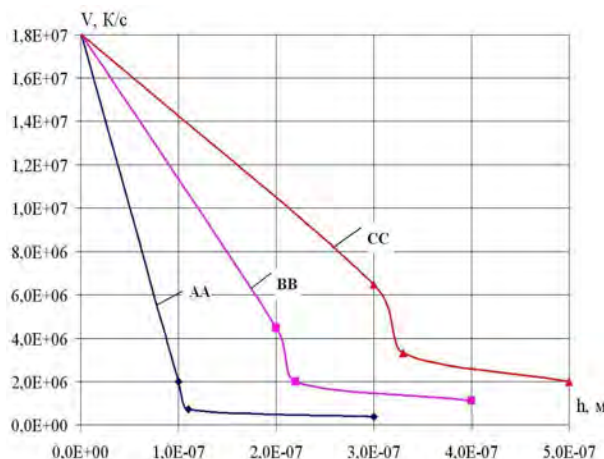


Рис. 2. Распределение скорости нарастания температуры по глубине подложки, полученное в результате воздействия сконденсированных различных размеров капель AA, BB и CC

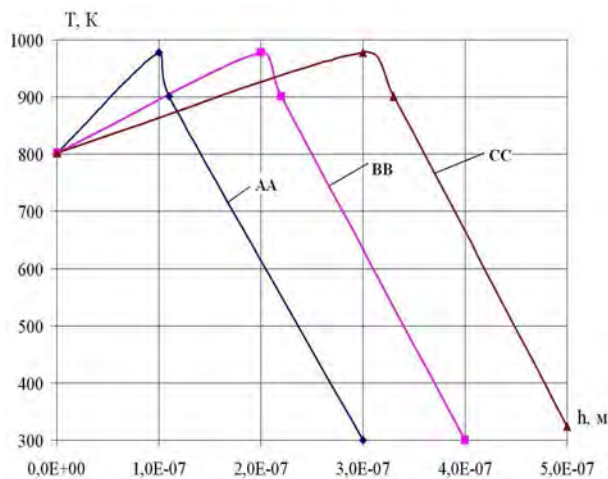


Рис. 3. Распределение температуры, полученное в результате воздействия сконденсированных капель AA, BB и CC по глубине подложки

Если рассматривать воздействие капель титана в плоскостях, параллельных поверхности подложки и расположенных на глубине половины свободного пробега ионов, различных сортов, зарядностей и энергий, то получаем распределение по радиусам воздействия температур (рис. 4). Эти плоскости расположены на глубине, меньшей, чем радиусы капель, т. е. от плоскости к плоскости капельная температура будет расти.

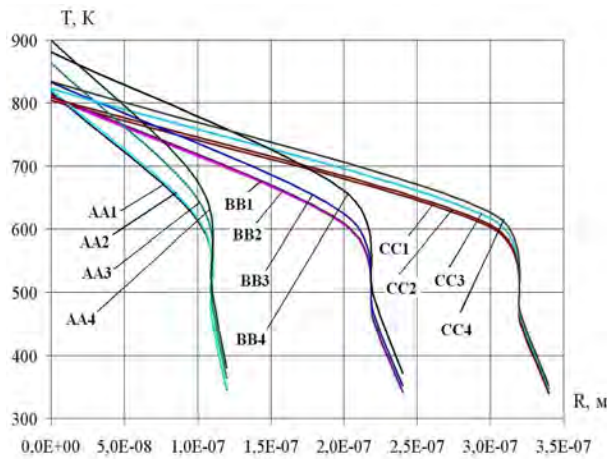


Рис. 4. Распределение температуры, полученной в результате воздействия капель AA_i , BB_i и CC_i ($i=1,4$), по радиусам действия температур подложки железа в различных плоскостях ($i=1$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_C$; $i=2$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_A$; $i=3$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_B$; $i=4$ – плоскость, расположенная на глубине $x = 0,8L_B$)

Затем рассматриваем плоскости, расположенные параллельно поверхности на глубине радиусов капель. На первой плоскости есть распределение температур капель всех размеров (температура от воздействия капли с радиусом 0,1 мкм будет максимальной), на второй – нет температуры от воздействия капли с радиусом 0,1 мкм, на третью плоскость воздействует лишь капля с радиусом 0,3 мкм.

Введем обозначения – AA – капли с радиусом 0,1 мкм, BB – капли с радиусом 0,2 мкм, CC – капли с радиусом 0,3 мкм.

На рис. 5 приведено трехмерное расположение описанных выше плоскостей и распределения на них температур в результате воздействия сконденсированных на подложку капель титана и бомбардировки поверхности ионами различных сортов и зарядностей.

Для полного описания состояния поверхностного слоя, в котором образуется наноструктура, необходимо составить картину температурных напряжений, возникающих в связи с действием ионов различных сортов, зарядностей и энергий, а также капель, сконденсированных на подложку, которые также имеют свою температуру и соответствующие температурные напряжения. Температурные напряжения для соответствующих плоскостей и температур определяем по формуле:

$$\sigma = \Delta T E \alpha, \quad (11)$$

где ΔT – падение (возрастание) температуры на каждом шаге расчета; E – модуль упругости подложки, ГПа; α – коэффициент линейного расширения.

Распределение температурных напряжений, полученное в результате воздействия сконденсиро-

ванных различных размеров капель титана (0,1; 0,2; 0,3 мкм), по глубине подложки железа показано на рис. 6., распределение по радиусу – на рис. 7.

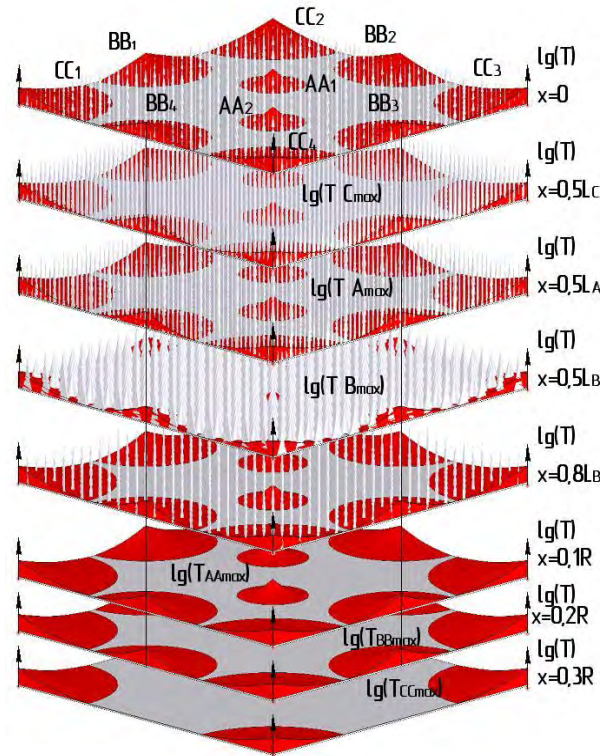


Рис. 5. Трехмерная модель полей температур, распределенных по глубине подложки на плоскостях $x=0$; $x = 0,5L_A$; $x = 0,5L_B$; $x = 0,5L_C$; $x = 0,8L_B$; $x=0,1$ мкм; $x=0,2$ мкм; $x=0,3$ мкм к концу действия тепловых источников (частиц-ионов и капель, сконденсированных на подложку)

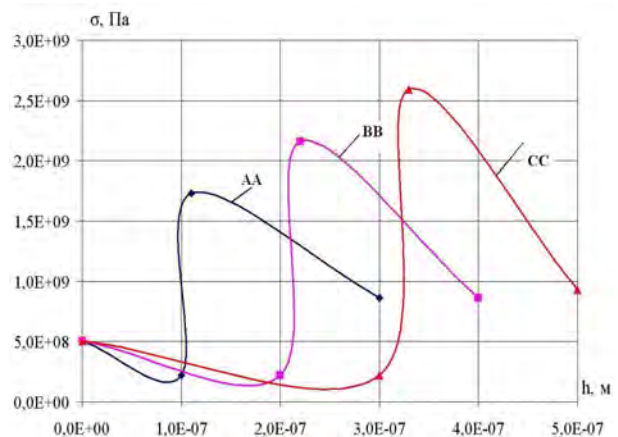


Рис. 6. Распределение температурных напряжений, полученное в результате воздействия сконденсированных различных размеров капель AA, BB и CC по глубине подложки

На рис. 8 приведена трехмерная модель полей напряжений, распределенных по глубине подложки на плоскостях $x=0$; $x = 0,5L_A$; $x = 0,5L_B$; $x = 0,5L_C$; $x = 0,8L_B$; $x=0,1$ мкм; $x=0,2$ мкм; $x=0,3$ мкм к концу действия тепловых источников (частиц-ионов и ка-

пель, сконденсированных на подложку), частицы А – частица N ($z = 3$ $E=250$ эВ), В – частица N ($z = 3$ $E=1000$ эВ), С – частица Ti ($z = 3$ $E=1000$ эВ); капли: AA – капли Ti ($r=0,1$ мкм), BB – капли Ti ($r=0,2$ мкм), CC – капли Ti ($r=0,3$ мкм).

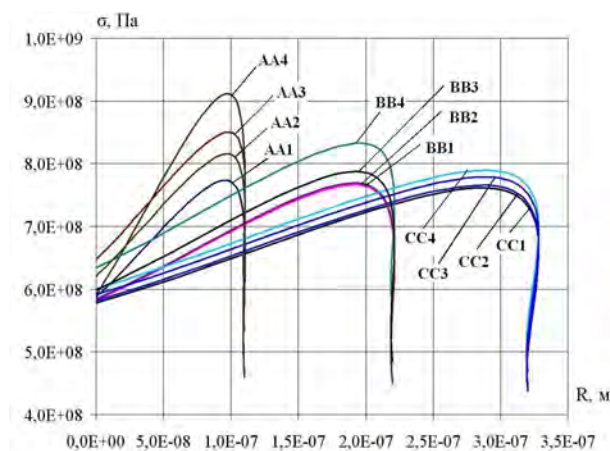


Рис. 7. Распределение температурных напряжений, полученное в результате воздействия сконденсированных капель AA_i, BB_i и CC_i ($i=1,4$), по радиусам действия температур подложки железа в различных плоскостях ($i=1$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_C$; $i=2$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_A$; $i=3$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,5L_B$; $i=4$ – плоскость, расположена на глубине $x = 0,8L_B$)

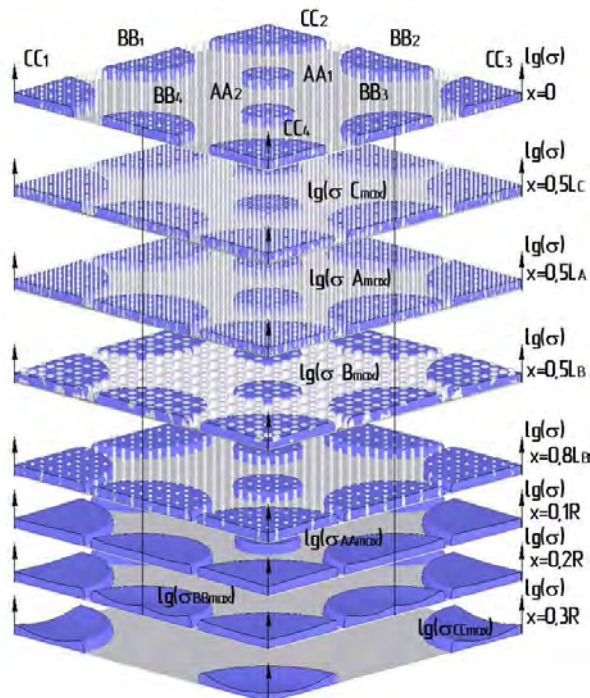


Рис. 8. Трехмерная модель полей температурных напряжений, распределенных по глубине подложки на плоскостях $x=0$; $x = 0,5L_A$; $x = 0,5L_B$; $x = 0,5L_C$; $x = 0,8L_B$; $x=0,1$ мкм; $x=0,2$ мкм; $x=0,3$ мкм к концу действия тепловых источников (частиц-ионов и капель, сконденсированных на подложку)

Заключение

Проведенные расчеты полей температур и температурных напряжений в объеме, где действуют ионы и их температурные поля, капли и их температурные поля позволяют утверждать: в зоне действия капель размером от 100 до 350 нм реализуются поля температур на поверхности от максимальной температуры 802K, на глубине половинного пробега частицы С ($E = 1000$ эВ) она повышается до 807-817K, на глубине половинного пробега частицы А ($E=250$ эВ) температура увеличивается до 808-822K, на глубине половинного пробега частицы В ($E=1000$ эВ) температура достигает 822-863 K, на глубине $x = 0,8L_B$ температура лежит в пределах – 835-900K.

Температурные напряжения в зоне действия этих температурных полей составляют в первом случае ($x = 0$) величину $5 \cdot 10^8$ Па, во втором ($x = 0,5L_C$) температурные напряжения лежат в пределах $7,59 \cdot 10^8$ - $7,72 \cdot 10^8$ Па, далее, при $x = 0,5L_A$ температурные напряжения достигают $7,67 \cdot 10^8$ - $7,76 \cdot 10^8$ Па, при $x = 0,5L_B$ – $7,76 \cdot 10^8$ - $8,15 \cdot 10^8$ Па, при $x = 0,8L_B$ – $7,88 \cdot 10^8$ - $8,5 \cdot 10^8$ Па.

В случае действия ионов различных сортов, энергий и зарядностей колебания температуры на поверхности подложки составляют 275 - 417 K, в плоскости ($x = 0,5L_C$) температура составляет – $4,34 \cdot 10^4$ – $1,57 \cdot 10^6$ K; в плоскости, расположенной на глубине половины свободного пробега азота ($E = 250$ эВ) с зарядным числом 3, температура составляет $6,92 \cdot 10^4$ – $8,42 \cdot 10^5$ K; следующие две плоскости расположены на глубинах $x = 0,5L_B$ и $x = 0,8L_B$, параллельно поверхности (частица В – N, $E=1000$ эВ), к этим плоскостям проникает температурное поле только частицы В, его максимум составляет $3,25 \cdot 10^5$ и $1,44 \cdot 10^5$ K на соответствующей плоскости.

При действии ионов наблюдаются также температурные напряжения, которые на поверхности составляют $6,49 \cdot 10^8$ – $2,34 \cdot 10^{10}$ Па, в следующей рассматриваемой плоскости ($x = 0,5L_C$) напряжения составляют – $4,69 \cdot 10^9$ – $9,99 \cdot 10^{10}$ Па; в плоскости, расположенной на глубине половины свободного пробега азота ($E = 250$ эВ) с зарядным числом 3, напряжения составляет $4,69 \cdot 10^9$ – $9,96 \cdot 10^{10}$ Па; следующие две плоскости расположены на глубинах $x = 0,5L_B$ и $x = 0,8L_B$, параллельно поверхности (частица В – N, $E = 1000$ эВ), к этим плоскостям проникает поле температурных напряжений только частицы В, его максимум составляет $2,46 \cdot 10^{10}$ и $2,29 \cdot 10^{10}$ Па на соответствующей плоскости.

Все это показывает, что есть возможность образования наноструктур за счет действия ионов, а также есть довольно высокая вероятность их образования в зоне действия капель.

Литература

1. Костюк Г.И. Наноструктуры и нанопокрyтия: перспективы и реальность: учеб. пособие / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009. – 406 с.

2. Костюк Г.И. Получение наноструктур в объеме детали при комбинированном упрочнении / Г.И. Костюк, О.М. Мелкозерова // Вісті академії інженерних наук України: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – № 1 (38). – Х., 2009. – С. 12-20.

3. Мелкозерова О.М. Образование наноструктур TiN в поверхностном слое железа при действии

ионов различных сортов, зарядностей и энергий / О.М. Мелкозерова // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (63). – Х., 2010. – С. 24-30.

4. Гречихин Л.И. Физика наночастиц и нанотехнологий. Общие основы, механические, тепловые и эмиссионные свойства: монография / Л.И. Гречихин. – Мн. УП «Технопринт», 2004. – 399 с.

5. Аксенов И.И. Вакуумная дуга в эрозионных источниках плазмы / И.И. Аксенов. – Х.: ННЦ ХФТИ, 2005. – 212 с.

Поступила в редакцию 8.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук., проф., зав. каф. технологии проектирования авиационных двигателей, А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ІНЖЕНЕРНА МОДЕЛЬ ДІЇ ЙОНІВ РІЗНИХ СОРТІВ, ЗАРЯДНОСТЕЙ, ЕНЕРГІЙ ТА КАПЕЛЬ, СКОНДЕНСОВАНИХ НА ПОВЕРХНІ

Г.І. Костюк, О.М. Мелкозьорова

При взаємодії матеріалу з йонами або плазмовими струмами на поверхні деталі та в її поверхневому шарі існує ряд процесів, які впливають на якість покриттів, їх состав, швидкість їх нанесення. Дана інженерна модель дії струму заряджених частинок різних сортів, зарядностей, енергій, та також капель матеріалу, які були сконденсовані на положку. Розраховані поля температур та температурних напружень, швидкостей їх зростання, які доказують можливість одержання наноструктурних матеріалів, як на глибині деталі, так і на її поверхні у вигляді покриття нанометрової товщини, яке має високу адгезію до основного матеріалу.

Ключові слова: наноструктура, температурні поля, температурні напруження, швидкості зростання температур

ENGINEERING MODEL OF THE ACTION OF DIFFERENT KIND CHARGE, ENERGY PARTICLES AND DROPS CONDENSAT AT THE SURFICE

G.I. Kostyk, O.M. Melkozerova

At interaction of surfaces with ionic beams or plasma streams on a surface of a firm body and in its superficial layer a number of processes which determine quality of received coverings, their structure, speed of their drawing and the certain quality of a product proceeds. The engineering model of action of a stream of the charged particles of various grades, charge and energy, and also drops of a material, condensate on the substrate is offered. Fields of temperatures and temperature pressure, speeds of increase of temperatures which prove about an opportunity of reception nanostructure materials, both on depth of a material, and on its surface in the form of a covering nanometre thickness which has very good adhesion to the basic material have been received.

Keywords: nanostructure, temperature fields, temperature pressure, speeds of increase of temperatures

Костюк Геннадий Игоревич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. робототехнических систем и комплексов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

Мелкозерова Ольга Михайловна - аспирант кафедры робототехнических систем и комплексов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина, e-mail: olja.mex@gmail.com

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОСОБЕННОСТИ ИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ ОБЪЕМНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассматриваются особенности импульсной штамповки деталей авиационной техники. Приведена номенклатура объемных деталей для импульсной штамповки. Приведены характеристики по точности и шероховатости объемных деталей, изготавливаемых импульсными методами. Приведены параметры силовых характеристик импульсного деформирования. Приведена схема прессы для импульсной штамповки и состав его компонентов. Приведен порядок расчета работы деформирования и веса заряда для импульсного деформирования объемных деталей. Приведен порядок расчета экономической эффективности метода. Сделаны выводы по возможностям метода и экономической эффективности метода.

Ключевые слова: импульсная штамповка, номенклатура объемных деталей, работа деформирования, вес заряда, экономическая эффективность

Введение

В результате предварительных исследований [1] доказана возможность использования импульсного деформирования для объемных деталей авиационных двигателей.

Прежде всего эта технология выгодна для поковок с тонкими стенами и ребрами, оформление которых происходит в направлении прилагаемых импульсных сил прямым или обратным выдавливанием (рифленные панели, детали с продольными ребрами, конические шестерни с оформленными зубами, стаканы, диски с валом и т.д.).

Особенности поковок для импульсных технологий

В деталях, которые могут быть изготовлены импульсными технологиями хорошо проштамповываются углы с малым радиусом, а внешние штамповочные уклоны практически отсутствуют (0,5-1 градуса).

Величины допусков на поковки, связанные с неточностью изготовления, недоштамповкой, износом штампа, зависящие от массы поковки, степени ее сложности, марки материала и размеров поверхностей, могут быть реально уменьшены в 3 раза по сравнению с допусками при штамповании на обычных молотах.

Шероховатость поверхностей для сталей и титановых сплавов может достигать Rz20, что отвечает 4-5 классам (при холодной штамповке и штамповке с безокислительным нагревом). Кроме этого

при осадке (горячей и холодной) большинства сплавов, степени деформаций больше, чем при осадке на прессе или паровоздушном молоте. При этом, элементы поковок, формообразование которых происходит по схеме прямого или обратного выдавливания (а это в большинстве) рекомендуются для формообразования процессов взрывной объемной штамповки. Скорости деформаций $\dot{\epsilon}$ достигают значений от $2 \cdot 10^3$ до $5 \cdot 10^4 \text{ с}^{-1}$.

Существенное значение имеют инерционные силы выдавливаемых частей и их механические свойства, а в результате снижения контактного трения изделие деформируется равномерно со степенями деформации $\epsilon = 0,4 - 0,5$, что содействует увеличению предельной пластичности.

Исходя из этих и ряда менее существенных фактов, предлагается классификация деталей летательных аппаратов и двигателей, которые целесообразно, в первую очередь, переводить на объемную холодную (в отдельных случаях горячую) штамповку. Эта классификация является основой для разработки технологических процессов, а также выбора оборудования и оснастки для импульсной штамповки.

Поковки, рекомендуемые к изготовлению объемной импульсной штамповкой в большинстве случаев имеют сложные контуры. Их можно классифицировать по разным признакам.

Большие скорости деформации в предлагаемых видах штамповки содействуют лучшему заполнению заготовкой формы окончательного ручья.

Опять же следует сказать, что при импульсной нагрузке металл приблизительно в 2 раза интенсив-

нее заполняет верхний ручей, а при штамповке под прессом (при статической нагрузке) он приблизительно в 1,5 раза интенсивнее заполняет нижний ручей.

При импульсной штамповке поковок с согнутой осью или такой формы при которой давление распространяется неравномерно (в большей мере чем при статике) возникают горизонтальные силы, направленные на сдвиг частей штампа друг относительно друга. Сдвигающие усилия можно компенсировать тремя способами: штамповкой сдвоенной поковки, соответствующим выбором поверхности разреза и устройством в штампе замков.

Номенклатура изготавливаемых деталей

Учитывая вышесказанные предложения, предлагаемую классификацию можно представить следующими группами поковок.

1. Поковки с продольными и торцевыми ребрами (стержни с продольными ребрами, стаканы и втулки с внешними и внутренними ребрами, шестерни с оформленными зубьями).
2. Поковки переменного сечения с утолщениями или сужениями (турбинные лопатки и подобные им детали).
3. Поковки типа тройников, крестовин и др.
4. Поковки с глухой полостью (стаканы, в том числе ступенчатые, полусферы и т.д.)
5. Поковки типа дисков (диски со ступицей и выступами).

6. Поковки типа "фланец" с перегородкой.

7. Поковки с вытянутой осью симметричные и несимметричные относительно продольной оси (рычаги, кронштейны, фитинги, коробочки).

Перспективная схема взрывного пресса для объемной штамповки

На рис.1 представлена перспективная схема взрывного пресса для штамповки объемных деталей.

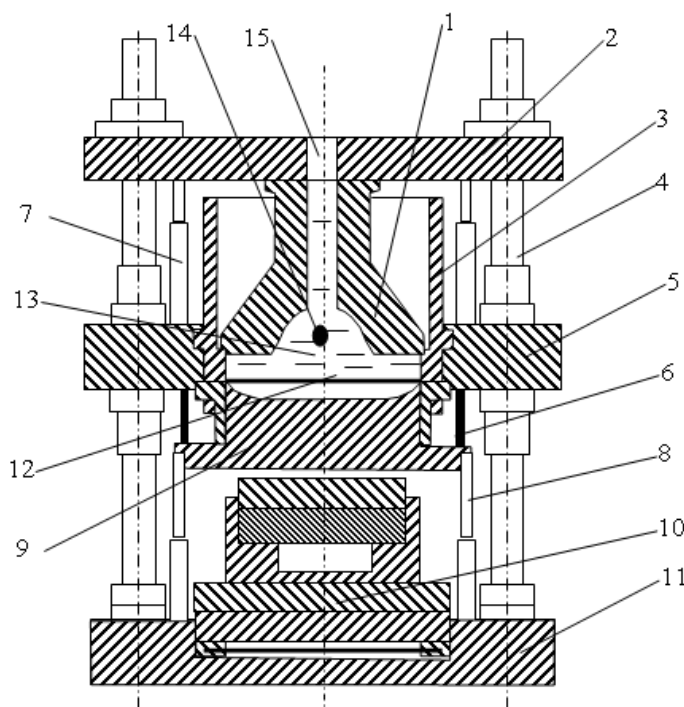
Пресс работает следующим образом [1].

Через отверстие 15, имеющееся в подвижной траверсе 2 и взрывной камере 1, прикрытой заслонкой, передвигающейся с помощью привода, во взрывную камеру 1 и стакан 3 заливается передающая среда (вода).

Взрывная камера крепится на подвижной траверсе с возможностью перемещения на колоннах.

При взрыве бризантного взрывчатого вещества (БВВ) 15, образующаяся во взрывной камере плоская ударная волна, вторично отраженные волны, гидропоток и т.д., воздействуя через эластичную диафрагму 12, ударник 9 и технологический блок 10 (пуансон, заготовка, матрица) деформируют заготовку.

Для монтажа технологический блок 10 установлен на выдвигающийся подвижный стол, движущийся по направляющим в основании 11 с помощью гидропривода. Для сборки установки после снятия детали и возврата ударника 9 в рабочее положение служат цилиндры возврата 8.



- 1 - взрывная камера;
- 2 - подвижная траверса;
- 3 - стакан;
- 4 - колонны;
- 5 - неподвижная траверса;
- 6 - фиксатор;
- 7 - амортизатор;
- 8 - цилиндры возврата;
- 9 - ударник;
- 10 - технологический блок;
- 11 - основание;
- 12 - заготовка;
- 13 - вода;
- 14 - заряд БВВ.

Рис. 1. Схема взрывного пресса

После этого ударник фиксируются в исходном положении фиксатором 6.

Предварительные исследования показали, что КПД таких установок достаточно высок и, в большинстве случаев, выше общего КПД, применяемых на производстве молотов, прессов и высокоскоростных установок.

Начальными данными для разработки технологического процесса импульсной штамповки служит чертеж детали и технические условия на ее изготовление.

Самым ответственным этапом при разработке технологического процесса является расчет энергии для деформирования.

Методика расчета массы заряда и энергии деформирования

Эта задача имеет особенное значение при получении поковки как в открытом, так и в закрытом штампе за один удар, поскольку избыточная энергия и неправильно выбранная схема нагрузки ведут к избыточной перегрузке штампа и к резкому снижению его стойкости, а недостаточная энергия приводит к недоштамповке поковки.

Зная скорость движения верхнего штампа работу A по деформированию объемной заготовки можно рассчитать по формуле:

$$A = \frac{G_{\text{пд}} \cdot V^2}{2}, \quad (1)$$

где V – скорость, м/с; $G_{\text{пд}}$ – вес падающих частей для штамповки, кг;

$$\begin{aligned} G_{\text{пд}} = & 5,6 \cdot 10^{-3} \cdot \sigma (1 - 0,0005 D_{\text{пр}}) \times \\ & \times \left\{ 3,75 \cdot (l_3 + D_{\text{пр}} / 4) \cdot (75 + 0,001 D_{\text{пр}}^2) + \right. \\ & \left. + D_{\text{пр}} \cdot \left(\frac{l_3^2}{2} + \frac{l_3 D_{\text{пр}}}{4} + \frac{D_{\text{пр}}^2}{50} \right) \times \right. \\ & \left. \times \ln \left[1 + \frac{2,5 (75 + 0,001 D_{\text{пр}}^2)}{D_{\text{пр}} h_3} \right] \right\} \cdot \left(1 + 0,1 \sqrt{\frac{l_{\text{п}}}{b_{\text{ср}}}} \right), \quad (2) \end{aligned}$$

где $D_{\text{пр}}$ – приведенный диаметр некруглой в плане поковки, мм:

$$D_{\text{пр}} = 1,13 \cdot \sqrt{F_{\text{п}}}, \quad (3)$$

где $F_{\text{п}}$ – площадь поковки в плане, мм²;

σ – временное сопротивление разрыву материала поковки при температуре окончания штамповки;

$l_{\text{п}}$ – длина поковки в плане, мм;

l_3 – ширина мостика облойной канавки, мм;

h_3 – высота мостика облойной канавки, мм;

$b_{\text{ср}}$ – средняя ширина поковки в плане, мм:

$$b_{\text{ср}} = \frac{F_{\text{п}}}{l_{\text{п}}}. \quad (4)$$

Энергия, заключенная в заряде бризантного взрывчатого вещества равна:

$$W = Q \cdot m, \quad (5)$$

где Q – теплотворная способность БВВ, Дж/кг;

m – масса заряда, кг.

КПД процесса η находят по формуле:

$$\eta = \frac{A}{W} \cdot 100\%. \quad (6)$$

Выразив из формулы (1) работу A и приравняв ее работе A из формулы (6), получим:

$$\frac{G_{\text{пд}} \cdot V^2}{2} = Q \cdot m \cdot \eta. \quad (7)$$

Выразим из формулы (6) массу заряда m :

$$m = \frac{G_{\text{пд}} \cdot V^2}{2 \cdot Q \cdot \eta} \cdot k, \quad (8)$$

где k соответствует количеству ударов в штампе.

Согласно этой последовательности расчетов выполнена программа для расчета технологических параметров штамповки

На рис. 2 изображено главное меню программы для расчета энергетических параметров расчета для взрывного пресса.

Согласно вышеизложенного алгоритма произведены расчеты энергии и массы заряда для указанных в рис. 1 параметров для выбранной номенклатуры деталей (рис 3, 4).

Данные расчеты выполнены для скоростей деформирования около 7 м/с.

Экспериментальное подтверждение расчетов будет произведено на промышленной установке [2] для деталей авиационных двигателей.

Оценка экономической эффективности метода

Проведена оценка экономической эффективности процесса объемной штамповки для авиационных деталей.

Общий порядок оценки сравнительной экономической эффективности выполнен по следующим пунктам.

1. Определение базовых вариантов, анализ особенностей и отличие сравниваемых вариантов, анализ сопоставимости вариантов.

2. Определение состава показателей экономической эффективности, характерных для данных вариантов; установлено перечню необходимых начальных данных.

Расчет энергетических характеристик для штамповки на взрывном прессе

Входные данные

☒ Dпр (приведенный диаметр поковки в плане) [мм] 43,76471181214 Длина поковки [мм] 30
☐ lz (ширина мостика заусенечной канавки) [мм] 7 Средняя ширина поковки в плане [мм] 50
☐ sigma (сопротивление деформированию) [МПа] 45 КПД (%) 15 Скорость (м/с) 7 Число ударов 1
☐ hz (толщина мостика заусенечной канавки) [мм] 1,5 Теплотворная способность БВВ (МДж/кг) 4,3
 Площадь проекции в плане [мм²] 1500

Выходные данные

☐ Gm (Вес падающих частей для некруглых в плане поковок) [кг] 467,9978356
☒ Масса заряда (кг) 0,01777519379
☐ Работа деформирования (ДЖ) 11465

Вид поковки в плане

☐ Круглые в плане поковки
☒ Некруглые в плане поковки

Схема штамповки

☐ Осадка
☐ Выдавливание
☐ Осадка и выдавливание
☐ Сумматор

33.6842 0.013527
 38.4211 0.015492
 43.1579 0.017513
 47.8947 0.019581
 52.6316 0.021691
 57.3684 0.023838
 62.1053 0.026017
 66.8421 0.028227
 71.5789 0.030466
 76.3158 0.032734
 81.0526 0.035030
 85.7895 0.037357
 90.5263 0.039714
 95.2632 0.042104
 100.0000 0.044529

Минимальное значение 10
 Максимальное значение 100
 Число точек 20
 Файл C:\1
 Показать таблицу Показать график

Уточненная работа (Дж) 11465
 Поправка 0,99991740994

Расчет цикла и запись Расчет Уточненный расчет параметров

Рис. 2. Главное меню программы для расчета энергетических параметров штамповки

Работа деформирования (Дж)

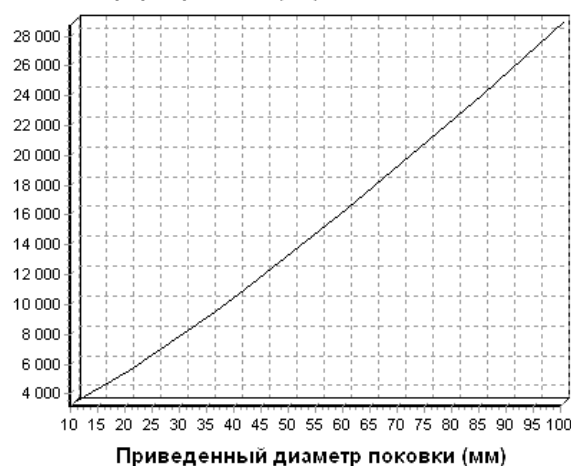


Рис. 3. Зависимость работы деформирования от приведенного диаметра поковки

Масса заряда (кг)

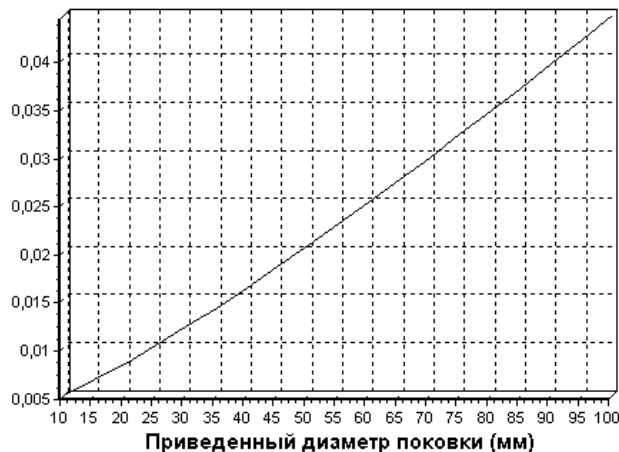


Рис. 4. Зависимость массы заряда от приведенного диаметра поковки

3. Сбор и систематизация начальных данных.
4. Выполнение расчетов принятых показателей.
5. Проведение анализа эффективности сравниваемых вариантов.
6. Оформление общих выводов.

Стоимостная оценка технологического процесса объемного штампования проведена путем

сравнения его с технологическим процессом изготовления деталей методом традиционной обработки.

Экономический эффект в этом случае достигается за счет значительной экономии производственных ресурсов таких как: расходы на основные материалы, основную зарплату производственных рабо-

чих и амортизацию оборудования. Оценка оборудования была проведена по методике оценки уровня качества продукции посредством комплексных показателей и индексов.

Заклучение

Проведенные расчеты показали, что анализируемый вариант превосходит по комплексному показателю уровня качества в условиях малосерийного и среднесерийного производства вариант традиционной штамповки на механических прессах в 1,4 раза, вариант штамповки на падающих молотах в 1,5 раза и вариант штамповки на высокоскоростных молотах в 1,8 раза

Литература

1. *Теоретичні та експериментальні дослідження об'ємного деформування деталей аерокосмічної техніки за допомогою імпульсних джерел енергії: науковий звіт по темі (МІНТ-36/06): рук. В.К. Борисевич, исп. В.В. Третьяк, С.И. Молодых, В.П. Павиченко и др. – Харьков, 2008, - 315 с., Г.Р. № 0106U001064.*
2. *Разработка механизированной промышленной установки для изготовления заготовок деталей авиационных двигателей методом импульсной штамповки / В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, В.Ф. Мозговой, А.А. Брунак // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №1 (58). – С. 38-43.*

Поступила в редакцию 4.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры производства двигателей летательных аппаратов В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ІМПУЛЬСНОГО ШТАМПУВАННЯ ОБ'ЄМНИХ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

В.В. Третьяк

Розглядаються особливості імпульсного штампування деталей авіаційної техніки. Приведена номенклатура об'ємних деталей для імпульсного штампування. Приведені характеристики по точності і шорсткості об'ємних деталей, що виготовляються імпульсними методами. Приведені параметри силових характеристик імпульсної деформації. Приведена схема пресу для імпульсного штампування і склад його компонентів. Приведений порядок розрахунку роботи деформації і ваги заряду для імпульсної деформації об'ємних деталей. Приведений порядок розрахунку економічної ефективності методу. Зроблені висновки по можливостях методу і економічності ефективності методу.

Ключові слова: імпульсне штампування, номенклатура об'ємних деталей, робота деформації, вага заряду, економічна ефективність

FEATURES OF IMPULSIVE STAMPING BY VOLUME DETAILS OF AVIATION TECHNIQUE

V.V. Tretyak

Features are considered of the impulsive stamping of details of aviation technique. A nomenclature is resulted of by volume details for the impulsive stamping. Descriptions are resulted on exactness and roughness of the by volume details, made impulsive methods. Parameters are resulted of power descriptions of impulsive deformation. A chart is resulted of press for the impulsive stamping and composition of its components. An order is resulted of computation of work of deformation and weight of charge for the impulsive deformation of by volume details. An order is resulted of computation of economic efficiency of method. Conclusions are done on possibilities of method and economic efficiency of method.

Keywords: impulsive stamping, nomenclature of by volume details, work of deformation, weight of charge, economic efficiency

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.45.002 : 621.9.06-229

Н.А. ФИЛИМОШКИН¹, Н.П. ИВЧЕНКО²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина²ГП «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Украина

К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ АГРЕГАТОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ УНИФИЦИРОВАННОГО ОСНАЩЕНИЯ

Рассматриваются вопросы проектирования технологических процессов изготовления корпусных деталей агрегатов авиадвигателей в условиях мелкосерийного производства. Приведён укрупнённый поэтапный план технологического процесса изготовления корпусных деталей. Рассматриваются вопросы эффективности применения унифицированного оснащения при изготовлении, доработке и ремонте корпусных деталей. Спроектировано специализированное станочное приспособление для обработки корпусных деталей на станках токарной группы. Рассматриваются варианты базирования и закрепления приспособления на станке.

Ключевые слова: технологический процесс, мелкосерийное производство, унифицированное оснащение, станочное приспособление, корпусные детали.

Введение

Прогресс в создании новых и совершенствовании существующих образцов авиационных двигателей связан в основном с достижениями в области технологии производства изделий, что требует постоянного совершенствования технологических процессов, разработки и внедрения прогрессивных методов и средств изготовления деталей, узлов и агрегатов, обеспечивающих повышение эксплуатационной надёжности, стандартизации и унификации технологической оснастки. Технология определяет трудоёмкость и себестоимость изготовления деталей и узлов, стабильность и культуру производства и в целом ресурс двигателя, а также конкурентоспособность изделия на рынке.

Наиболее сложными деталями с точки зрения технологии являются корпусные детали. Корпусные детали авиационных двигателей и их агрегатов обычно имеют сложную конфигурацию, отверстия, расположенные с разных сторон и в разных плоскостях, фасонные внутренние полости, каналы, ребра и перегородки. Корпусные детали определяют взаимное расположение деталей и узлов изделий, отсюда высокие требования к этим деталям по точности. Построение технологического процесса, выбор технологического оборудования и технологического оснащения определяются конструктивными особенностями корпусов. Технологическое оснащение играет важную роль в интенсификации производства изготовления деталей, поэтому на предприятии вопросам, касающимся её применения, проектирования, изготовления и эксплуатации уделяется большое внимание.

Основное внимание при конструировании станочных приспособлений уделяется решению вопросов по совершенствованию, универсальности и унификации конструкций, уменьшению времени на проектирование и изготовление. Сложность технологического процесса изготовления деталей агрегатов авиадвигателей обуславливает применение большого числа разнообразных конструкций приспособлений.

1. Особенности проектирования технологических процессов изготовления корпусных деталей агрегатов авиадвигателей в условиях мелкосерийного производства

Функционирование современного предприятия, выпускающего агрегаты авиадвигателей, в условиях рыночной экономики усложняется индивидуализацией заказов, повышенными требованиями к качеству изделий, тенденцией уменьшения сроков выполняемых заказов, частая сменяемость моделей выпускаемых изделий, расширением кооперативных связей предприятия.

В современных условиях борьба за рынок вынуждает предприятие постоянно совершенствовать свои технологии, производственные фонды и структуру управления.

Технологические процессы изготовления корпусов агрегатов авиадвигателей в большинстве случаев являются самыми трудоёмкими и длительными по сравнению с другими деталями. Это объясняется сложной конструкцией, наличием точных и качест-

венных поверхностей, потребностью в специальных приспособлениях и режущих инструментах.

Конструкции корпусных деталей агрегатов определяются выполняемыми ими функциями. Их поверхности могут формировать проточную часть для воздуха, газа; содержат различные разделительные полости и соединительные каналы для топлива, масла, воздуха; удерживают подшипники вращающихся деталей; воспринимают усилия от этих деталей, от давления газа и жидкости и передают их на корпус двигателя. При всём разнообразии форм корпусов,

размеров и материалов они имеют общие технологические особенности конструкции: наличие функционально объединенных групп поверхностей с весьма жесткими допусками на их расположение внутри группы и менее жесткими допусками на параметры взаимного расположения этих групп; большое количество конструктивных элементов с необработанными поверхностями, точность которых обеспечивается на заготовительных операциях; особые требования к герметичности. На рис. 1 приведены типовые корпусные детали агрегатов авиадвигателей.

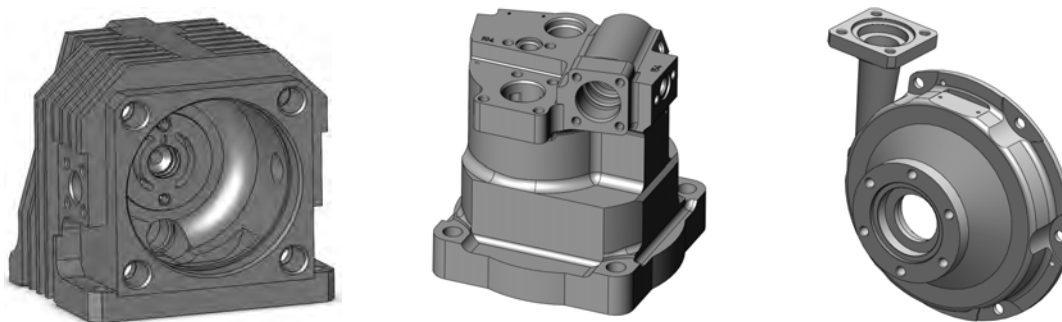


Рис. 1. Корпусные детали агрегатов авиадвигателей

Технологический процесс на изготовление типового корпуса условно разделяется на этапы.

На заготовительном этапе производится получение заготовки и термическая обработка.

На черновом этапе выполняется снятие основного припуска с поверхностей фланцев, бобышек и др.; производится формирование поверхностей, определяющих окончательный контур детали; выполняется подготовка баз с более высокими техническими требованиями по сравнению с другими поверхностями для дальнейшей обработки на получистовом и чистовом этапах. Деталь базируется и закрепляется в специальном приспособлении. Для устранения внутренних напряжений после чернового этапа выполняется термическая обработка – термостабилизация.

На получистовом этапе выполняется обработка внутренних не точных поверхностей и выхаживание поверхностей наружного контура. После получистового этапа выполняется термостабилизация.

На чистовом этапе выполняются сложные расточки, сверлятся и прожигаются труднодоступные соединительные каналы. Деталь базируется и закрепляется в специальном приспособлении. Большинство операций выполняется на координато-расточных станках, которые оснащены поворотным столом, позволяющим обрабатывать деталь в разных плоскостях. Также на чистовом этапе выполняются разделка сложнейших расточек на токарных станках. Обрабатывать деталь такого типа на токарном станке достаточно проблематично и необходимо специальное приспособление типа угольник для базирования и

закрепления детали, которое будет вращаться вместе со шпинделем. Подробнее о таком приспособлении речь пойдет в третьей части настоящей статьи.

На окончательном этапе производится восстановление основных баз и окончательная обработка точных поверхностей корпуса.

На завершающем этапе выполняется окончательный (приёмочный) контроль качества изготавливаемых деталей, испытания на прочность и герметичность, нанесение покрытий.

Важным моментом при проектировании технологических процессов изготовления корпусных деталей является выбор и тщательная подготовка черновых и основных баз. В качестве черновых баз могут служить различные поверхности и элементы детали: бобышки, сквозные и глухие отверстия, литейные пятки, цилиндрические и конические поверхности и т.п. В качестве основных баз служат плоскости максимальной протяжённости и два отверстия, расположенные на возможно большем расстоянии. Базовые поверхности должны быть чистыми для обеспечения однозначности базирования.

2. Эффективность применения унифицированного оснащения при изготовлении корпусных деталей

Станочные приспособления для обработки корпусных деталей представляют собой многопозиционные, сложные сборочные единицы. На проектирование и изготовление таких приспособлений затрачивается много времени, трудовых и финансовых ресур-

сов. По причине отсутствия готовых приспособлений, которые необходимы уже на черновых этапах технологических процессов изготовления корпусных деталей, на предприятии наблюдается простаивание партий деталей между операциями, что увеличивает общие затраты времени на изготовление изделия.

В условиях крупносерийного и массового производства для каждой конкретной корпусной детали удобно, а главное рентабельно изготовить оригинальное станочное приспособление. В свою очередь, в условиях мелкосерийного и опытного производства, когда изготавливаются опытные образцы или опытные партии деталей, не прошедших предварительные и приёмочные испытания, спроектировать и изготовить сложное станочное приспособление является не рентабельным и не экономичным. Затраты на проектирование и изготовление приспособления будут включены в себестоимость детали и изделия, а, следовательно, будут увеличивать стоимость готовой продукции и понижать спрос на неё.

В отдельных ситуациях предприятие не успевает изготовить запланированные объёмы продукции в установленные договорами сроки. Чтобы не срывать сроки поставок и не выплачивать штрафные санкции, предприятие вынуждено заказывать готовые детали у сторонних организаций. При входном контроле деталей на рассматриваемом предприятии, изготовленных сторонними организациями, возможны отклонения от чертежей и возникает потребность в доработке. В одних случаях, эти отклонения выполнены предприятием-изготовителем, а в других – по причине изменения контрольных чертежей и конструкции изделия предприятием-заказчиком. Для доработки отдельных корпусных деталей часто требуются специальные приспособления, а их проектирование и изготовление необходимо выполнить в максимально сжатые сроки. В результате на предприятии накладываются двойные затраты на получение готовых деталей.

Большинство предприятий, выпускающих агрегаты авиадвигателей, занимаются ремонтом подобной техники. В отдельных случаях возникает необходимость доработки или изготовления каких-либо деталей ремонтируемого агрегата, а для этого требуется наличие специальных приспособлений.

Применение на предприятии унифицированного оснащения позволяет решать вышеописанные производственные задачи, связанные с изготовлением, доработкой и ремонтом корпусных деталей. Эффективность от применения унифицированного оснащения выражается в сокращении сроков выполняемых работ и экономии финансовых средств.

Также следует отметить ещё один положительный момент от применения унифицированного оснащения, рабочему за станком не требуется посто-

янно изучать новые приспособления и их особенности при обработке новых деталей.

3. Проектирование специализированного станочного приспособления для обработки корпусных деталей на станках токарной группы

В данной части статьи спроектировано специализированное приспособление для обработки корпусных деталей в условиях мелкосерийного производства – унифицированный угольник. Использование приспособления позволяет в короткие сроки выполнить технологическую подготовку производства сложнейших корпусных деталей. При проектировании конструкции и определении рабочих зон приспособления были рассмотрены реальные корпусные детали агрегатов авиадвигателей. При анализе деталей внимание обращалось: на необходимость применения приспособления, габаритные размеры, наружный контур и форма, наличие поверхностей, которые могли бы служить базами и их размеры.

К конструкции приспособления были предъявлены следующие требования:

- 1) приспособление должно быть специализированным, то есть служить для обработки деталей одной квалификационной группы – корпусные детали;
- 2) для применения на станках токарной группы;
- 3) легкопереналаживаемым;
- 4) обеспечивать заданную точность установки детали на данной операции;
- 5) получение высокой производительности при обработке детали и экономической эффективности от применения;
- 6) выполнение условий эксплуатации: соблюдение всех правил охраны труда; обеспечение удобства установки и снятия деталей; обслуживание приспособления и др.
- 7) максимальные размеры заготовок – 160x140x160 мм;
- 8) максимальная масса деталей – до 10 кг;
- 9) масса приспособления до 15 кг;
- 10) точность выполняемых технологических размеров: линейных размеров между осями системы расточек – $\pm 0,05$ мм; линейных размеров между осью расточки и базовой плоской поверхностью – $\pm 0,1$ мм.

Была выбрана конструкция приспособления с условным названием – угольник. Трёхмерная модель приспособления представлена на рис. 2.

Корпус приспособления имеет угловую форму. Такая форма неизбежна, так как часто установочные поверхности находятся с обрабатываемыми по одну сторону от оси вращения шпинделя.

Во всех приспособлениях токарного типа вращение приспособления выдвигает на первый план

условие безопасности работы. Безопасность требует цилиндрической формы корпуса приспособления и желательно отсутствия в конструкции выступающих частей. Это важно, так как выполняя операцию, необходимо наблюдать место обработки. Кроме того такое оформление конструкций уменьшает неудобства, которые может вызвать стружка (разбрасывание, наматывание сливной стружки) и смазочно-охлаждающая жидкость (разбрызгивание).

Учитывая рекомендации справочной литературы и опыт предприятия по проектированию подобных приспособлений, была рассмотрена конструкция уни-

фицированного угольника по основным моментам:

1. Варианты базирования и закрепления на станке:

– в самоцентрирующемся трёхкулачковом патроне со спирально-реечным механизмом по $\varnothing 250$ (рис. 3);

– на малой планшайбе ($\varnothing 250$), закрепление с помощью нормализованных шпилек и гаек через три дуговых паза, выполненных на корпусе угольника (рис. 4);

– на большой планшайбе ($\varnothing 400$), закрепление с помощью нормализованных прихватов (рис. 5);



Рис. 2. Трёхмерная модель угольника



Рис. 3. Установка угольника в трёхкулачковом патроне

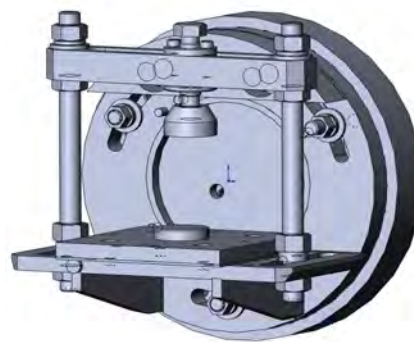


Рис. 4. Установка на малой планшайбе

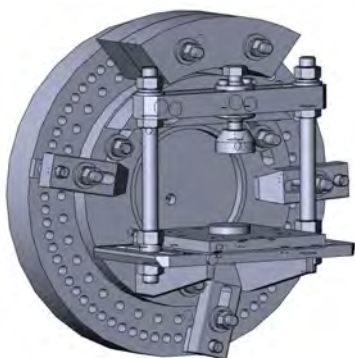


Рис. 5. Установка на большой планшайбе

– на поворотном столе (на координатно-расточных станках);

– на рабочем столе (на фрезерных станках).

2. Варианты базирования детали в приспособлении выполняется по двум установочным элементам: базовому (цилиндрическому) и фиксирующему (ромбическому) пальцам;

3. Варианты закрепления детали в приспособлении:

– через центральную шпильку (при наличии сквозного отверстия в заготовке);

– с помощью универсального ярма (одного или нескольких);

– с помощью специального «кронштейна» (при обработке заготовок высотой более 160 мм);

– специальными прихватами и др.

Приспособление будет вращаться до 600 об/мин. При этом при вращении более 300 об/мин необходимо предусмотреть дополнительные приёмы по достижению уравновешенности (балансировки) приспособления с деталью.

На корпусе предусмотрено место под балансировочные элементы при базировании в трёхкулачковом патроне и на малой планшайбе $\varnothing 250$ (рис. 3 и 4).

При установке на большой планшайбе $\varnothing 400$ балансировка выполняется с помощью универсальных балансировочных элементов, устанавливаемых на планшайбе (рис. 5).

Унифицированный угольник был изготовлен на предприятии и применялся при изготовлении конкретного корпуса. Сейчас приспособление используется при изготовлении других корпусных деталей.

Унифицированный угольник состоит из постоянных, унифицированных и специальных элементов.

При использовании приспособления для обработки конкретной детали необходимо изготовить только комплект унифицированных элементов: сменные вертикальную и горизонтальную накладки, базовый и фиксирующий пальцы. Остальные элементы постоянные. 20% деталей приспособления являются нормализованными. Для изготовления сменных элементов в короткие сроки рассмотрена возможность использования специальных заготовок.

Выводы

Проводились работы по проектированию специализированного станочного приспособления для обработки корпусных деталей. Унифицированный угольник был изготовлен на предприятии и применялся для изготовления конкретной детали. Были рассмотрены варианты базирования и закрепления приспособления на станке, варианты базирования детали и закрепления детали в приспособлении.

Результаты работы нашли применение при разработке технологических процессов на новые корпусные детали. Эффективность от применения унифицированного угольника выражается в сокращении времени на технологическую и производственную подготовку производства, в уменьшении финансовых затрат.

Перспективными направлениями развития пред-

ставленной темы являются вопросы расширения рабочих зон и создание модификаций унифицированного угольника, позволяющих обрабатывать корпусные детали с габаритными размерами $220 \times 180 \times 220$ мм.

Литература

1. *Технология производства авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие для вузов* / Ю.С. Елисеев, А.Г. Бойцов, В.В. Крымов, Л.А. Хворостухин. – М.: Машиностроение, 2003. – 512 с.

2. *Шманёв В. А. Приспособления для производства двигателей летательных аппаратов* / В.А. Шманёв. – М.: «Машиностроение», 1990. – 256 с.

3. *Фираго В.П. Основы проектирования технологических процессов и приспособлений. Методы обработки поверхностей* / В.П. Фираго. – М.: Машиностроение, 1973. – 468 с.

Поступила в редакцию 18.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков,

ДО ПИТАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИГОТОВЛЕННЯ КОРПУСНИХ ДЕТАЛЕЙ АГРЕГАТИВ АВІАДВИГУНІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ УНІФІКОВАНОГО ОСНАЩЕННЯ

М.О. Філімошкін, Н.П. Івченко

Розглядаються питання проектування технологічних процесів виготовлення корпусних деталей агрегатів авіадвигунів в умовах дрібносерійного виробництва. Наведено укрупнений поетапний план технологічного процесу виготовлення корпусних деталей. Розглядаються питання ефективності застосування уніфікованого оснащення при виготовленні, доопрацювання та ремонті корпусних деталей. Спроектовано спеціалізоване верстатне пристосування для обробки корпусних деталей на верстатах токарної групи. Розглядаються варіанти базування і закріплення пристосування на верстаті.

Ключові слова: технологічний процес, дрібносерійне виробництво, уніфіковане оснащення, верстатне пристосування, корпусні деталі.

TO THE QUESTION OF DESIGN OF TECHNOLOGICAL PROCESSES OF MANUFACTURING OF CASE DETAILS OF UNITS OF AIRCRAFT ENGINES WITH APPLICATION OF THE UNIFIED EQUIPMENT

N.A. Filimoshkin, N.P. Ivchenko

Questions of design of technological processes of manufacturing of case details of units of aircraft engines in conditions of small-lot production are considered. The integrated stage-by-stage plan of technological process of manufacturing of case details is resulted. Questions of efficiency of application of the unified equipment are considered at manufacturing, completion and repair of case details. It is designed specialized machine-tool adaptation for processing case details on machine tools of turning group. Versions of basing and fastening of the adaptation on the machine tool are considered.

Key words: technological process, the small-lot production, the unified equipment, machine-tool adaptation, case details.

Филимошкин Николай Александрович – студент каф. технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», технолог механического цеха государственного предприятия «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Харьков, Украина, e-mail: flatter10@mail.ru.

Івченко Николай Петрович – начальник технологического бюро механического цеха государственного предприятия «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Харьков, Украина.

УДК 621.45.002 : 621.9.06-229

Н.А. ФИЛИМОШКИН¹, Н.П. ИВЧЕНКО²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина²ГП «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Украина

К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ АГРЕГАТОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ УНИФИЦИРОВАННОГО ОСНАЩЕНИЯ

Рассматриваются вопросы проектирования технологических процессов изготовления корпусных деталей агрегатов авиадвигателей в условиях мелкосерийного производства. Приведён укрупнённый поэтапный план технологического процесса изготовления корпусных деталей. Рассматриваются вопросы эффективности применения унифицированного оснащения при изготовлении, доработке и ремонте корпусных деталей. Спроектировано специализированное станочное приспособление для обработки корпусных деталей на станках токарной группы. Рассматриваются варианты базирования и закрепления приспособления на станке.

Ключевые слова: технологический процесс, мелкосерийное производство, унифицированное оснащение, станочное приспособление, корпусные детали.

Введение

Прогресс в создании новых и совершенствовании существующих образцов авиационных двигателей связан в основном с достижениями в области технологии производства изделий, что требует постоянного совершенствования технологических процессов, разработки и внедрения прогрессивных методов и средств изготовления деталей, узлов и агрегатов, обеспечивающих повышение эксплуатационной надёжности, стандартизации и унификации технологической оснастки. Технология определяет трудоёмкость и себестоимость изготовления деталей и узлов, стабильность и культуру производства и в целом ресурс двигателя, а также конкурентоспособность изделия на рынке.

Наиболее сложными деталями с точки зрения технологии являются корпусные детали. Корпусные детали авиационных двигателей и их агрегатов обычно имеют сложную конфигурацию, отверстия, расположенные с разных сторон и в разных плоскостях, фасонные внутренние полости, каналы, ребра и перегородки. Корпусные детали определяют взаимное расположение деталей и узлов изделий, отсюда высокие требования к этим деталям по точности. Построение технологического процесса, выбор технологического оборудования и технологического оснащения определяются конструктивными особенностями корпусов. Технологическое оснащение играет важную роль в интенсификации производства изготовления деталей, поэтому на предприятии вопросам, касающимся её применения, проектирования, изготовления и эксплуатации уделяется большое внимание.

Основное внимание при конструировании станочных приспособлений уделяется решению вопросов по совершенствованию, универсальности и унификации конструкций, уменьшению времени на проектирование и изготовление. Сложность технологического процесса изготовления деталей агрегатов авиадвигателей обуславливает применение большого числа разнообразных конструкций приспособлений.

1. Особенности проектирования технологических процессов изготовления корпусных деталей агрегатов авиадвигателей в условиях мелкосерийного производства

Функционирование современного предприятия, выпускающего агрегаты авиадвигателей, в условиях рыночной экономики усложняется индивидуализацией заказов, повышенными требованиями к качеству изделий, тенденцией уменьшения сроков выполняемых заказов, частая сменяемость моделей выпускаемых изделий, расширением кооперативных связей предприятия.

В современных условиях борьба за рынок вынуждает предприятие постоянно совершенствовать свои технологии, производственные фонды и структуру управления.

Технологические процессы изготовления корпусов агрегатов авиадвигателей в большинстве случаев являются самыми трудоёмкими и длительными по сравнению с другими деталями. Это объясняется сложной конструкцией, наличием точных и качест-

венных поверхностей, потребностью в специальных приспособлениях и режущих инструментах.

Конструкции корпусных деталей агрегатов определяются выполняемыми ими функциями. Их поверхности могут формировать проточную часть для воздуха, газа; содержат различные разделительные полости и соединительные каналы для топлива, масла, воздуха; удерживают подшипники вращающихся деталей; воспринимают усилия от этих деталей, от давления газа и жидкости и передают их на корпус двигателя. При всём разнообразии форм корпусов,

размеров и материалов они имеют общие технологические особенности конструкции: наличие функционально объединенных групп поверхностей с весьма жесткими допусками на их расположение внутри группы и менее жесткими допусками на параметры взаимного расположения этих групп; большое количество конструктивных элементов с необработанными поверхностями, точность которых обеспечивается на заготовительных операциях; особые требования к герметичности. На рис. 1 приведены типовые корпусные детали агрегатов авиадвигателей.

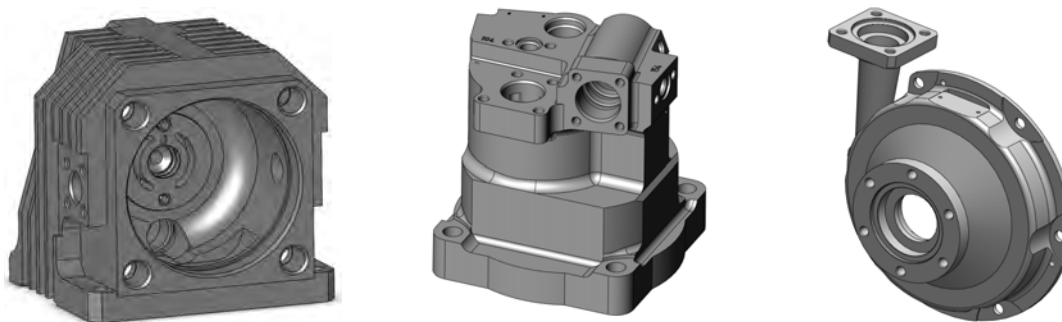


Рис. 1. Корпусные детали агрегатов авиадвигателей

Технологический процесс на изготовление типового корпуса условно разделяется на этапы.

На заготовительном этапе производится получение заготовки и термическая обработка.

На черновом этапе выполняется снятие основного припуска с поверхностей фланцев, бобышек и др.; производится формирование поверхностей, определяющих окончательный контур детали; выполняется подготовка баз с более высокими техническими требованиями по сравнению с другими поверхностями для дальнейшей обработки на получистовом и чистовом этапах. Деталь базируется и закрепляется в специальном приспособлении. Для устранения внутренних напряжений после чернового этапа выполняется термическая обработка – термостабилизация.

На получистовом этапе выполняется обработка внутренних не точных поверхностей и выхаживание поверхностей наружного контура. После получистового этапа выполняется термостабилизация.

На чистовом этапе выполняются сложные расточки, сверлятся и прожигаются труднодоступные соединительные каналы. Деталь базируется и закрепляется в специальном приспособлении. Большинство операций выполняется на координато-расточных станках, которые оснащены поворотным столом, позволяющим обрабатывать деталь в разных плоскостях. Также на чистовом этапе выполняются разделка сложнейших расточек на токарных станках. Обрабатывать деталь такого типа на токарном станке достаточно проблематично и необходимо специальное приспособление типа угольник для базирования и

закрепления детали, которое будет вращаться вместе со шпинделем. Подробнее о таком приспособлении речь пойдет в третьей части настоящей статьи.

На окончательном этапе производится восстановление основных баз и окончательная обработка точных поверхностей корпуса.

На завершающем этапе выполняется окончательный (приёмочный) контроль качества изготавливаемых деталей, испытания на прочность и герметичность, нанесение покрытий.

Важным моментом при проектировании технологических процессов изготовления корпусных деталей является выбор и тщательная подготовка черновых и основных баз. В качестве черновых баз могут служить различные поверхности и элементы детали: бобышки, сквозные и глухие отверстия, литейные пятки, цилиндрические и конические поверхности и т.п. В качестве основных баз служат плоскости максимальной протяжённости и два отверстия, расположенные на возможно большем расстоянии. Базовые поверхности должны быть чистыми для обеспечения однозначности базирования.

2. Эффективность применения унифицированного оснащения при изготовлении корпусных деталей

Станочные приспособления для обработки корпусных деталей представляют собой многопозиционные, сложные сборочные единицы. На проектирование и изготовление таких приспособлений затрачивается много времени, трудовых и финансовых ресур-

сов. По причине отсутствия готовых приспособлений, которые необходимы уже на черновых этапах технологических процессов изготовления корпусных деталей, на предприятии наблюдается простаивание партий деталей между операциями, что увеличивает общие затраты времени на изготовление изделия.

В условиях крупносерийного и массового производства для каждой конкретной корпусной детали удобно, а главное рентабельно изготовить оригинальное станочное приспособление. В свою очередь, в условиях мелкосерийного и опытного производства, когда изготавливаются опытные образцы или опытные партии деталей, не прошедших предварительные и приёмочные испытания, спроектировать и изготовить сложное станочное приспособление является не рентабельным и не экономичным. Затраты на проектирование и изготовление приспособления будут включены в себестоимость детали и изделия, а, следовательно, будут увеличивать стоимость готовой продукции и понижать спрос на неё.

В отдельных ситуациях предприятие не успевает изготовить запланированные объёмы продукции в установленные договорами сроки. Чтобы не срывать сроки поставок и не выплачивать штрафные санкции, предприятие вынуждено заказывать готовые детали у сторонних организаций. При входном контроле деталей на рассматриваемом предприятии, изготовленных сторонними организациями, возможны отклонения от чертежей и возникает потребность в доработке. В одних случаях, эти отклонения выполнены предприятием-изготовителем, а в других – по причине изменения контрольных чертежей и конструкции изделия предприятием-заказчиком. Для доработки отдельных корпусных деталей часто требуются специальные приспособления, а их проектирование и изготовление необходимо выполнить в максимально сжатые сроки. В результате на предприятии накладываются двойные затраты на получение готовых деталей.

Большинство предприятий, выпускающих агрегаты авиадвигателей, занимаются ремонтом подобной техники. В отдельных случаях возникает необходимость доработки или изготовления каких-либо деталей ремонтируемого агрегата, а для этого требуется наличие специальных приспособлений.

Применение на предприятии унифицированного оснащения позволяет решать вышеописанные производственные задачи, связанные с изготовлением, доработкой и ремонтом корпусных деталей. Эффективность от применения унифицированного оснащения выражается в сокращении сроков выполняемых работ и экономии финансовых средств.

Также следует отметить ещё один положительный момент от применения унифицированного оснащения, рабочему за станком не требуется посто-

янно изучать новые приспособления и их особенности при обработке новых деталей.

3. Проектирование специализированного станочного приспособления для обработки корпусных деталей на станках токарной группы

В данной части статьи спроектировано специализированное приспособление для обработки корпусных деталей в условиях мелкосерийного производства – унифицированный угольник. Использование приспособления позволяет в короткие сроки выполнить технологическую подготовку производства сложнейших корпусных деталей. При проектировании конструкции и определении рабочих зон приспособления были рассмотрены реальные корпусные детали агрегатов авиадвигателей. При анализе деталей внимание обращалось: на необходимость применения приспособления, габаритные размеры, наружный контур и форма, наличие поверхностей, которые могли бы служить базами и их размеры.

К конструкции приспособления были предъявлены следующие требования:

- 1) приспособление должно быть специализированным, то есть служить для обработки деталей одной квалификационной группы – корпусные детали;
- 2) для применения на станках токарной группы;
- 3) легкопереналаживаемым;
- 4) обеспечивать заданную точность установки детали на данной операции;
- 5) получение высокой производительности при обработке детали и экономической эффективности от применения;
- 6) выполнение условий эксплуатации: соблюдение всех правил охраны труда; обеспечение удобства установки и снятия деталей; обслуживание приспособления и др.
- 7) максимальные размеры заготовок – 160x140x160 мм;
- 8) максимальная масса деталей – до 10 кг;
- 9) масса приспособления до 15 кг;
- 10) точность выполняемых технологических размеров: линейных размеров между осями системы расточек – $\pm 0,05$ мм; линейных размеров между осью расточки и базовой плоской поверхностью – $\pm 0,1$ мм.

Была выбрана конструкция приспособления с условным названием – угольник. Трёхмерная модель приспособления представлена на рис. 2.

Корпус приспособления имеет угловую форму. Такая форма неизбежна, так как часто установочные поверхности находятся с обрабатываемыми по одну сторону от оси вращения шпинделя.

Во всех приспособлениях токарного типа вращение приспособления выдвигает на первый план

условие безопасности работы. Безопасность требует цилиндрической формы корпуса приспособления и желательно отсутствия в конструкции выступающих частей. Это важно, так как выполняя операцию, необходимо наблюдать место обработки. Кроме того такое оформление конструкций уменьшает неудобства, которые может вызвать стружка (разбрасывание, наматывание сливной стружки) и смазочно-охлаждающая жидкость (разбрызгивание).

Учитывая рекомендации справочной литературы и опыт предприятия по проектированию подобных приспособлений, была рассмотрена конструкция уни-

фицированного угольника по основным моментам:

1. Варианты базирования и закрепления на станке:

– в самоцентрирующемся трёхкулачковом патроне со спирально-реечным механизмом по $\varnothing 250$ (рис. 3);

– на малой планшайбе ($\varnothing 250$), закрепление с помощью нормализованных шпилек и гаек через три дуговых паза, выполненных на корпусе угольника (рис. 4);

– на большой планшайбе ($\varnothing 400$), закрепление с помощью нормализованных прихватов (рис. 5);



Рис. 2. Трёхмерная модель угольника



Рис. 3. Установка угольника в трёхкулачковом патроне

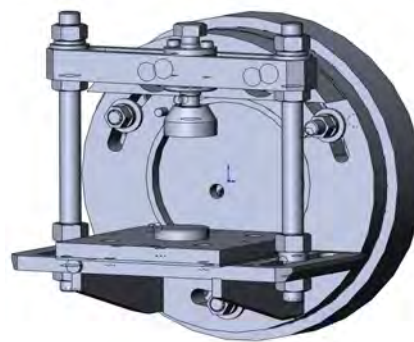


Рис. 4. Установка на малой планшайбе

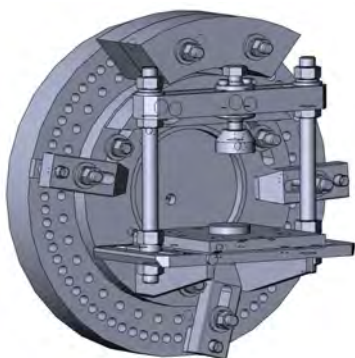


Рис. 5. Установка на большой планшайбе

– на поворотном столе (на координатно-расточных станках);

– на рабочем столе (на фрезерных станках).

2. Варианты базирования детали в приспособлении выполняется по двум установочным элементам: базовому (цилиндрическому) и фиксирующему (ромбическому) пальцам;

3. Варианты закрепления детали в приспособлении:

– через центральную шпильку (при наличии сквозного отверстия в заготовке);

– с помощью универсального ярма (одного или нескольких);

– с помощью специального «кронштейна» (при обработке заготовок высотой более 160 мм);

– специальными прихватами и др.

Приспособление будет вращаться до 600 об/мин. При этом при вращении более 300 об/мин необходимо предусмотреть дополнительные приёмы по достижению уравновешенности (балансировки) приспособления с деталью.

На корпусе предусмотрено место под балансировочные элементы при базировании в трёхкулачковом патроне и на малой планшайбе $\varnothing 250$ (рис. 3 и 4).

При установке на большой планшайбе $\varnothing 400$ балансировка выполняется с помощью универсальных балансировочных элементов, устанавливаемых на планшайбе (рис. 5).

Унифицированный угольник был изготовлен на предприятии и применялся при изготовлении конкретного корпуса. Сейчас приспособление используется при изготовлении других корпусных деталей.

Унифицированный угольник состоит из постоянных, унифицированных и специальных элементов.

При использовании приспособления для обработки конкретной детали необходимо изготовить только комплект унифицированных элементов: сменные вертикальную и горизонтальную накладки, базовый и фиксирующий пальцы. Остальные элементы постоянные. 20% деталей приспособления являются нормализованными. Для изготовления сменных элементов в короткие сроки рассмотрена возможность использования специальных заготовок.

Выводы

Проводились работы по проектированию специализированного станочного приспособления для обработки корпусных деталей. Унифицированный угольник был изготовлен на предприятии и применялся для изготовления конкретной детали. Были рассмотрены варианты базирования и закрепления приспособления на станке, варианты базирования детали и закрепления детали в приспособлении.

Результаты работы нашли применение при разработке технологических процессов на новые корпусные детали. Эффективность от применения унифицированного угольника выражается в сокращении времени на технологическую и производственную подготовку производства, в уменьшении финансовых затрат.

Перспективными направлениями развития пред-

ставленной темы являются вопросы расширения рабочих зон и создание модификаций унифицированного угольника, позволяющих обрабатывать корпусные детали с габаритными размерами $220 \times 180 \times 220$ мм.

Литература

1. *Технология производства авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие для вузов / Ю.С. Елисеев, А.Г. Бойцов, В.В. Крымов, Л.А. Хворостухин. – М.: Машиностроение, 2003. – 512 с.*

2. *Шманёв В. А. Приспособления для производства двигателей летательных аппаратов / В.А. Шманёв. – М.: «Машиностроение», 1990. – 256 с.*

3. *Фираго В.П. Основы проектирования технологических процессов и приспособлений. Методы обработки поверхностей / В.П. Фираго. – М.: Машиностроение, 1973. – 468 с.*

Поступила в редакцию 18.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков,

ДО ПИТАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИГОТОВЛЕННЯ КОРПУСНИХ ДЕТАЛЕЙ АГРЕГАТИВ АВІАДВИГУНІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ УНІФІКОВАНОГО ОСНАЩЕННЯ

М.О. Філімошкін, Н.П. Івченко

Розглядаються питання проектування технологічних процесів виготовлення корпусних деталей агрегатів авіадвигунів в умовах дрібносерійного виробництва. Наведено укрупнений поетапний план технологічного процесу виготовлення корпусних деталей. Розглядаються питання ефективності застосування уніфікованого оснащення при виготовленні, доопрацювання та ремонті корпусних деталей. Спроектовано спеціалізоване верстатне пристосування для обробки корпусних деталей на верстатах токарної групи. Розглядаються варіанти базування і закріплення пристосування на верстаті.

Ключові слова: технологічний процес, дрібносерійне виробництво, уніфіковане оснащення, верстатне пристосування, корпусні деталі.

TO THE QUESTION OF DESIGN OF TECHNOLOGICAL PROCESSES OF MANUFACTURING OF CASE DETAILS OF UNITS OF AIRCRAFT ENGINES WITH APPLICATION OF THE UNIFIED EQUIPMENT

N.A. Filimoshkin, N.P. Ivchenko

Questions of design of technological processes of manufacturing of case details of units of aircraft engines in conditions of small-lot production are considered. The integrated stage-by-stage plan of technological process of manufacturing of case details is resulted. Questions of efficiency of application of the unified equipment are considered at manufacturing, completion and repair of case details. It is designed specialized machine-tool adaptation for processing case details on machine tools of turning group. Versions of basing and fastening of the adaptation on the machine tool are considered.

Key words: technological process, the small-lot production, the unified equipment, machine-tool adaptation, case details.

Филимошкин Николай Александрович – студент каф. технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», технолог механического цеха государственного предприятия «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Харьков, Украина, e-mail: flatter10@mail.ru.

Івченко Николай Петрович – начальник технологического бюро механического цеха государственного предприятия «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Харьков, Украина.

УДК 533.695.7

В.В. СПЕСИВЦЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПАРАМЕТРЫ ГАЗА В ЯДРЕ СВОБОДНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ
ПРИ ТЕЧЕНИИ С ПОТЕРЕЙ МАССЫ**

В качестве базовой модели использовано уравнение связи координат ударно-волновой структуры (УВС) сверхзвукового участка струи на режиме регулярного отражения волн от оси. В газодинамическом эксперименте получена зависимость распределения полного давления на оси струи, согласованная со структурой течения. Из рассмотренной модели ядра струи теоретически получено выражение коэффициента расхода газа через границу, отделяющую ядро от внешнего пограничного слоя. Продувками воздухом сужающихся сопел определена зависимость коэффициента модели координат УВС от коэффициента расхода. Вторым коэффициентом модели координат УВС определяется теоретической зависимостью. Приведена полуэмпирическая теория расчета параметров газа в ядре струи. Получено уравнение изменения расхода на оси потенциального ядра струи в автономном его рассмотрении.

Ключевые слова: свободная сверхзвуковая струя, потенциальное ядро, режим регулярного отражения волн, значения параметров газа на оси ядра, течение с потерей массы, расходная характеристика.

Принятые условные обозначения

ПВР – протяженная волна разрежения (первая половина бочки);
 ПСК – протяженный скачок уплотнения (вторая половина бочки);
 U – осевая координата выходного сечения бочки;
 V – осевой размер бочки;
 $u = U/d_{кр}$; $v = V/d_{кр}$ – относительные величины;
 λ – коэффициент скорости;
 $\pi(\lambda)$ – газодинамическая функция;
 $P_n = p_o / p_n$ – располагаемое отношение давлений;
 k – отношение теплоемкостей газа;
 p_o, p_a – давление газа на срезе сопла (полное и статическое);
 $f_a = F_a / F_{кр}$ – относительная площадь среза сопла;
 $n_n = p_a / p_n$ – степень нерасчетности сопла;
 $n_{ск}$ – степень нерасчетности при режиме зарождения прямого скачка уплотнения;
 β – расходный комплекс.

Индексы

n – параметры при расширении газа до давления окружающей среды;
 n – номер бочки;
 o – параметры в начале ядра струи;
 s – среднее сечение бочки;
 k – параметры в конце ядра струи;
 a – параметры среза сопла;
 $от$ – относительное значение;
 $*$ – критический режим истечения;
 $**$ – второй критический режим истечения.

Введение

В процессе распространения газовой струи в пространстве на ее внешней границе образуется пограничный слой, приводящий с одной стороны к постепенному увеличению поперечных сечений струи, а с другой – к постепенному «съеданию» потенциального ядра струи. Последнее обусловлено перетеканием газа в наружный пограничный слой, окружающий ядро струи. Таким образом, течение в ядре происходит с потерей массы. Часть струи, в которой имеется потенциальное ядро течения, называют начальным участком.

В дозвуковой (изобарической) струе статическое давление газа во всей области течения постоянно, вследствие чего скорость в потенциальном ядре остается постоянной. В этих струях для определения параметров газа в сечениях, удаленных от среза сопла, используется теория, разработанная на основе турбулентного переноса энергии, импульса и массы от струи в пограничный слой и закона смешения его с окружающим пространством.

В сверхзвуковой струе ядро представляет собой бочечный участок. Теневая фотография его показана на рис. 1. Скорость газа в нем сверхзвуковая и изменяется по гармоническому закону с периодом, равным длине бочки [1]. Вследствие этого обстоятельства ядро не является изобарическим участком.

Теория распространения сверхзвуковой струи в пространстве с учетом ее смешения с окружающей средой в настоящее время интенсивно разрабатывается, но еще очень далека до завершения.

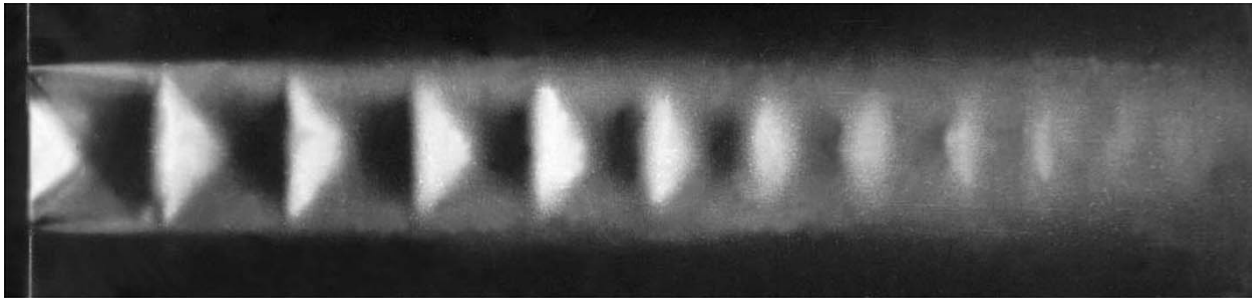


Рис. 1. Теневая фотография сверхзвукового участка газовой струи. Рабочее тело воздух.
Параметры истечения: $\Pi_n = 2,644$; сопло $f_a = 1,0$; $d_{кр} = 25,0$ мм

1. Основные предпосылки к разработке полумпирической теории

Упомянутая цель может быть достигнута при использовании эмпирических данных, полученных для режимов течения с регулярным отражением волн от оси струй в ядре. Регулярный режим характеризуется сверхзвуковым течением в поле ядра, отсутствием прямых скачков уплотнения, приводящих к появлению областей дозвуковых течений. Граница режима регулярного отражения волн от оси струи определится моментом зарождения прямого скачка уплотнения в центре бочки. Уравнения для определения границы такого режима для струй, истекающих из сужающихся сопел и из сопел с растробом, приведены в работе [2]. В настоящей работе рассматриваются струи, истекающие из сопла с $f_a = 1,0$, режим зарождения прямого скачка уплотнения выражается простой зависимостью степени нерасчетности истечения от показателя адиабаты рабочего тела

$$n_{ск} = 0,767k + 1,362. \quad (1)$$

Таким образом, регулярный режим отражения волн от оси струи наблюдается в диапазоне значений коэффициентов нерасчетности истечения из сопла $n_n = 1,0 \dots n_{ск}$, что соответствует располагаемому отношению давлений на сопле для рабочего тела – воздух $\Pi_n = 1,893 \dots 4,611$.

Для указанного диапазона режимных параметров истечения разработана и хорошо согласуется с опытом модель координат ударно-волновой структуры сверхзвукового участка струи [3]

$$\left(\frac{v}{v_0}\right)^2 + \left(\frac{u}{u_k}\right)^2 = 1. \quad (2)$$

Она связывает осевые размеры бочек с координатами их выходных сечений на оси струи. Эта модель содержит два коэффициента v_0 и u_k (полуоси эллипса), которые могут быть определены экспериментально при обработке координат, полученных с теневых фотографий, аналогичных приведенной

(см. рис.1). Первый коэффициент модели – располагаемая осевая длина бочки, определяется режимом истечения. Второй – длина сверхзвукового участка (конечная координата ядра на оси струи). Отношение полуосей эллипса называется коэффициентом сжатия эллипса

$$k_0 = v_0 / u_k. \quad (3)$$

В последнее время разработаны две теории [4] для расчета осевой длины бочки v_0 в зависимости от располагаемого отношения давлений на сопле. Первая теория – геометрическая, работающая в диапазоне от первого критического режима $\Pi_{n*} = 1/\pi(1)$ до второго критического режима

$\Pi_{n**} = 1/\pi^2(1)$. Вторая теория – акустическая работает от второго критического режима до очень больших значений располагаемого отношения давлений на сопле $\Pi_n > 5000$. Акустическая теория хорошо согласуется с экспериментом во всем указанном диапазоне режимных параметров истечения. Значения длины бочки, вычисленные по геометрической теории, несколько превышают полученные в эксперименте. Расхождения с возрастанием располагаемого отношения давлений увеличиваются и достигают максимума при достижении второго критического режима истечения и составляют, для рабочего тела воздух, 3,77%. Таким образом, путем плавного введения поправки от 0 до 3,77% при расчетах по геометрической теории в соответствующем диапазоне режимных параметров истечения можно также получить удовлетворительную точность результата.

Уравнение (2) после несложных преобразований приобретает вид

$$\left(\frac{v}{k_0}\right)^2 + u^2 = u_k^2. \quad (4)$$

Полученное уравнение – окружность радиуса u_k , на которой находятся точки с координатами v и u . Радиус-векторы, проведенные из начала координат в эти точки, определяют угловые координаты выходных сечений бочек (сечений узлов) ψ и угло-

вые размеры бочек $\Delta\psi$. Связь угловых координат соседних бочек $\psi_{n+1} = \psi_n - \Delta\psi_{n+1}$. Отсчет угловых координат бочек производится от начала координат (плоскости критического сечения сопла) [5]. В этой модели угловые характеристики связаны с коэффициентом сжатия эллипса уравнением

$$k_0 = \frac{\cos\psi_{n+1} - \cos\psi_n}{\sin\psi_n}. \quad (5)$$

Угловой размер первой бочки (для сопел с $f_a = 1,0$) получим из уравнения (5), используя координату среза сопла ($n = 0$, $\psi_0 = \pi/2$)

$$\Delta\psi_1 = \arcsin k_0. \quad (6)$$

Уравнение (5) определяет однозначную связь коэффициента сжатия эллипса с размером соответствующей бочки и ее координатой на оси струи и является рекуррентной формулой, так как для вычисления угловых координат последующей бочки используются координаты предыдущей. По известным значениям ψ_n находят осевую длину бочки (с номером n) и координату ее выходного сечения на оси струи

$$v_n = v_0 \sin\psi_n, \quad (7)$$

$$u_n = u_k \cos\psi_n. \quad (8)$$

2. Дополнительные опытные данные к полуэмпирической теории

Как было указано выше, значения коэффициента k_0 могут быть определены продувками сопел при различных режимах истечения. Формула (8) позволяет определить координаты сечений бочек на оси струи и длину сверхзвукового участка.

Путем измерений диаметров поперечных сечений d_n в узловых точках струи по теневым фото ядра струи определена закономерность их изменения вдоль оси

$$d = d_0 \cos\left(\frac{\pi}{2U_k} U\right). \quad (9)$$

Для определения располагаемого отношения давлений в каждой бочке воспользуемся результатами экспериментов по измерению полных давлений на оси струи при ортогональном натекании ее на плоскую преграду, приведенными в работе [1]. В эксперименте приемник давления медленно (для исключения динамических погрешностей) перемещался вдоль оси струи. Сигнал от датчика давления регистрировался на самописце в виде непрерывной диаграммы изменения давления вдоль оси струи. Диаграмма имеет вид гармонически изменяющейся ниспадающей кривой. Минимумы давлений соот-

ветствуют случаю взаимодействия с преградой средних сечений бочек, где скорость $\lambda_c > 1,0$. В этом случае перед преградой образуется прямой скачок уплотнения, за которым полное давление уменьшается. Чем ближе к срезу сопла, тем больше выражен минимум измеренного давления в средних сечениях бочек. Максимумы давлений соответствуют взаимодействию с преградой минимальных (узловых) сечений бочек. Согласно решениям системы уравнений газодинамики [5] в узловых сечениях ядра струи для сопел $f_a = 1,0$ скорость газа $\lambda_n = 1,0$. В таких случаях взаимодействия струи с преградой скачок не наблюдается [6], следовательно, измеренное давление равно полному давлению в этом сечении струи. Таким образом, огибающая максимумов кривой давления представляет собой изменение полного давления вдоль оси струи. В конце сверхзвукового участка на оси струи давление в потоке газа равно критическому

$$p_k = p_n / \pi(1) = p_n \Pi_n^*. \quad (10)$$

Относительное избыточное давление в струе при известных координатах ударно-волновой структуры в ядре запишется уравнением

$$\frac{p - p_k}{p_0 - p_k} = \cos\left(\frac{\pi}{2U_k} U_n\right). \quad (11)$$

Для определения физического смысла коэффициента k_0 и возможности обобщения данных эксперимента рассмотрим модель ядра струи.

3. Модель потенциального ядра струи

Модель ядра струи представлена на рис. 2. Рабочее тело истекает из сопла через входное сечение ядра с диаметром d_0 для звукового сопла (когда $f_a = 1,0$) $d_a = d_{kp} = d_0$.

Согласно модели расход газа, проходящий через срез сопла при сверхкритическом отношении давлений в камере и окружающей среды, равен расходу газа через боковую поверхность ядра струи.

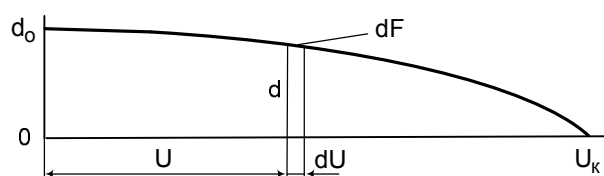


Рис. 2. Геометрическая модель ядра струи

Расход газа через сопло при $f_a = 1,0$ запишется уравнением через полное давление и расходный комплекс

$$\dot{m}_o = \frac{\pi d_o^2}{4} \frac{p_o}{\beta}. \quad (12)$$

Элементарный расход газа, вытекающий из ядра струи через площадку dF равен

$$dm = \frac{\mu p}{\beta} dF, \quad (13)$$

где μ - коэффициент расхода через поверхность границы ядра струи $dF = \pi d \cdot dU$.

Принимаем μ , равным его среднему значению для ядра струи. В действительности не вся поверхность ядра принимает одинаковое участие в массообмене с внешним пограничным слоем. На участках ПВР перенос массы может отсутствовать, а на участке ПСК вследствие потерь полного давления он интенсивный. Условие неразрывности течения запишем, используя уравнения (12), (13)

$$\frac{d_o^2}{4} p_o = \mu \int_0^{U_k} d \cdot p \cdot dU. \quad (14)$$

Подставляя выражения d и p из уравнений (9) и (11) и решая интеграл, получим

$$\frac{d_o}{4} p = \mu \frac{2U_k}{\pi} p_k. \quad (15)$$

Разделим обе части уравнения на d_o , умножим и разделим правую часть на v_o , получим выражение коэффициента сжатия

$$k_o = \frac{8}{\pi} \mu \frac{v_o}{\Pi_H \pi(1)}. \quad (16)$$

Как видно из этого уравнения коэффициент сжатия эллипса в модели зависит от режимных параметров истечения и от коэффициента расхода, характеризующего массообмен с внешним пограничным слоем. При малых значениях коэффициента расхода (массообмен с пограничным слоем очень мал либо отсутствует) коэффициент сжатия стремится к нулю. Согласно модели (2) длина ядра струи u_k стремится к бесконечности. Это возможно в идеальном случае, когда смешения газа с окружающей средой не происходит. Если коэффициент сжатия равен единице, то длина сверхзвукового участка струи ограничится осевой длиной первой бочки (см. уравнение (3)). Для рабочего тела воздух ($\kappa = 1,40$) уравнение (16) принимает вид

$$k_o = 4,820 \mu \frac{v_o}{\Pi_H}. \quad (17)$$

Значения коэффициента расхода найдем экспериментально. Для этого выразим его зависимость из предыдущего уравнения

$$\mu = \frac{k_o \Pi_H}{4,820 v_o}. \quad (18)$$

В эксперименте при продувках сопл воздухом регистрировали режимные параметры истечения. На установке Теплера получали теневые фотографии струй, по ним определяли координаты v и u . Обработка полученных координат производилась по уравнению (4) с привлечением метода наименьших квадратов. Определяли значение коэффициента сжатия k_o . Используя уравнение (18) находили соответствующее значение коэффициента расхода. Продувкам воздухом подвергались сужающиеся сопла $f_a = 1,0$ с диаметрами среза 15,1; 18,0; 25,0 мм. Полученные значения коэффициента расхода находились в пределах $\mu = 0,05 \dots 0,10$ в зависимости от режима истечения и от размеров сечений среза. Обобщение результатов эксперимента получено при рассмотрении отношения коэффициента расхода к начальному диаметру ядра струи. На рис. 3 приведены зависимости приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла.

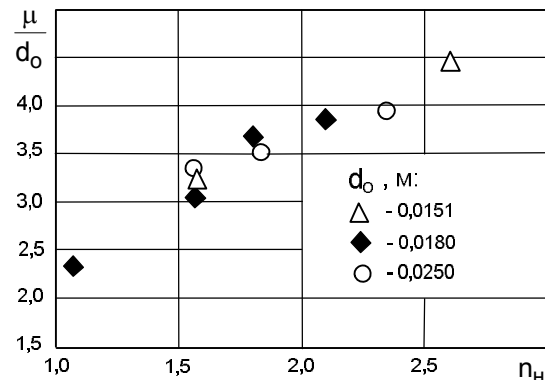


Рис. 3. Экспериментальные данные зависимости приведенного коэффициента расхода струи от степени нерасчетности сопла

Линия регрессии для этих точек в диапазоне режимов, соответствующих регулярному отражению волн от оси струй, имеет вид

$$\mu/d_o = 1,2097 n_H + 1,2575. \quad (19)$$

В этом уравнении размерность d_o в метрах. С увеличением степени нерасчетности истечения из сопла смешение струи с окружающим пространством в рассматриваемом диапазоне плавно усиливается. Дальнейшее увеличение степени нерасчетности $n_H > n_{ск}$ приводит к более резкому возрастанию коэффициента расхода, а, значит, к более интенсивной потере массы потенциального ядра струи.

4. Проведение расчетов параметров газа в ядре струи

Для заданного располагаемого отношения давлений из диапазона $\Pi_H = 1,893 \dots 4,611$, и сопла

($f_a = 1,0$) с диаметром среза d_a , используем решения уравнений газовой динамики, записанные для бочки [4]. Определяем v_o – осевой размер бочки, находим κ_o – коэффициент по уравнениям (17) и (19).

Определяем газодинамические параметры первой бочки: λ_n – коэффициент скорости газа в изобарическом сечении бочки; λ_c – коэффициент скорости газа в максимальном сечении бочки [4].

Далее по рекуррентной формуле (5) определяем последовательно угловые координаты выходных сечений бочек. Для первой она является координатой входного сечения второй бочки и так далее. Затем по уравнениям (7), (8), (9) находим геометрические характеристики соответствующих бочек; по уравнению (10) – полное давление на выходе из них, являющееся давлением на входе следующей бочки.

Расчеты параметров следующих бочек с номером n повторяется до тех пор пока $u_n < u_k$.

Для определения дискретных значений расходов в сечениях узловых точек ядра струи применим уравнение (12) с параметрами в этих сечениях в соответствии с уравнениями (9) и (11). Изменение расхода в узловых точках приведено в виде отношения к расходу через срез сопла

$$\dot{m}_{от} = \left(\frac{\Pi_n^*}{\Pi_n} \right) \cos^2 \left(\frac{\pi}{2U_k} U_n \right) + \left(1 - \frac{\Pi_n^*}{\Pi_n} \right) \cos^3 \left(\frac{\pi}{2U_k} U_n \right). \quad (20)$$

В табл. 1. приведены результаты расчетов параметров газа на оси струи. Длина сверхзвукового участка $u_k = 7,445$ (185,12 мм). Согласно расчетам в ядре существует 16 бочечных участков, суммарная длина последних четырех составляет 4,37мм (параметры этих участков не приведены). В конце ядра струи $\lambda_n = \lambda_c = 1,0$, Расход газа через конечное сечение ядра струи равен нулю.

Таблица 1

Параметры газа в узловых сечениях ядра сверхзвуковой струи. Рабочее тело воздух.

$\Pi_n = 2,644$; сопло $f_a = 1,0$; $d_{кр} = 25,0$ мм

n	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
u	0,0	0,891	1,763	2,605	3,403	4,148	4,831	5,444	5,978	6,430	6,797	7,076	7,270
d, мм	25,0	24,6	23,3	21,3	18,8	16,0	13,1	10,2	7,62	5,31	3,41	1,95	0,92
Π_n	2,644	2,644	2,631	2,593	2,533	2,459	2,374	2,287	2,201	2,122	2,052	1,995	1,951
λ_n	1,206	1,206	1,204	1,195	1,183	1,166	1,146	1,124	1,100	1,077	1,055	1,037	1,021
λ_c	1,310	1,310	1,307	1,296	1,278	1,255	1,229	1,201	1,174	1,139	1,118	1,104	1,092
$\dot{m}_{от}$	1,00	0,960	0,851	0,697	0,527	0,369	0,237	0,140	0,074	0,035	0,014	0,004	0,001

Выводы

1. На основе существующей опытной модели ударно-волновой структуры (УВС) сверхзвукового участка газовой струи разработаны экспериментальные зависимости размеров поперечных сечений струи (9) и полного давления (11) на оси сверхзвукового участка.

2. При рассмотрении геометрической модели ядра струи на границе с внешним пограничным слоем, получена теоретическая зависимость коэффициента расхода (18), определяющего перетекание массы в пограничный слой.

3. В результате продувок воздухом сужающихся сопел $f_a = 1,0$ с диаметрами критических сечений: 16,1; 18,0; 25,0мм установлена эмпирическая зависимость (19) коэффициента модели УВС с упомянутым коэффициентом расхода.

4. Разработана полуэмпирическая теория расчета параметров газа в потенциальном ядре сверхзвуковой струи в диапазоне располагаемых отношении давлений на сопле $\Pi_n = 1,893 \dots 4,611$.

5. Получены уравнения изменения поперечных сечений (9), полного давления (11) и расхода (20) в ядре сверхзвуковой струи.

Литература

1. Спесивцев В.В. Методика и результаты экспериментального исследования распределения газодинамических параметров на оси свободной расчетной струи с учетом ее волновой структуры / В.В.Спесивцев // *Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.:ХАИ, 1981. – С. 44-48.*
2. Спесивцев В.В. Геометрические характеристики ударно-волновой структуры и параметры газа первой бочки сверхзвуковой струи / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5(52). – С. 72-76.*
3. Спесивцев В.В. Исследование сверхзвукового участка свободной высокотемпературной газовой струи при истечении из осесимметричного сопла на режимах, близких к расчетным / В.В. Спесивцев // *Газовая динамика двигателей и их элементов. – Х.: ХАИ, 1979. – С. 128-137.*

4. Спесивцев В.В. Физические модели газодинамической структуры начального участка сверхзвуковой осесимметричной струи, истекающей из звукового сопла / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. Гос. аэрокосм. ун-та «ХАИ»*, 1998. – Вып. 7. – С. 31-35.

5. Спесивцев В.В. Методика исследования волновой структуры газовой струи в установке конвективного нагрева / В.В. Спесивцев, А.П. Фурсов, В.М. Кисель, С.Ю. Пилиповский // *Высокотемпера-*

турные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.: ХАИ, 1987. – С. 58-62.

6. Гинзбург И.П. Экспериментальное исследование взаимодействия недорасширенной струи с плоской преградой, перпендикулярной оси струи / И.П. Гинзбург, Б.Г. Семилетенко, В.Н. Усков // *В кн.: Газодинамика и теплообмен.* – Л., 1973. – № 3. – С. 85-101.

Поступила в редакцию 5.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом В.В. Соловей, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.

ПАРАМЕТРИ ГАЗА В ЯДРІ ВІЛЬНОГО НАДЗВУКОВОГО СТРУМЕНЯ ПРИ ПЛІНІ З ВТРАТОЮ МАСИ

В.В. Спесивцев

Як базову модель використане рівняння зв'язку координат ударно-хвильової структури (УХС) надзвукової ділянки струменя при режимі регулярного відображення хвиль від осі. У газодинамічному експерименті отримана залежність розподілу повного тиску на осі струменя, погоджена зі структурою плин. З розглянутої моделі ядра струменя теоретично отримане вираження коефіцієнта витрати газу через границю, що відокремлює ядро від зовнішнього прикордонного шару. Продувками повітрям сужаючихся сопел визначена залежність коефіцієнта моделі координат УХС від коефіцієнта витрати. Другий коефіцієнт моделі координат УХС визначається теоретичною залежністю. Приведено напівемпіричну теорію розрахунку параметрів газу в ядрі струменя. Отримано рівняння зміни витрати на осі потенційного ядра струменя в автономному його розгляді.

Ключові слова: вільний надзвуковий струмінь, потенційне ядро, режим регулярного відображення хвиль, значення параметрів газу на осі ядра, плин з втратою маси, витратна характеристика.

GAS PARAMETERS IN CORE OF FREE SUPERSONIC JET IN CONDITIONS OF THE FLOWING WITH MASS LOSS

V.V. Spesivtsev

In the capacity of basic model the equation of coordinate connection of shock and wave structure (SWS) of supersonic section of jet in conditions of regular wave reflection from axis has been used. In gas-dynamic experiment the relation of total pressure distribution which accorded with flowing structure has been obtained. From considered model of jet core the expression of coefficient of gas consumption through the bound separating the core from external boundary layer theoretically has been obtained. The relation of coefficient of coordinate model SWS from coefficient of consumption has been defined by air blowing of convergent nozzles. The second coefficient of coordinate model SWS is defined by theoretical relation. The semiempirical theory of gas parameters calculation in the jet core taking into account its environment mixing has been cited. The equation of consumption changing on the axis of potential jet core has been obtained.

Key words: free supersonic jet, potential core, conditions of regular wave reflection, values of gas parameters on core axis, flowing with mass loss, consumption characteristic.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², К.В. МИГАЛИН³, В.А. СЕРЕДА¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Производственное объединение «Коммунар», Украина*³ *ООО НПФ «РОТОР», Россия*

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЭЖЕКТОРНОМ ПВРД

Рассмотрен класс эжекторных прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ЭПВРД) с подачей и компрессией воздуха от активной струи пропана. Предложен метод расчета течения в ЭПВРД на основе универсальной технологии вычислительного газодинамического эксперимента с использованием модели многорежимного горения топливо-воздушной смеси. Представлены результаты численных исследований рабочего процесса в ЭПВРД малой тяги для беспилотного летательного аппарата. Проведен факторный анализ рабочего процесса на основе амплитудно-фазо-частотных характеристик двигателя.

Ключевые слова: эжекторный воздушно-реактивный двигатель, беспилотный летательный аппарат, рабочий процесс, вычислительный газодинамический эксперимент, многорежимное горение.

Введение

Период освоения реактивной техники характеризовался появлением множества изобретений в области воздушно-реактивных двигателей (ВРД), как с периодическим рабочим процессом, так и с постоянным. Многочисленность изобретений на данную тему объясняется неудовлетворенностью свойствами главного достижения той эпохи – газотурбинного двигателя (ГТД) в различных его ипостасях, так как полезный эффект стоил слишком дорого, как с точки зрения термодинамики, так и экономики. Решающим фактором утверждения монополии ГТД явилась способность обеспечения самостоятельного старта летательного аппарата. Вполне оправданным выглядит стремление изобретателей найти асимметричный ответ на «засилие» ГТД в виде способов организации рабочего процесса, основывающихся на полностью замкнутом комплексе газотермодинамических факторов, и исключая тем самым необходимость в компрессионных и расширительных машинах. Разнообразные попытки, тем не менее, не привели к положительному (конкурентоспособному) результату, так как возможность создания работоспособных образцов объектов техники с новыми способами организации рабочего процесса в первую очередь определяется наличием соответствующих технологий проектирования, а их в распоряжении изобретателей того времени, за исключением непродуктивно затратной эмпирики, не было. Забытая, но так и не решенная в области «большой» авиации проблема отчетливо проявилась в эпоху «бума» беспилотных комплексов, включая малоразмерные, где ГТД в классиче-

ском виде не только не оправдан экономически, но и попадает в область масштабного вырождения. Предпосылка к решению указанной проблемы возникла в виде достигнутой на данный момент производительности ЭВМ, что привело к появлению технологий опережающих численных исследований с качественно новыми потенциальными возможностями. Содержащийся в технологиях численного эксперимента потенциал отчасти раскрыт на примере пульсирующих ВРД (ПуВРД) [1-2]. В настоящей статье в продолжение обозначенного тематического цикла продемонстрированы некоторые результаты применения технологий опережающих численных исследований к задачам проектирования эжекторных прямооточных ВРД (ЭПВРД).

1. Краткая характеристика ЭПВРД

Применительно к такому объекту, как ЭПВРД определение «прямоточный воздушно-реактивный двигатель» приобретает пограничный характер, так как струйный аппарат с пропаном под высоким давлением в качестве активной среды в рамках общепринятых представлений о стационарном взаимодействии с пассивным (воздушным) потоком в состоянии обеспечить устойчивый рабочий процесс только на переобогащенных смесях. В связи с этим ЭПВРД может также рассматриваться как разновидность ракетного двигателя с контуром воздушного форсирования.

Исторически ЭПВРД ассоциируется, в первую очередь, с двигателем Глухарева (ДГ) [3–5] (рис. 1), действующим в составе лопасти несущего винта

вертолета под наддувом от циклически меняющегося скоростного напора. ДГ не является пульсирующими в общепринятом смысле этого термина, так как факторами газообмена здесь служат эжекционные эффекты и скоростной наддув. В тексте патента [3] ДГ именуется бесклапанным ПуВРД, но в [3–5] не приводятся сведения о частоте процесса. Речь идет лишь о неких «пульсациях определенной гармонической частоты», которые «в отличие от бесклапанных ПуВРД» в ДГ «не желательны» [3]. По-видимому, природа пульсационных процессов в ДГ смешанная, обусловленная взаимосвязанными факторами вибрационного горения и аэроупругости конструкции. Патентуемые конструктивные особенности своим целевым назначением имеют демпфирование названных пульсаций [3]. Полезный эффект вибрационного горения в виде повышения полноты сгорания автору патента [3] либо был неведом, либо не совместим с условиями работы в составе несущего винта вертолета.

Модифицированная схема ДГ используется в экспериментальном ЭПВРД [6] (в дальнейшем – «ДМ», рис. 2) для БЛА самолетного типа, т.е. создающем тягу на стационарных условиях.

Принципиальным отличительным условием рабочего процесса ДМ является неподвижное положение двигательной установки вместо вращательного движения ДГ с вытекающими из этого значительно менее благоприятными условиями работы эжектора в отсутствие поля центробежных сил, спо-

собствующего повышению качества наполнения камеры сгорания.

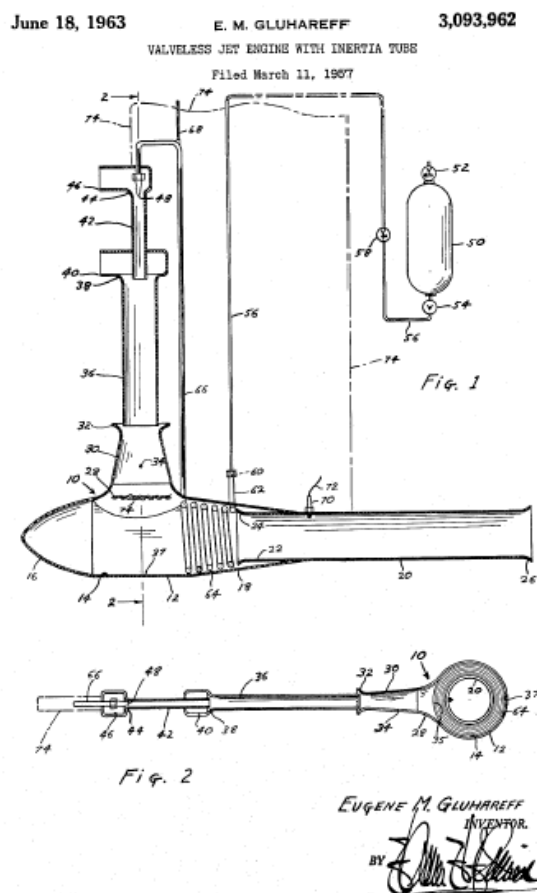


Рис. 1. Схема оригинального ПВРД Глухарева [3]



Рис. 2. Один из вариантов конструктивного исполнения ЭПВРД «ДМ»

В отличие от прототипа, в ДМ отражение высокоэнергетической струи пропана происходит дважды, причем последнее приводит к затоплению струи. Сходство заключается в том, что по принципам организации рабочих процессов их следует отнести к классу прямооточных ВРД постоянного действия со частичным сжатием воздуха в струйном аппарате. Восстановление полного давления высокотемпературной струи горючего в результате торможения поперечной преградой при возникновении стехиометрических концентраций в зонах ее контакта с воздухом является предпосылкой к самовоспламенению топливозооушной смеси (ТВС) и местной эскалации скорости горения.

Тем самым в рамках и той и другой схемы можно реализовать быстрое горение. Возникновение быстрого горения еще не означает появления устойчивых волн Чепмена-Жуге (Ч.-Ж.), использование которых влечет возжеленные термодинамические выгоды. Тем не менее, несколько опережая изложение, можно заметить, что для поддержания стационарных либо бегущих волн Ч.-Ж. необходима благоприятная диспозиция полей стехиометрических концентраций, что не свойственно процессам в камерах сгорания ДГ и ДМ.

2. Постановка численного эксперимента

Указанная специфика рабочего процесса в ДМ не противоречит модельным представлениям и возможностям практикуемой технологии вычислительного эксперимента [1–2, 7–8], а усовершенствованная модель горения [2] позволяет получить адекватные представления о сопутствующих пульсационных факторах процесса. Основой численного эксперимента (ЧЭ) служит модель ДМ, построенная по принципу «универсального гидрототка» [1] (рис. 3).

В модели рабочего процесса учитывается только газодинамическое воздействие теплообменника горючего на характер рабочего процесса на основании типовых представлений о малозначительности влияния тепломассобмена в пристеночном слое сопла. Кроме того, тепловая инерционность камер подобного типа оценивается интервалом не менее 30 с, что значительно превышает рациональные ресурсные рамки ЧЭ.

Неотъемлемой составляющей технологии ЧЭ является синхронное анимационное сопровождение решения эволюционной задачи с отображением срезов физических полей цветовыми картами.

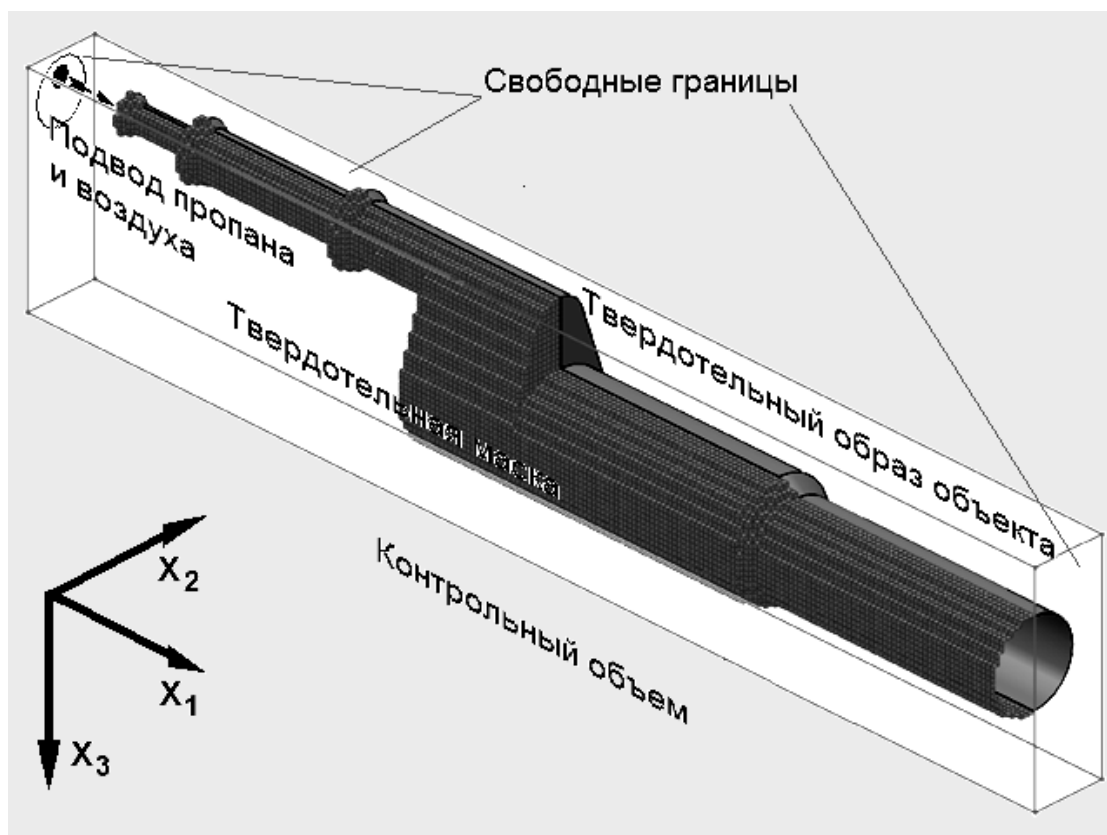


Рис. 3. Контрольный объем с ЭПВРД «ДМ» и его сеточное отображение его $\frac{1}{2}$ относительно плоскости симметрии с разрешением на $N_1 \times N_2 \times N_3 = 225 \times 45 \times 15$ ячеек

Условия получения результатов ЧЭ определялись компромиссным решением задачи достижения адекватного уровня полноты представлений о рабочем процессе при наличии значительных ресурсных ограничений, продиктованных необходимостью применения мелкомасштабных сеток с достаточной для отображения локальных центров инициализации цепных реакций разрешающей способностью.

3. Результаты численных исследований

В качестве иллюстрации приведены отдельные фазовые срезы рабочего процесса без наддува и с нагнетанием воздуха со скоростью 80 м/с (табл. 1, рис. 4–6, 8) и амплитудо–фазо– частотные характеристики (АФЧХ, рис. 7, 9).

Одна из задач исследований состояла в факторизации характерных частот пульсаций на фоне «белого» шума с целью выявления основообразующих механизмов рабочего процесса. Численным экспериментом выявлены пульсационные процессы (рис. 7, 9), отличающиеся масштабом нестационарности, среди которых следует выделить, главным образом, две категории.

А. Крупномасштабные пульсации, охватывающие более $\frac{1}{3}$ общей длины тракта. Инициализации горения происходит в зоне смещения входящей струи третьей ступени эжектора. Фронт пламени распространяется по потоку и против него со скоростью 2000 м/с. Затухание очередной серии крупномасштабных пульсаций происходит в связи с зональной нестехиометричностью ТВС.

Б. Мелкомасштабные пульсации, в силу незначительности свойственных амплитуд давления порядка 1,5% по сравнению с фоновыми значениями, следует идентифицировать, как вибрационное горение с частотой свыше 1000 Гц. Вибрационное горение способствует повышению полноты сгорания, в особенности – в силу общей проблематичности обеспечения удовлетворительной полноты сгорания воздушно–пропановых смесей.

Присутствует спектр колебаний различных частот (от 6 до 1590 Гц), причем, большие амплитуды (интенсивности) соответствуют низким частотам. Крупномасштабные пульсации возникают в виде компактной серии интенсивных осцилляций параметров процесса с нерегулярными АФЧХ на фоне постоянного вибрационного горения. Предпосылкой к возникновению цепной реакции в струе является суперпозиция следующих условий (рис. 4):

– стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора в близлежащую область внешнего пространства;

– наличие инициализирующего промежутка между струей пропана и областью внешнего догорания в виде порции высокотемпературной ТВС, локализованной в верхней части третьей ступени эжектора;

– торможение поперечной стенкой и обусловленный этим нагрев струи;

– непосредственный контакт повернутой части струи пропана с пограничными зонами низкоскоростных течений с химическими реакциями в тени нижнего прямого угла и входного сечения сопла.

Начальное воспламенение происходит в зоне торможения струи поперечной стенкой (рис. 4). Далее прогрессивное распространение зоны горения в повернутой части струи осуществляется за счет энергии застойных зон (рис. 5). Затем вступает в действие иницирующий промежуток в верхней части третьей ступени, в результате чего зона горения распространяется в пределах струи горючего (рис. 6). Неоднородность состава падающей части струи с избытком горючего приводит к прерыванию цепной реакции. Далее зона подавления реакции движется сверху вниз по отраженной струе с последующей пассивацией быстрого горения и возвратом к преобладающему режиму вибрационного горения в зонах низкоскоростного течения.

Выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора вследствие рикошета от поперечной стенки не следует рассматривать в качестве неустраняемого дефекта.

Таблица 1
Скоростные характеристики ЭПВРД «ДМ»

Характеристики	Режимы	
	0	80
Наддув, м/с	0	80
Тяга, кГс	12,7	36,2
Уд. лобовая тяга, тс / м ²	0,42	1,21
Уд. расход горючего, кг/кГс/ч	27,0	19,0
Частота вспышек, Гц	6,1... 24,1	6,7... 15,9
Частота вибрац. горения, Гц	1590	1060

Заключение

Удельный расход горючего ЭПВРД примерно втрое превышает данный показатель бесклапанных ПуВРД в условиях старта, но по мере роста скорости полета экономичности эжекторного и пульсирующего двигателей становятся сопоставимыми. ЭПВРД могут составить конкуренцию ПуВРД в классе легких БЛА с крейсерской скоростью полета свыше 80 м/с за счет полуторного и более преимущества по показателю удельной лобовой тяги.

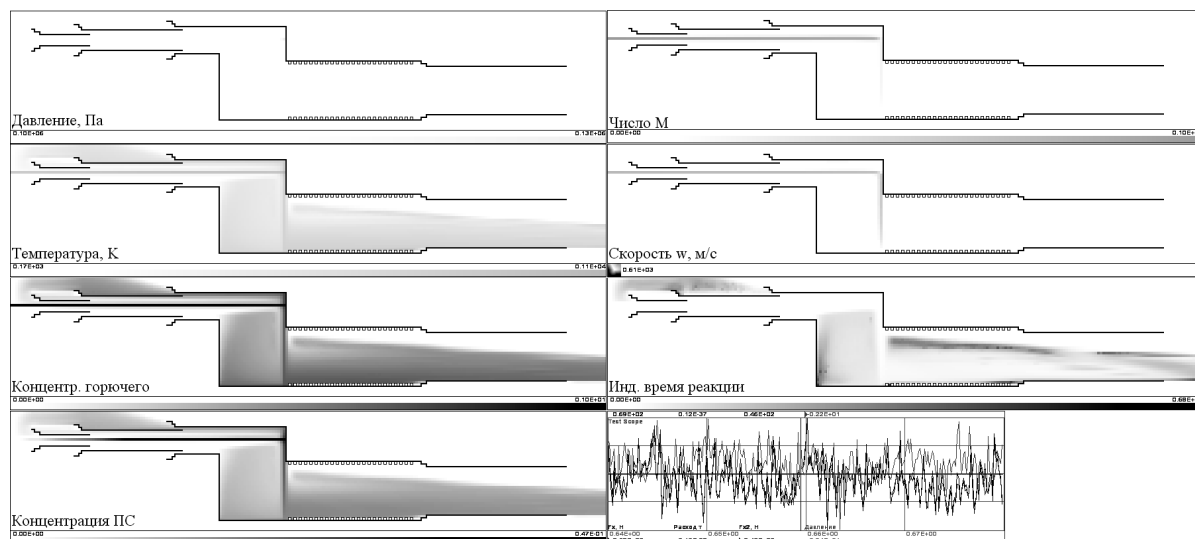


Рис. 4. Фазы процесса в ЭПВРД «ДМ» без наддува. Состояние перед вспышкой – стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора и локализация интенсивного вибрационного горения на границе контакта с воздушной средой в зоне теплообменника и сопла

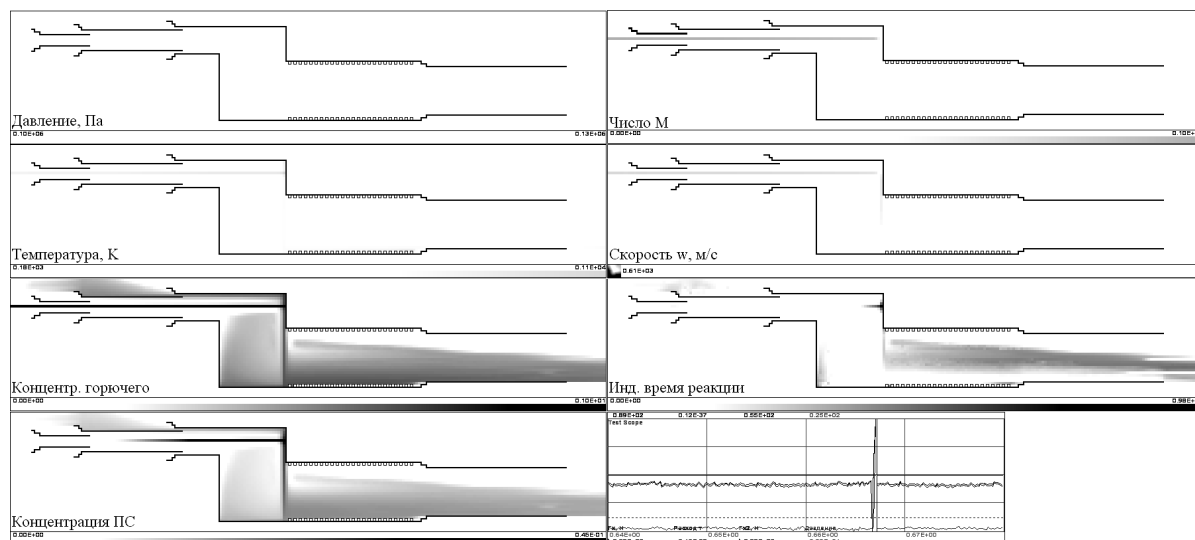


Рис. 5. Фазы процесса без наддува – момент воспламенения

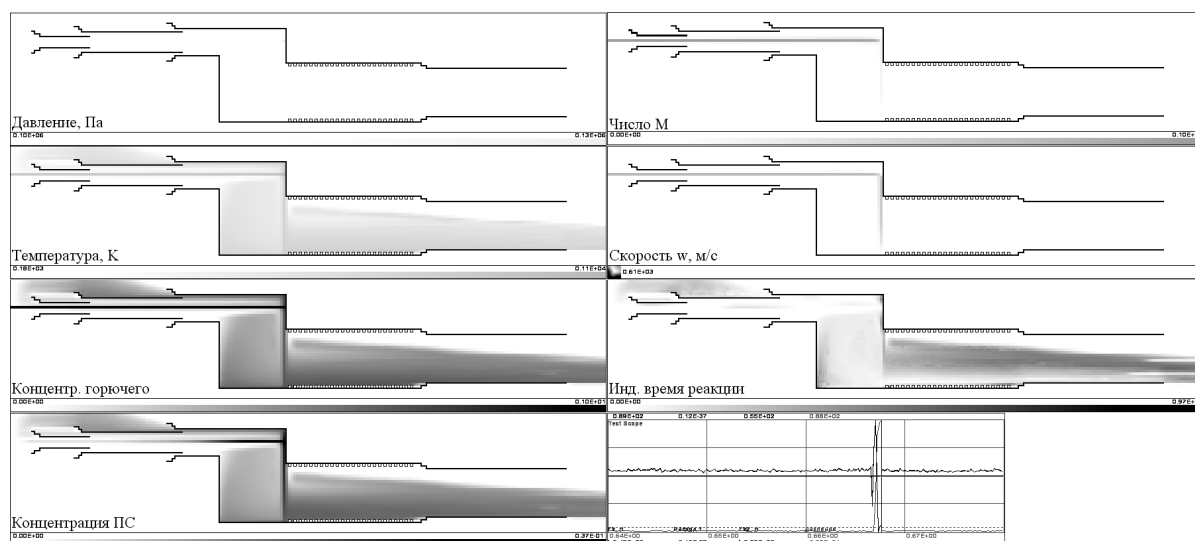


Рис. 6. Фазы процесса без наддува – распространение зоны горения в пределах падающей струи пропана

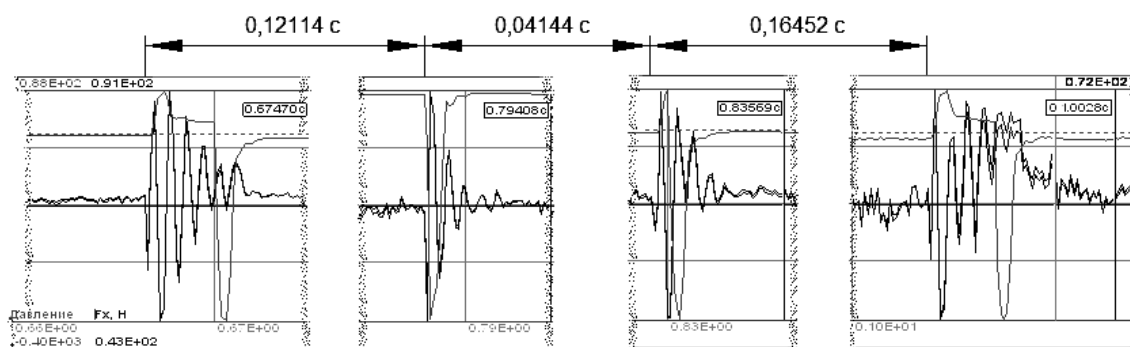


Рис. 7. Осциллограмма всплеск высокой интенсивности в процессе без наддува

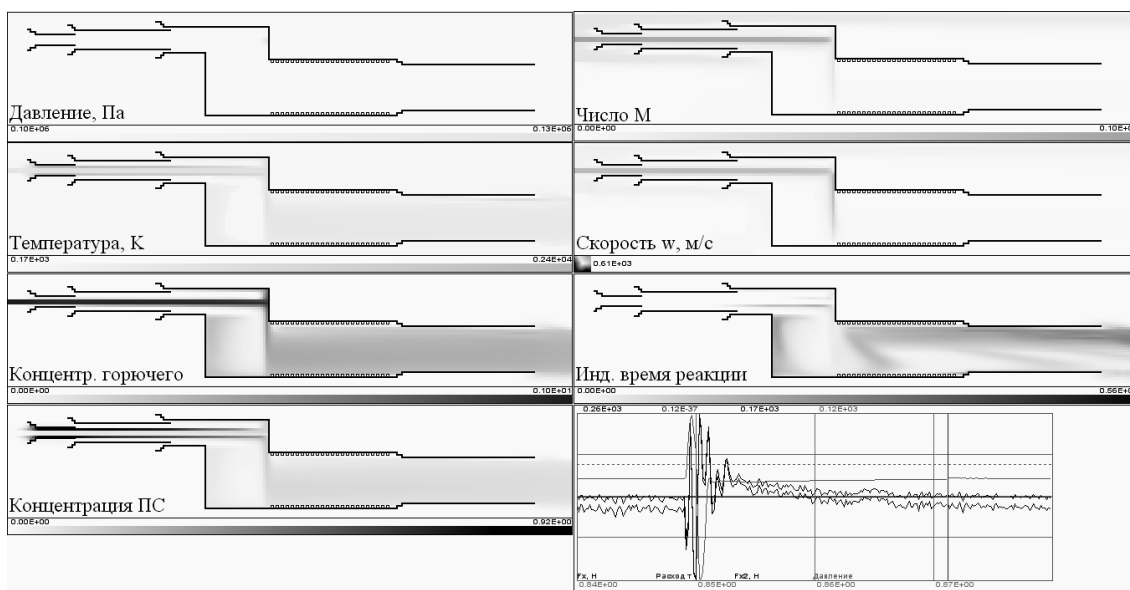


Рис. 8. Процесс в ЭПВРД «ДМ» с наддувом в интервале между всплесками

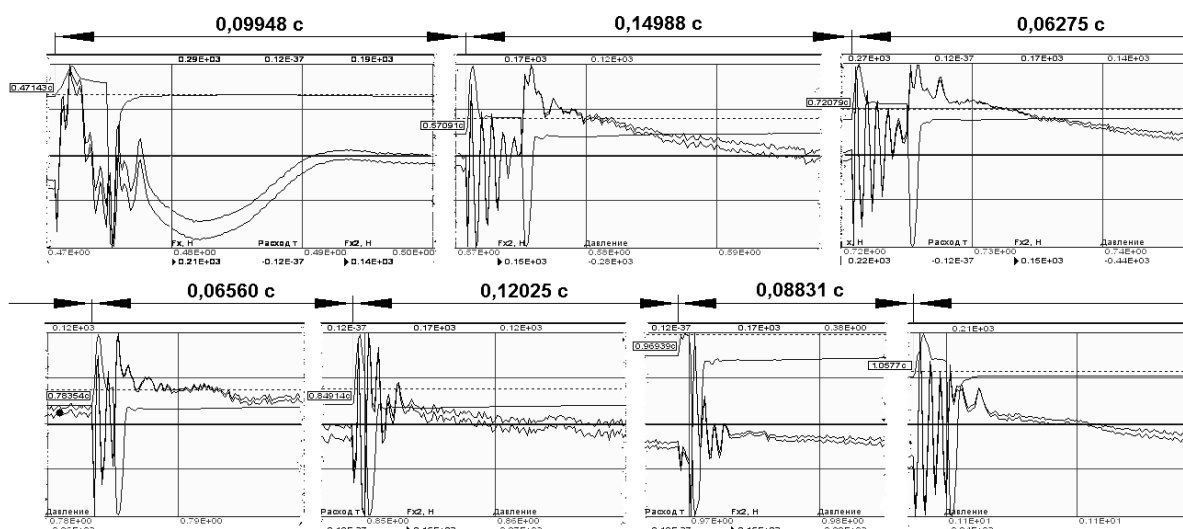


Рис. 9. Осциллограмма всплеск высокой интенсивности в процессе с наддувом

Литература

1. Амброжевич А.В. Технология исследований рабочих процессов транспортных систем с бесклапанными ПуВРД / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 4 (71). – С. 67–74.

2. Амброжевич А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2010. – № 5 (72). – С. 50–58.

3. 3,093,962 Valveless Jet Engine with Inertia Tube / Engine M. Gluhareff, 513 N. Dianthus, Manhattan Beach, Calif. Filed Mar. 1957, Ser. No. 645,299 8 Claims. (Cl. 60-35.6) // US Patent Office, 3,093,962, patented June 18, 1963.

4. Технические характеристики ДГ с сайта Gluhareff Pressure Jet [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.tipjet.com/g8220_kit.html.

5. Сведения об использовании ДГ в вертолетостроении G8-2 Gluhareff Pressure Jet Engines «The original pressure jet» // A division of Gluhareff helicopters LLC [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gluhareffhelicopters.com/techical-information/engine-model-specifications>.

6. Мигалин К.В. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель / К.В. Мигалин, А.И. Сиденко // Заявка на изобр. РОСПАТЕНТ: уведомл. о поступлении и рег. заявки от 04.05.2010 г., рег. вх. № 025323, рег. № 2010117779.

7. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.

8. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.

Поступила в редакцию 19.03.2011

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

ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В ЕЖЕКТОРНОМУ ППРД

О.В. Амброжевич, С.М. Ларьков, К.В. Мигалин, В.О. Середя

Розглянуто клас ежекторних прямооточних повітряно-реактивних двигунів (ЕППРД) з подачею та компресією повітря від активного струменя пропану. Запропоновано метод розрахунку течії в ЕППРД на підставі універсальної технології обчислювального газодинамічного експерименту з використанням моделі багаторежимного горіння паливо-повітряної суміші. Подано результати чисельних досліджень робочого процесу ЕППРД малої тяги для безпілотного літального апарату. Проведено факторний аналіз робочого процесу на основі амплітудо-фазо-частотних характеристик двигуна.

Ключові слова: ежекторний повітряно-реактивний двигун, безпілотний літальний апарат, робочий процес, обчислювальний газодинамічний експеримент, багаторежимне горіння.

INVESTIGATION OF WORKING PROCESS IN THE EJECTOR RAMJET ENGINE

A.V. Ambrozhevitch, S.N. Larkov, K.V. Migalin, V.O. Sereda

A class of ejector ramjet engines (ERJE) with supplying and compressing the air from active propane's flow is considered. A method of numerical simulation of flow in ERJE on the versatile technology of numerical gas dynamic experiment with multi regime's model of combustion of air-fuel mixture is proposed. Results of numerical researches of working process in ERJE small draught for a unmanned aircraft vehicle are presented. The factorial analysis of working process on the basis of amplitude-phase-frequency characteristics of the engine is carried out.

Key word: ejector ramjet engines, unmanned aircraft vehicle, working process, numerical gas dynamic experiment, multi regime's combustion.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

Мигалин Константин Валентинович – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Россия, Тольятти, e-mail: MigalinK@mail.ru.

Середя Владислав Александрович – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 629.7.036

А.И. ГАРКУША, В.С. ЧИГРИН

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

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ТУРБИНЫ С РЕГУЛИРУЕМЫМ СОПЛОВЫМ АППАРАТОМ

Проведена оценка эффективности использования в турбине ГТД регулируемого соплового аппарата (РСА). Применительно к двигателям силовой установки сверхзвуковых многорежимных самолётов управление сопловыми аппаратами турбины, наряду с управлением другими элементами позволяет несколько повысить тягу на максимальном и форсированном режимах при сверхзвуковых скоростях полёта и улучшить экономичность двигателя на дроссельных режимах. На энергетических и газотранспортных ГТД достигается значительный положительный эффект от применения РСА в одно и двухступенчатых силовых турбинах по тепловой экономичности установки на частичных нагрузках. Наряду с этим, по данным приведенным в ряде работ изменение площади проходного сечения соплового аппарата (F_{CA}) турбины приводит к снижению КПД турбины. Для получения эффекта от регулирования F_{CA} необходимы специальные подходы при проектировании турбины. Для турбин, у которых регулирование площади соплового аппарата связано с её увеличением по сравнению с расчетным значением, можно рекомендовать пониженные значения степени реактивности на расчетном режиме (ρ_p). А для турбин, у которых регулирование F_{CA} связано с её уменьшением, можно рекомендовать повышенные значения ρ_p .

Ключевые слова: регулируемый сопловой аппарат турбины, площадь проходного сечения соплового аппарата, степени реактивности, КПД турбины.

Введение

Одним из перспективных направлений улучшения характеристик ГТД является использование в турбине двигателя регулируемого соплового аппарата (РСА). Изменение проходной площади соплового аппарата, осуществляемое путем поворота сопловых лопаток, позволяет регулировать расход рабочего тела через турбину и её мощность.

Применительно к двигателям силовой установки сверхзвуковых многорежимных самолётов управление сопловыми аппаратами турбины, наряду с управлением другими элементами позволяет несколько повысить тягу на максимальном и форсированном режимах при сверхзвуковых скоростях полёта и улучшить экономичность двигателя на дроссельных режимах за счёт оптимизации параметров рабочего процесса и снижения потерь [1]. Такие двигатели получили название двигатели с изменяемым рабочим процессом (ДИП). В настоящее время наиболее изученными являются характеристики ДИП на основе традиционных схем турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажем (ТРДДФ), имеющих развитое управление элементами проточной части.

Первый полноценный ДИП продемонстрированный фирмой «Дженерал-Электрик» показал

улучшение топливной экономичности на перегонной дальности на дозвуковом режиме на 8 %.

На энергетических и газотранспортных ГТД достигается значительный положительный эффект от применения РСА в одно и двухступенчатых силовых турбинах.

На энергетических ГТД РСА поддерживает постоянным частоту вращения вала, обеспечивая тем самым более высокую мощность в летнее время и при снижении КПД турбомашин вследствие эксплуатационных воздействий. Регенерация теплоты, главный резерв повышения эффективности ГТУ стационарного типа, дает максимальный эффект при использовании регулируемых силовых турбин с реализацией программы управления $T_r^* = \text{const}$. В климатических условиях средней полосы Украины и России такая программа управления обеспечивает около 4 % экономии топлива. Регулируемый сопловой аппарат в ряде случаев дает значительные преимущества по тепловой экономичности установки на частичных нагрузках.

На транспортных ГТД РСА свободной турбины (СТ) ограничивает частоту ее вращения и предотвращает заброс оборотов при переключении передач. Использование регулируемого соплового аппарата дает возможность организовать переменные режимы транспортного газотурбинного двигателя

по двум законам: постоянства температуры газа, постоянства оборотов установки. Сохранение при частичных нагрузках постоянной температуры обеспечивает повышение экономичности двигателя, а сохранение постоянных оборотов на частичных режимах значительно улучшает приемистость двигателя [2].

Несмотря на широкие возможности применения регулируемых сопловых аппаратов, до сих пор нет достаточно полных исследований того комплекса проблем, который возникает при использовании поворотных сопловых лопаток.

Основными причинами ограниченного использования РСА в СТ энергетических и газотранспортных ГТД является суждение о повышенной сложности механизма поворота лопаток, уплотнений и недостаточной надежности работы таких лопаток.

Эффективность турбины с использованием РСА

Важной причиной отказа от применения РСА в турбинах ГТД являются данные о пониженной эффективности регулируемых ступеней осевых турбин вследствие, вызывающих дополнительные потери, изменения углов атаки рабочих лопаток, осевых межвенцовых и радиальных зазоров в РСА.

По данным приведенным в работе [3] уменьшение приведенного расхода на 10% может примерно на 2% снизить КПД турбины (рис.1).

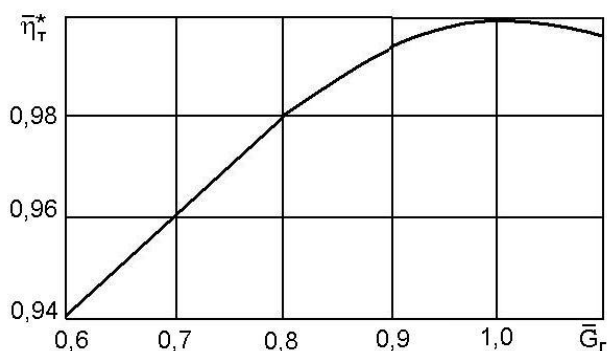


Рис. 1. Изменение КПД турбины при изменении приведенного расхода газа

Однако при надлежащем выборе геометрических и газодинамических параметров регулируемых ступеней и соответствующей конструкции (со сферическими меридиональными обводами и подпружиненными сопловыми лопатками для ликвидации радиальных зазоров) РСА обеспечивают высокую эффективность, что подтверждается многочисленными их испытаниями и расчетными исследованиями.

Для регулируемой ступени при сферических меридиональных обводах и отсутствии радиальных зазоров в соплах РСА важно влияние потерь энергии, связанных с изменением угла атаки рабочих лопаток.

На рис. 2 приведены результаты вычисления относительного КПД на расчетном (номинальном) режиме в зависимости от относительной площади выходного сечения РСА [4]. Видно, что уменьшение проходного сечения соплового аппарата дает некоторый рост КПД, а его увеличение – вызывает снижение КПД. Небольшое снижение потерь энергии при уменьшении проходного сечения РСА связано с изменением кинематики потока.

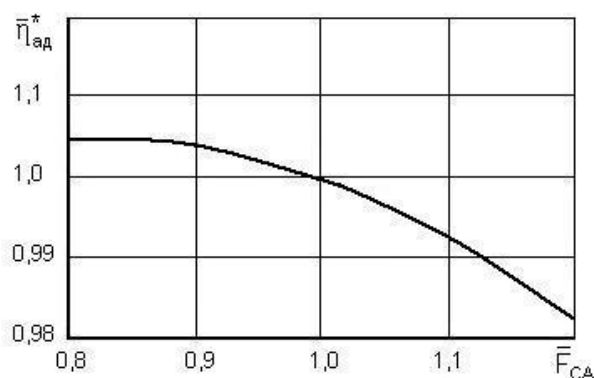


Рис. 2. Изменение КПД турбины при изменении площади проходного сечения РСА

При прикрытии РСА и поддержании постоянной частоты вращения, убывают осевая составляющая скорости потока, относительные скорости на входе и абсолютная скорость на выходе, т.е. все значения скоростей и связанные с ними потери энергии.

Потери со снижением скорости значительно снижаются, посколькукрытие площади соплового аппарата на 10...15% для большинства первых ступеней многоступенчатых СТ сопровождается приближением значения угла выхода потока из ступени к 90° .

Исследования турбинной ступени с регулируемым сопловым аппаратом показывают, что при отклонении угла выхода потока из соплового аппарата от оптимального значения наблюдается существенное снижение КПД [4].

Особенности проектирования турбины с РСА

Отличие данных приводимых разными авторами [3 – 5] о КПД турбины с РСА свидетельствует о том, что эффективность турбины существенно зависит от параметров заложенных при проектировании.

Для оценки влияния управления сопловыми аппаратами турбины на характеристики ТРДДФ было проведено расчетное исследование применительно к серийному двигателю.

Результаты расчетов показывают, что увеличение площади проходного сечения соплового аппарата (F_{CA}) турбины высокого давления на 10 % позволяет снизить удельный расход топлива на форсажных режимах до 2 % [6].

Малый эффект от управления F_{CA} объясняется слабой способностью турбины к увеличению работы при увеличении F_{CA} .

В теории газовых турбин [7] способность турбины увеличивать мощность при увеличении степени понижения давления (π_T) характеризуется коэффициентом запаса работы:

$$K_L = L_{T \max} / L_{Tr},$$

который показывает во сколько раз можно увеличивать работу турбины при увеличении π_T от расчетного значения до предела расширительной способности турбины. На рис. 3 показана зависимость коэффициента запаса работы одноступенчатой турбины от площади проходного сечения соплового аппарата, рассчитанного по методике [8]. Видно, что с увеличением F_{CA} способность турбины к увеличению работы резко уменьшается. Это объясняется увеличением степени реактивности турбины (рис. 3) и уменьшением расширительных возможностей соплового аппарата (СА).

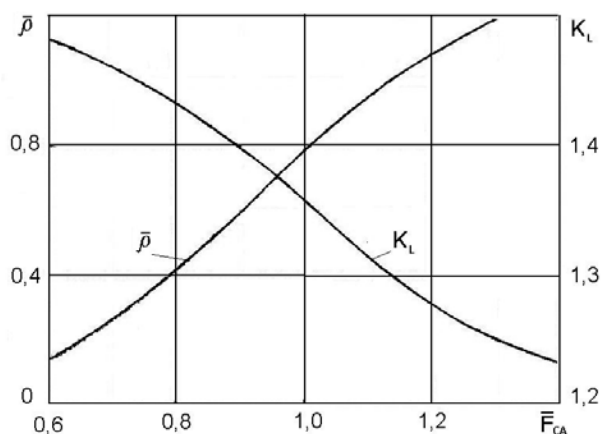


Рис. 3. Изменение степени реактивности и коэффициента запаса работы турбины при изменении площади проходного сечения РСА

Таким образом, для получения эффекта от регулирования F_{CA} необходимы специальные подходы при проектировании турбины. Для турбин, у которых регулирование площади СА связано с её увеличением по сравнению с расчетным значением, можно рекомендовать пониженные значения

степени реактивности на расчетном режиме (p_r). Это позволит сохранить высокую способность турбины к увеличению работы при регулировании СА. А для турбин, у которых регулирование площади СА связано с её уменьшением, можно рекомендовать повышение значения p_r . В этом случае степень реактивности будет оставаться положительной в более широком диапазоне регулирования СА, что позволит избежать дополнительных потерь, обусловленных отрицательной степенью реактивности и ухудшения эффективности турбины [1].

Заключение

Выбор параметров турбин с РСА должен тесно увязываться с задачами управления, а следовательно с потребным диапазоном изменения площади сопловых аппаратов. В частности, на энергетических ГТД у которых регулирование связано с увеличением площади СА можно рекомендовать пониженные значения степени реактивности на расчетном режиме.

Литература

1. Нечаев Ю.И. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов / Ю.И. Нечаев, В.Н. Кобельков, А.С. Полев. — М.: Машиностроение, 1988. — 172 с.
2. Арсеньев Л.В. Улучшение статических и динамических свойств транспортных ГТУ с помощью регулируемого соплового аппарата / Л.В. Арсеньев, А. Кантор, К.В. Орлов. — Тр. ЛПИ, 1962. — Т. 232. — С. 26-30.
3. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. — М.: МАИ, 2003. — С. 144-145.
4. Комаров О.В. Эффективность применения регулируемых силовых турбин в газотурбинных установках и двигателях регенеративного и простого циклов / О.В. Комаров, Б.С. Ревзин, Ю.М. Бродов // Теплоэнергетика. — 2006. — № 2. — С. 73-77.
5. Холщевников К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Н. Митрохин. — М.: Машиностроение, 1986. — 432 с.
6. Бабич О.В. Улучшение характеристик ТРДДФ за счет регулирования сопловых аппаратов турбины / О.В. Бабич, А.И. Гаркуша // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ'2008, «ХАІ»: тез. докл. Междунар. науч.-техн. конф. — Х., 2008. — С. 159.
7. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин / В.Х. Абианц. — М.: Машиностроение, 1979. — 246 с.

8. Кобельков В.Н. Методика расчёта характеристик регулируемой газовой турбины в широком диапазоне режимов работы / В.Н. Кобельков, А.Н. Литвяк // Научн.-метод. материалы по процес-

сам и характеристикам авиационных двигателей: сб. ст. // ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского – М., 1985. – С. 50-61.

Поступила в редакцию 22.03.2011

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник В.В. Логинов, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Украина.

ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ТУРБИНИ З КЕРОВАНИМ СОПЛОВИМ АПАРАТОМ

О.І. Гаркуша, В.С. Чигрин

Проведена оцінка ефективності використання в турбіні ГТД регульованого соплового апарату (РСА). Стосовно до двигунів силової установки надзвукових багаторежимних літаків управління сопловими апаратами турбіни, поряд з керуванням іншими елементами дозволяє трохи підвищити тягу на максимальному і форсованому режимах при надзвукових швидкостях польоту і поліпшити економічність двигуна на дросельних режимах. На енергетичних і газотранспортних ГТД досягається значний позитивний ефект від застосування РСА в одній двоступеневих силових турбінах з теплової економічності установки на часткових навантаженнях. Поряд з цим, за даними наведеним у ряді робіт зміна площі прохідного перерізу соплового апарату (F_{CA}) турбіни призводить до зниження ККД турбіни. Для отримання ефекту від регулювання F_{CA} необхідні спеціальні підходи при проектуванні турбіни. Для турбін, у яких регулювання площі соплового апарату пов'язано з її збільшенням в порівнянні з розрахунковим значенням, можна рекомендувати знижені значення ступеня реактивності на розрахунковому режимі (ρ_p). А для турбін, у яких регулювання F_{CA} пов'язано з її зменшенням їм, можна рекомендувати підвищені значення ρ_p .

Ключові слова: регульований сопловий апарат турбіни, площа прохідного перерізу соплового апарату, ступень реактивності, ККД турбіни.

SELECTION OF PARAMETERS TURBINE WITH CONTROLLED NOZZLE ASSEMBLY

A.I. Garkusha, V.S. Chigrin

Describes the effect of use on gas turbine engine turbine with variable area nozzles of turbine stage. For engines multimode supersonic aircraft variable area nozzles of turbine stage, along with other controls will slightly increase maximum thrust to forced operation at supersonic flight speeds and efficiency of the engine at low regimes. To energy and transportation gas turbine engine achieved a significant positive effect from the use of variable area nozzles of turbine stage in one and two-stage power turbine. Thermal efficiency of the installation at partial load increases. Along with this, according to data provided in a number of works by changing the area nozzles of turbine stage reduces the efficiency of the turbine. To obtain the effect of variable area nozzles of turbine stage regulation requires special approaches when designing the turbine. For turbines, which regulate the area nozzles of turbine stage associated with an increase in comparison with the calculated value, we can recommend reduced the degree of reactivity on a design mode. And for the turbines, which control area nozzles of turbine stage is associated with its decrease we can recommend higher values of the degree of reactivity.

Key words: variable area nozzles of turbine stage, area nozzles of turbine, the degree of reactivity, the efficiency of the turbine.

Гаркуша Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: algar@vk.kharkov.ua.

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: chigrin_vs@rambler.ru.

УДК 621.311.61

И.И. АБРОСИМОВА, К.В. БЕЗРУЧКО, А.О. ДАВИДОВ, А.А. ХАРЧЕНКО

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

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОРИСТОСТИ КАДМИЕВОГО ЭЛЕКТРОДА НА ЕМКОСТЬ НИКЕЛЬ-КАДМИЕВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

Рассмотрены электрохимические процессы, протекающие в никель-кадмиевых аккумуляторах при их заряде и разряде. С помощью теории пористого электрода получены математические зависимости, описывающие зависимость потенциала кадмиевого электрода и напряжения никель-кадмиевого аккумулятора от пористости кадмиевого электрода никель-кадмиевого аккумулятора. С помощью полученных математических зависимостей получены разрядные характеристики кадмиевого электрода и никель-кадмиевого аккумулятора в целом, а также предложен способ определения ресурса никель-кадмиевых аккумуляторов.

Ключевые слова: никель-кадмиевый аккумулятор, система энергоснабжения, кадмиевый электрод, пористость, пористый электрод.

Введение

Сегодня трудно себе представить жизнь современного человека без участия различных космических аппаратов: спутников связи (телевидение, радио, телефония, широкополосная связь, мобильная связь), навигационных спутников (глобальная система позиционирования GPS), метеорологических спутников, геологоразведочных спутников. Однако работа этих аппаратов не возможна без электрической энергии и участия систем электроснабжения. И очень часто срок службы космического аппарата напрямую зависит от срока службы системы электроснабжения. В тоже время срок службы энергосистем, напрямую зависит от эксплуатационных характеристик источников тока, входящих в их состав. При отказе источника тока, космические аппараты прекращают свое активное существование. Как правило, в качестве источников тока в энергосистемах космических объектов используются химические источники тока, электрохимические аккумуляторы.

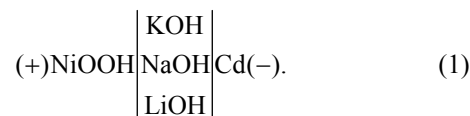
В настоящее время наиболее распространенными системами электроснабжения космических аппаратов являются системы на основе никель-кадмиевых аккумуляторов. Однако до сих пор многие явления, протекающие в никель-кадмиевых аккумуляторах, а также вопросы их оптимальной эксплуатации изучены недостаточно. К таким явлениям, в первую очередь, можно отнести деградиционные процессы, приводящие к снижению ресурса никель-кадмиевого аккумулятора.

Данная статья посвящена процессам, протекающим на кадмиевом электроде никель-кадмиевого аккумулятора. **Целью данной статьи** является

получение математических зависимостей разрядных характеристик кадмиевого электрода и никель-кадмиевого аккумулятора от пористости кадмиевого электрода, и поиск возможности определения ресурса никель-кадмиевого аккумулятора.

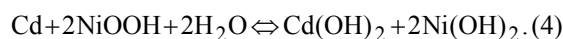
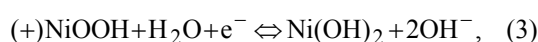
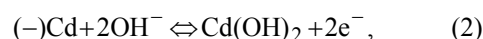
1. Электрохимические процессы, протекающие в никель-кадмиевых аккумуляторах

В основу действия никель-кадмиевого аккумулятора положена следующая электрохимическая система (1).



Активным веществом отрицательного электрода служит мелкодисперсный кадмий (иногда смесь железа с кадмием), положительного электрода - гидроксид никеля (III) (смешанный с графитом или лепестковым никелем).

При разряде никель-кадмиевого аккумулятора на электродах протекают процессы (2) и (3) и суммарное уравнение токообразующих процессов имеет следующий вид (4).



Однако данные реакции являются более схематичными, поскольку не показывают истинного механизма протекания токообразующих реакций, протекающих на электродах никель-кадмиевых аккумуляторов.

2. Кадмиевый электрод

Электрохимические реакции на кадмиевом электроде протекают с участием процесса растворения и образования гидроксокомплексов кадмия. Поэтому в данном случае, для ресурса кадмиевого электрода на первый план выходит пористость электрода. Пористость активной массы кадмиевого электрода обусловлена ее структурой и выражается в наличии пустых промежутков между отдельными зернами, кристаллами и другими элементами грубой структуры. С пористостью активной массы в первую очередь связана скорость диффузии электролита при заряде и разряде.

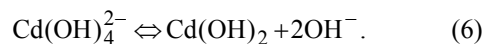
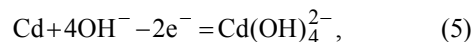
В иностранной и отечественной литературе теории пористого электрода посвящено большое число источников, однако данные теории не учитывают влияние пористости на емкость и ресурс аккумулятора в целом [1 – 3].

Для получения данных зависимостей воспользуемся математической моделью, описывающей анодное окисление пористого кадмиевого электрода в щелочном электролите, разработанной А.А. Москвичевым [4].

Модель основана на протекании процесса в единичной цилиндрической поре (рис. 1). Пора образована активным веществом, слоем продуктов реакции и заполнена электролитом.

Особенностью электрохимического поведения

кадмия является то, что в ходе его анодного растворения по реакции (5) образуется пересыщенный раствор гидроксокомплекса кадмия, который при распаде, по реакции (6), образует самостоятельную новую твердую фазу с низкой удельной электропроводностью.



Гидроксид кадмия, осаждаясь на частицах активного вещества, уменьшает долю истинной удельной поверхности и изменяет физико-химические свойства границы раздела электрод/раствор. Процесс окисления кадмия в щелочи также может протекать и по твердофазному механизму (7):



Следовательно, модель кадмиевого электрода должна учитывать изменение пористости, активной поверхности и размеров частиц активного вещества, механизм протекания электрохимических и химических реакций.

Как известно, потенциал кадмиевого электрода равен разности стандартного электродного потенциала кадмиевого электрода и поляризации кадмиевого электрода:

$$E_{\text{Cdэл-да}} = E_{\text{Cd}}^0 - \eta, \quad (8)$$

где $E_{\text{Cdэл-да}}$ – потенциал кадмиевого электрода;

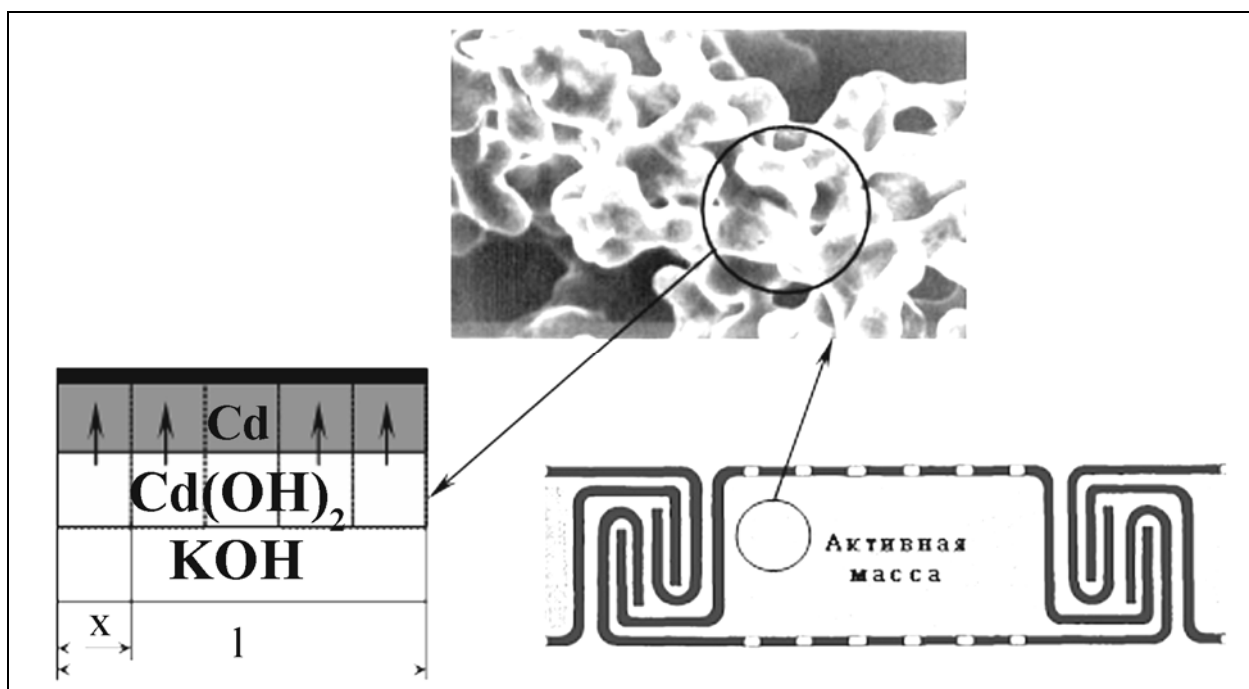


Рис. 1. Внешний вид пористой активной массы и схема поры кадмиевого электрода:
x - толщина зоны по макропоре; l - полутолщина электрода

E_{Cd}^0 – стандартный электродный потенциал кадмиевого электрода;

η – поляризация кадмиевого электрода.

В тоже время падение напряжения кадмиевого электрода относительно стандартного потенциала вызвано несколькими процессами и поляризация кадмиевого электрода равна:

$$\eta = u_{конц} + u_{эл-т} + u_{твфаз}, \quad (9)$$

где $u_{конц}$ – концентрационная поляризация;

$u_{эл-т}$ – падение напряжения в электролите;

$u_{твфаз}$ – падение напряжения в твердой фазе.

Воспользовавшись моделью разработанной Москвичевым А.А. [4] и модернизировав их в наших целях нами были получены следующие уравнения для расчета поляризации кадмиевого электрода:

$$u_{конц} = 0,0295 \cdot \lg \left(\frac{c_{гидркомпл}^{тек} \cdot (c_{ОН}^0)^4}{(c_{ОН}^{тек})^4 \cdot c_{гидркомпл}^0} \right) = 0,0295 \cdot \lg \left(\frac{(c_{ОН}^0)^4 \cdot (k \cdot \tau + 1 / c_{ОН}^0)^4}{c_{гидркомпл}^0 \cdot (k \cdot \tau + 1 / c_{гидркомпл}^0)} \right), \quad (10)$$

где $c_{гидркомпл}$ – начальные и текущие концентрации гидроксокомплекса кадмия;

$c_{ОН}$ – начальные и текущие концентрации гидроксид-ионов,

k – константа скорости реакции;

τ – время реакции.

$$u_{эл-т} = S \cdot i_{эл-т} \cdot l(\tau) \cdot \int_0^{l(\tau)} \frac{dx}{\chi_{эл-т}} + \frac{R \cdot T}{F} \cdot \left(\frac{t_{гидкомпл}}{2} \cdot \ln c_{гидркомпл} + t_{ОН} \cdot \ln c_{ОН} \right), \quad (11)$$

где S – площадь поверхности электрода;

$i_{эл-т}$ – ток по электролиту;

$$E_{Cdэл-да} = E_{Cd}^0 - 0,0295 \cdot \lg \left(\frac{(c_{ОН}^0)^4 \cdot (k \cdot \tau + 1 / c_{ОН}^0)^4}{c_{гидркомпл}^0 \cdot (k \cdot \tau + 1 / c_{гидркомпл}^0)} \right) - \frac{S \cdot i_{эл-т} \cdot l(\tau)}{\chi_{эл-т}} - \frac{R \cdot T}{F} \cdot \left(\frac{t_{гидкомпл}}{2} \cdot \ln c_{гидркомпл} + t_{ОН} \cdot \ln c_{ОН} \right) - \frac{0,026 \cdot t_{гидркомпл} \cdot \ln c_{гидркомпл}}{S \cdot \chi_{эл-т} \cdot \Pi} \cdot (\ln[l(\tau)] - 1) - \frac{\delta_{бар}}{\chi_{бар}} \cdot (\ln[l(\tau)] - 1) - \frac{0,0295}{i_{реакц} \cdot \Pi} \cdot (\ln[l(\tau)] - 1) - S \cdot R_{твфаз} \cdot i_{фар} \cdot l(\tau). \quad (14)$$

3. Результаты и обсуждение

С помощью уравнения (14) нами были получены разрядные характеристики кадмиевого электрода для трех значений пористости активной массы: 30, 60 и 100% (рис. 2а).

Как видно из приведенных зависимостей, пористость активной массы существенно влияет на емкость кадмиевого электрода.

I – ток разряда;

$l(\tau)$ – толщина зоны по макропоре;

$\chi_{эл-т}$ – проводимость электролита;

R – универсальная газовая постоянная;

T – температура;

F – постоянная Фарадея;

t – числа переноса гидроксокомплекса и гидроксид-ионов.

$$u_{твфаз}^{ед} = \frac{0,026 \cdot t_{гидркомпл} \cdot \ln c_{гидркомпл}}{S^2 \cdot \chi_{эл-т} \cdot \Pi \cdot x} + \frac{\delta_{бар}}{\chi_{бар} \cdot S \cdot x} + 0,0295 \cdot \frac{1}{i_{реакц} \cdot S \cdot \Pi \cdot x} + R_{твфаз} \cdot i_{фар}, \quad (12)$$

где $u_{твфаз}^{ед}$ – падение напряжения в единичной макропоре твердой фазы;

Π – пористость;

$\delta_{бар}$ – толщина барьерной пленки;

$\chi_{бар}$ – проводимость барьерной пленки;

$i_{реакц}$ – ток реакции;

$R_{твфаз}$ – сопротивление твердой фазы;

$i_{фар}$ – фарадеевский ток.

Однако уравнение (12) действительно только для зоны макропоры. Проинтегрируем его, для того чтобы получить уравнение для расчетов падения напряжения в твердой фазе для всего электрода в целом:

$$u_{твфаз} = S \cdot \int_0^{l(\tau)} u_{твфаз}^{ед} dx. \quad (13)$$

Таким образом, подставив уравнения (10), (11) и (13) в уравнение (8) мы получим математическую зависимость для расчета разрядной характеристики кадмиевого электрода в зависимости от пористости активной массы кадмиевого электрода:

Для получения разрядных кривых никель-кадмиевого аккумулятора в целом, воспользуемся уравнением для расчета потенциала гальванического элемента:

$$E_{Ni-Cd} = E_{Ni} + E_{Cd},$$

где E_{Ni-Cd} – напряжение никель-кадмиевого аккумулятора;

E_{Ni} – напряжение никелевого электрода;

E_{Cd} – потенциал кадмиевого электрода.

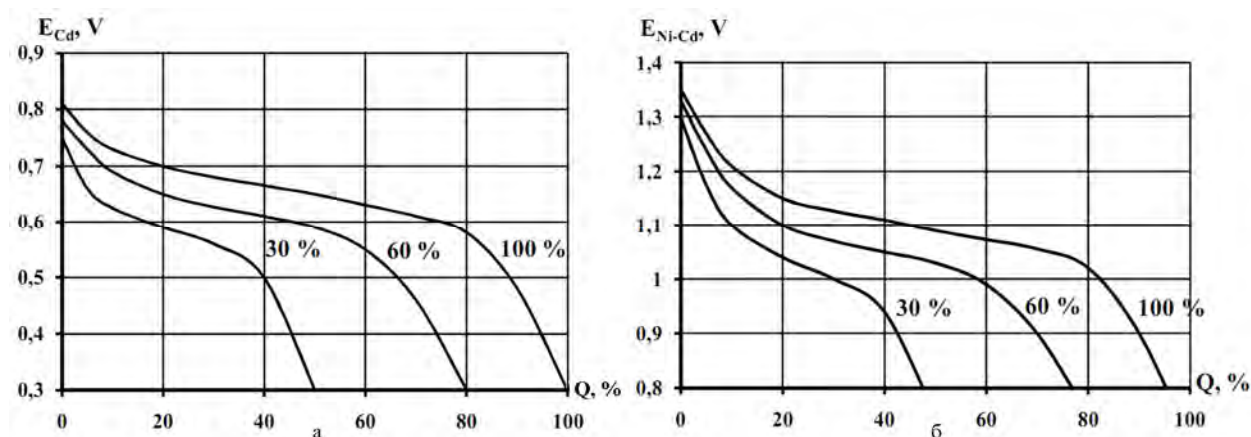


Рис. 2. Разрядные характеристики кадмиевого электрода (а) и никель-кадмиевого аккумулятора (б) при различных степенях пористости активной массы кадмиевого электрода

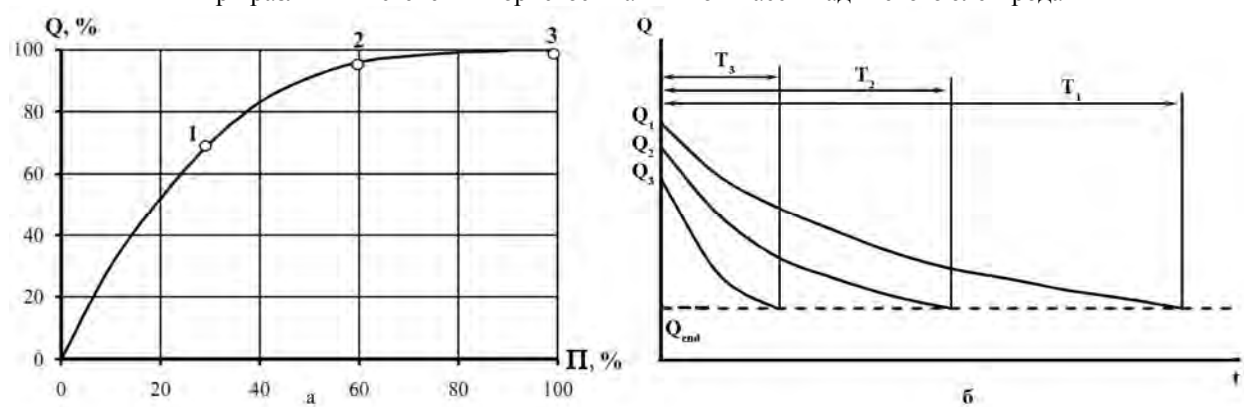


Рис. 3. Зависимость емкости (а) и ресурса никель-кадмиевых аккумуляторов (б) от степени пористости активной массы кадмиевого электрода

Предположив, что потенциал окисно-никелевого электрода не зависит от пористости никелевого электрода, и, воспользовавшись разрядными характеристиками окисно-никелевого электрода, приведенными В.В. Теньковцевым и Б.И. Центером [5], мы получили разрядные кривые никель-кадмиевого электрода при различных значениях пористости кадмиевого электрода (рис. 2б). Как следует из данных зависимостей, пористость активной массы кадмиевого электрода также оказывает влияние и на емкость никель-кадмиевого аккумулятора в целом.

Воспользовавшись значениями емкости никель-кадмиевого аккумулятора при нескольких значениях пористости кадмиевого электрода, мы получили кривую зависимости емкости никель-кадмиевого аккумулятора от пористости кадмиевого электрода (рис. 3а).

Таким образом, с помощью этих данных была построена кривая зависимости падения емкости никель-кадмиевого аккумулятора во времени при различных значениях пористости кадмиевого электрода (рис. 3б).

Зависимости были построены для точек 1-3 рис. 3а. Следовательно, для точки 1 начальная емкость равна Q_1 , а ресурс никель-кадмиевого аккумулятора будет равен T_1 .

Закключение

Полученные нами, на основании теории пористого электрода, математические зависимости описывают процесс разряда пористого кадмиевого электрода и никель-кадмиевого электрода, а также позволяют предсказать влияние этого фактора на отдаваемую им емкость.

В тоже время, полученные нами математические зависимости после дополнительной доработки позволяют спрогнозировать ресурс никель-кадмиевого аккумулятора.

Предложенные математические зависимости позволяют разрабатывать новые методы ускоренных испытаний (ускоряя негативные процессы) и новые методы восстановления характеристик аккумуляторов (компенсируя негативные процессы).

Литература

1. Чирков Ю.Г. Теория пористых электродов: расчет габаритных характеристик катода для случая, когда поляризационная кривая имеет участки с различными наклонами / Ю.Г. Чирков, В.И. Ростокин // *Электрохимия*. – 2006. – №7 (42). – С. 806-812.

2. Салтыков Ю.В. Теория пористых гидрофобизированных электродов, применяемых в электрохимическом синтезе / Ю.В. Салтыков, В.Л. Корниченко // *Химия в интересах устойчивого развития*. – 2005. – № 13. – С. 587-598.

3. Hampson N.A. *The electrochemistry of porous*

electrodes flooded, static (natural) electrodes / N.A. Hampson, A.J. McNeil // *Electrochemistry*. – 1983. – Vol. 8. – P. 1-53.

4. Москвичев А.А. Закономерности массопереноса в пористом кадмиевом электроде никель-кадмиевых аккумуляторов: автореф. дис. ... канд. тех. наук: 02.00.04 / Москвичев Александр Александрович; Нижегородский гос. тех. ун-т. – Н.Новгород, 2008. – 21 с.

5. Теньковцев В.В. Основы теории и эксплуатации герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов / В.В. Теньковцев, Б.И. Центер. – Л: Энергоатомиздат, 1985. – 96 с.

Поступила в редакцию 1.04.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. кафедры аэрокосмической теплотехники А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ПОРИСТОСТІ КАДМІЄВОГО ЕЛЕКТРОДУ НА ЄМНІСТЬ НІКЕЛЬ-КАДМІЄВИХ АКУМУЛЯТОРІВ

І.І. Абросімова, К.В. Безручко, А.О. Давідов, А.А. Харченко

Розглянуто електрохімічні процеси, що протікають в нікель-кадмієвих акумуляторах. Приведено виведення математичних залежностей, які описують роботу пористого кадмієвого електроду нікель-кадмієвого акумулятора. Показано, що такі математичні залежності враховують пористість активної маси кадмієвого електроду. За допомогою математичних залежностей отримано розрядні характеристики кадмієвого електроду та нікель-кадмієвого акумулятору в цілому, а також запропоновано спосіб визначення ресурсу нікель-кадмієвих акумуляторів.

Ключові слова: нікель-кадмієвий акумулятор, система енергопостачання, кадмієвий електрод, пористість, пористий електрод.

ANALYSIS OF CADMIUM ELECTRODE POROSITY INFLUENCE ON THE CAPACITY OF NICKEL-CADMIUM ACCUMULATORS

I.I. Abrosimova, K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, A.A. Kharchenko

Electrochemical processes taking place in nickel-cadmium accumulators are considered. The conclusion with the respect to mathematical dependences, we have come to, describes the work of a porous cadmium electrode of nickel-cadmium accumulator. It is shown that the received mathematical dependences take into account the porosity of cadmium electrode active mass cores. With the help of the received mathematical dependences some calculations are made to determine the discharge characteristics of cadmium electrode and nickel-cadmium accumulator, on the whole. Also, on the base of calculations the method determination the resource of the nickel-cadmium accumulators has been proposed.

Keywords: nickel-cadmium accumulator, power supply system, cadmium electrode, porosity, porous electrode.

Абросимова Ирина Игоревна – студентка кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., проректор по научно-педагогической работе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: khai@ai.kharkov.ua.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Харченко Андрей Анатольевич – научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.311: 502.504

В.В. БЕРЕЗЮК, А.И. ЯКОВЛЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПОЛУЧЕНИЕ ЖИДКИХ ТОПЛИВ ИЗ ПРОДУКТОВ ГАЗИФИКАЦИИ РАСТИТЕЛЬНОЙ БИОМАССЫ**

Рассмотрен новый метод получения экологически чистых жидких топлив из растительной биомассы. Топлива не содержат серу, а выделяющийся при их горении диоксид углерода вновь участвует в росте растений. Топлива получают из продуктов газификации биомассы воздухом при невысоком давлении и температуре с использованием процесса синтеза углеводов по методу Фишера – Тропша. Обсуждаются проблемы экономии ресурсов горючих ископаемых и денежных ресурсов, затрачиваемых на их покупку. Исследуется возможность переработки и использования для получения энергии доступных природных органических материалов и их твердых органических отходов.

Ключевые слова: биомасса, газификация, синтез, топливо, процесс Фишера – Тропша, переработка.

Введение

В настоящее время энергетические потребности мира составляют ~ 11 – 12 млрд. т условного топлива (у. т.) и удовлетворяются за счет нефти и газа на 58 – 60 %, угля - на 30 %, гидро- и атомной энергии - на 10 – 12 % [1]. Применение возобновляемой растительной биомассы для производства жидких топлив целесообразно и даже необходимо в связи с ограниченностью запасов нефти. По данным XIII Нефтяного конгресса (1991 г.), разведанные запасы нефти в мире оцениваются в 140 – 145 млрд. т (160 млрд. м³), которых при современном потреблении нефти в мире может хватить на 35 – 45 лет. Ресурсы ежегодно возобновляемой растительной биомассы энергетически в 25 раз превышают добычу нефти [2]. В настоящее время сжигание растительной биомассы составляет ~ 10 % от потребляемых энергоресурсов (примерно 1 млрд. т у. т. или 0,7 млрд. т нефтяного эквивалента (н. э.)), в будущем ожидается существенное расширение использования биомассы в виде продуктов ее переработки (жидких, твердых топлив и др.), и в первую очередь отходов, которые скапливаются и разлагаются, загрязняя окружающую среду [2]. На фоне быстрого роста цен на нефть данный процесс весьма перспективен.

Во всем мире интенсивно ведутся работы по поиску возможностей производства топлив из растительного масла, которое можно было бы использовать непосредственно и как добавку к традиционным топливам. Особое внимание уделяется технологии получения биодизельного топлива в процессе его синтеза из растительного масла и метанола [3]. Полученные топлива могут быть использованы в

современных дизельных двигателях (биодизелях), в тепловых биогазовых установках, обычных бензиновых двигателях в области аэрокосмической техники, а также в агропромышленном комплексе и сельском хозяйстве. При этом общая мощность и крутящий момент для большинства двигателей практически не изменяются, хотя расход топлива на 5 – 7 % выше.

Постановка задачи

Существует задача получения компонентов жидких топлив из растительной биомассы. Ранее она решалась, но есть вопросы, которые хотелось бы рассмотреть и исследовать.

1. Количество исходного сырья, необходимое для получения 1 т компонентов жидкого топлива.

2. Изменение выхода жидких углеводородов при изменении состава взятого до опыта газа, при невысокой температуре, при невысоком давлении (0,1 Мпа), при повышении его до 1 МПа.

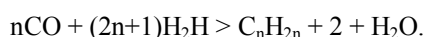
3. Влияние повышения давления и применения различных катализаторов на общий КПД синтеза жидкого топлива.

Решение задачи

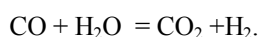
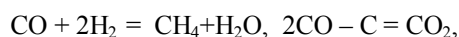
Описание рассматриваемых процессов. Газификация воздухом (при неполном сгорании) – известный технологический процесс переработки твердого органического сырья – биомассы: соломы, торфа, бурого угля, отходов кукурузы, хлопка и др. Газификация и сжижение биомассы происходят как в присутствии, так и в отсутствие окислительных (O₂), (воздух) и восстановительных (CO, H₂) газов

[1]. При нагревании биомассы происходит распад углеводородсодержащих молекул с образованием ряда газообразных, жидких и твердых продуктов. Специфические продукты реакции определяются температурой реакции, тепловой мощностью, степенью измельчения и типом биомассы, а также присутствием неорганических примесей и катализатора.

Синтез углеводородов из CO и H₂ на гетерогенных катализаторах (синтез Фишера – Тропша) в настоящее время рассматривается как реальная альтернатива их получению из нефти. Процесс представляет собой совокупность последовательных и параллельных, протекающих на поверхности гетерогенного катализатора. Основными являются реакции гидрополимеризации CO с образованием парафинов и олефинов [4]:



Побочные реакции – прямое гидрирование CO в метан и реакция водяного газа, интенсивно протекающая на железных катализаторах:



Максимальный теоретически возможный выход углеводородов из 1 м³ синтез – газа состава CO : H₂ = 1 : 2 составляет 208 г [4].

В промышленности для процесса Фишера – Тропша [2] синтез – газ получают каталитической конверсией метана с водяным паром при невысоких температурах.

Возможности получения компонентов жидких топлив из растительной биомассы, посредством ее газификации и синтеза из газа жидких углеводородов в общем виде представлены на рис. 1 [3].

Биомассу превращают в жидкость, напоминающую тяжелую топливную нефть, путем реакции ее с восстановительными газами (оксид углерода и водород) в присутствии катализатора. Обычно необ-

ходимо давление 250 бар и температура 600 – 700°C [5]. Состав газа находится в пределах (%): CO 15–25, H₂ 12 – 15, CO₂ 7 – 12, N₂ 45 – 50. Может присутствовать небольшое количество других примесей, например CH₄.

Газы газификации воздухом в зависимости от исходного сырья [2] имеют следующий состав (%), представленный в табл. 1:

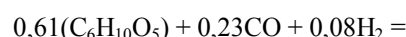
Таблица 1
Состав газов газификации воздухом

Исходное сырье, %	CO	H ₂	CO ₂	O ₂	N ₂
Древесная щепа	28,1	15,4	6,8	0,5	46,3
Солома	15,4	14,8	13,2	0,2	53
Бурый уголь	25,5	14	6,2	0,2	51,7

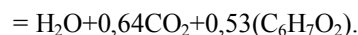
Как видно, азот содержится в больших количествах (45 – 55 %). Восстановительные газы путем пиролиза или окислительной газификации большего количества биомассы подготавливают к процессу сжижения.

Типичный процесс сжижения соломы (древесины) выражается следующей реакцией (данные Питтсбургского энергетического центра) [6]:

Биомасса



Сжиженная нефть



Солому (ее не нужно высушивать) размалывают в муку и смешивают с частью продуцированной нефти. В качестве катализатора добавляют карбонат натрия в количестве 5 % по массе. Смесь древесины, нефти, пара и катализатора подвергают первоначальному давлению 29 бар и нагревают до 300°C в течении часа для обеспечения 99 %-ного превращения соломы и выхода нефти 56 %. Данные методы были предложены ранее.

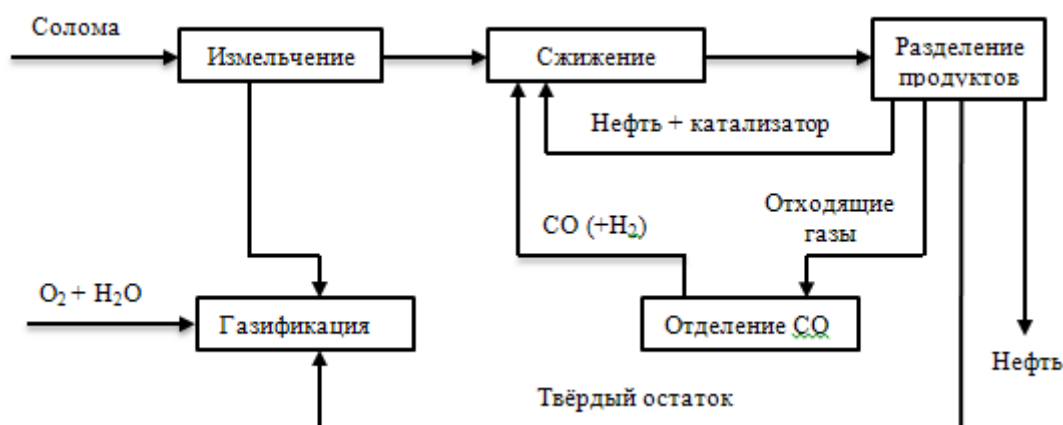
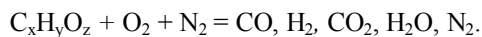


Рис. 1. Прямое сжигание растительной биомассы

Описание и анализ исследования. Рассмотрим протекание приведенных выше процессов при изменении исходных данных (температуры, давления, применяемых катализаторов, состава взятого до опыта газа). В процессе газификации биомассы ($C_xH_yO_z$) воздухом образуется газ, содержащий оксид углерода, водород, диоксид углерода и азот [7, 8]:



Состав продуктов газификации напрямую зависит от исходного сырья (древесная щеп, солома, отходы технических культур, хлопка).

Процесс синтеза жидких углеводородов происходит из CO и H_2 . Каталитическая газификация биомассы проводится с помощью водяного пара с подводом тепла извне в трубчатых печах на никелевых катализаторах. В этом случае из 1 т биомассы получается 15 – 16 кг водорода, диоксид углерода отделяется. В процессе газификации израсходуется 10,3 кДж тепла на 1 молекулу водорода, а при сжигании 1 молекулы выделяется 28,5 кДж.

Рассмотрим синтез углеводородов из генераторных газов газификацией воздухом растительного сырья. В качестве аналогов газа газификации в настоящей работе используется смесь газов следующих составов (%): CO – 30, H_2 – 15, CO_2 – 5, N_2 – 50; CO – 15, H_2 – 20, CO_2 – 15, N_2 – 50; CO – 28, H_2 – 15, CO_2 – 7, N_2 – 45 [7, 8].

Применяемая опытная установка включает газификацию биомассы воздухом при 180 – 1500°C, очистку газа и синтез жидких углеводородов. Принципиальная схема установки показана на рис. 2 [9].

Согласно [5, 10] исследование проводится при давлениях 0,1 и 1 МПа и температурах от 180 до 300°C. Применяется промышленный кобальт (Co) – катализатор и катализатор, который готовится смешением основного карбоната кобальта с носителем. Все катализаторы восстанавливаются в потоке водорода при 450°C.

Co обладает значительной гидрирующей активностью, поэтому часть CO неизбежно превращается в метан. Эта реакция резко ускоряется с повышением температуры, поэтому кобальтовые катализаторы не могут использоваться в высокотемпературном процессе синтеза. Полученные результаты при атмосферном давлении и давлении 1 МПа, при разном составе взятого для опыта газа, представлены в табл. 2 и 3 соответственно.

Таблица 2

Результаты, полученные при атмосферном давлении

CO, %	H_2 , %	CO_2 , %	N_2 , %	C1	C2-C4	>C5	Общий
30	-	67	-	6	22	41	69
30	5	15	50	3	9	64	64
15	15	20	50	8	9	35	52

Таблица 3

Результаты, полученные при давлении 1 МПа

CO, %	H_2 , %	CO_2 , %	N_2 , %	C1	C2-C4	>C5	Общий
30	67	-	-	20	37	80	137
15	20	15	50	30	18	90	138
10	20	20	50	37	23	98	158

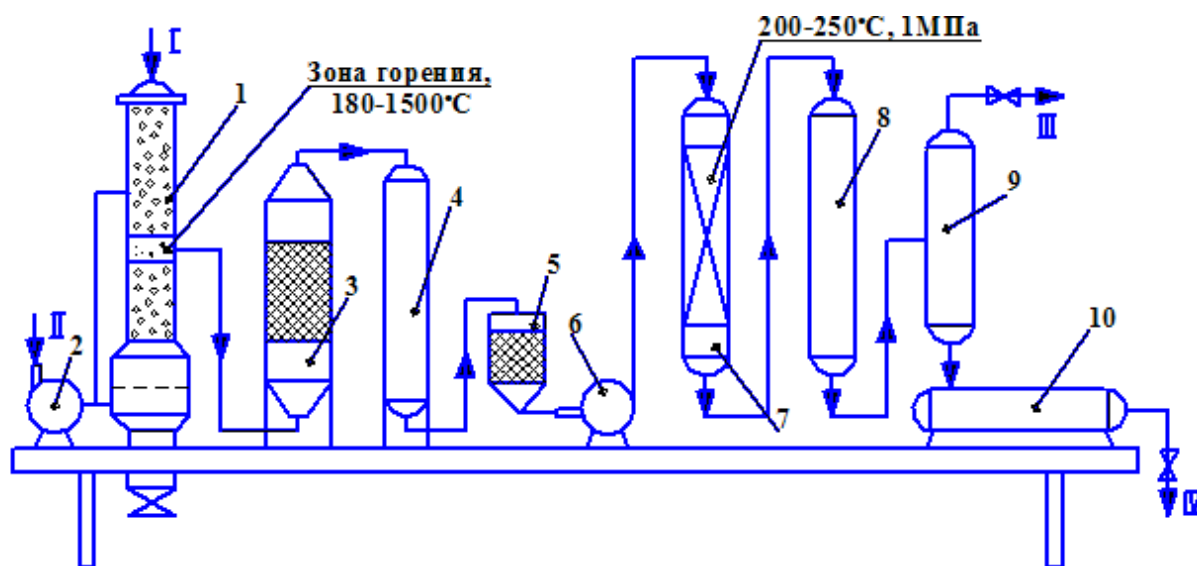


Рис. 2. Схема установки для получения жидкого топлива из растительной биомассы:
1 – газогенератор; 2 – воздушный компрессор; 3 – адсорбер; 4 – холодильник; 5 – фильтр тонкой очистки;
6 – компрессор; 7 – реактор; 8 – теплообменник; 9 – сепаратор; 10 – приемник жидкого топлива.
Линии: I – биомасса, II – воздух, III – отработанный газ, IV – синтетическое жидкое топливо

При увеличении давления с 0,1 до 1,0 МПа в присутствии Со – катализатора выход жидких углеводородов достигает 100 г/м^3 , без избыточного давления не превышает 60 г/м^3 . Если отнести этот выход к 1 кг использованной для газификации соломы (отходов древесины), то при 20%-ной влажности выход газа составит $2,5 - 3 \text{ м}^3/\text{кг}$. Если принять выход углеводородов $2,75 \text{ м}^3/\text{кг}$ (в среднем), то из 1 т отходов можно получить от 135 до 160 кг жидкого топлива. При этом полученная углеводородная смесь содержит компоненты нефти, бензиновую и дизельную фракцию [5, 10].

Результаты исследования

В результате исследования установлено, что каталитической конверсией газа при $180 - 300^\circ \text{C}$ можно получить компоненты жидкого топлива, бензиновые и дизельные фракции, хотя в газах синтеза содержится до 50 % азота. Процесс синтеза углеводородов обеспечивает высокую скорость превращения образовавшегося газа, изотермичность, эффективный отвод тепла. При этом потери катализаторов – минимальные.

Результаты синтеза жидких углеводородов из газов каталитической газификацией представлены в табл. 4 [5].

Таблица 4
Результат синтеза жидких углеводородов

CO, %	H ₂ , %	CO ₂ , %	C1	C2-C4	>C5	Общий
33	33	33	22	22	80	137
35	20	45	2	2	90	138
45	20	35	5	8	98	158

C1, C2-C4, >C5 – выход углеводородов г/м^3

Выход жидких углеводородов из 1 м^3 газа (состав в %: CO – 33, CO₂ – 33, H₂ – 33) достигает $114 - 117 \text{ г/м}^3$, общий – 160 г/м^3 . Общий выход (с учетом газообразных продуктов) достигает $170 - 190 \text{ г/м}^3$, аналогично процессу Фишера – Троппа [1] из CO – H₂. Газ каталитической газификации биомассы с водяным паром содержит также до 20 – 30 % CO₂. Азот воздуха в реакцию не вступал.

Схематически процесс показан на рис. 1, а состав сжиженной нефти дан в табл. 5 [3, 4].

Таблица 5
Состав и свойства сжиженной нефти

Состав, %			Свойства	
C, %	H ₂ , %	O ₂ , %	Плотность, г/см^3	Теплотворная способность, ГДж/т
76,1	7,3	16,6	1,1	31,4

При этих процессах 1 т компонентов жидкого топлива получается из 8 т исходного сырья [6]. Общий КПД синтеза жидкого топлива из исходного сырья (биомассы) составляет около 40 % (при 0,1 МПа) и около 60 % (при 1 МПа). Использование различных катализаторов (Со – катализатора, катализатора, который готовили смешением основного карбоната кобальта с носителем, никелевых катализаторов) значительно повысило селективность и выходы некоторых основных продуктов.

Выводы

1. Предложена методика получения жидкого топлива (нефти) из растительной биомассы (соломы, отходов технических культур и др.) при невысоком давлении и температуре.

2. Данная методика позволяет:

а) получить жидкие углеводороды в результате переработки растительного сырья посредством газификации и синтеза из газа. Эти компоненты можно использовать как в качестве топлива (обладают ~ на 50 – 55% свойствами нефти), так и для производства синтетических моющих средств;

б) экономить ресурсы горючих ископаемых путем замены их доступным органическим материалом;

в) обеспечить энергетические комплексы экологически чистыми топливными элементами [1], которые не содержат серу, а образующийся при их сгорании диоксид углерода вновь участвует в росте растений и не накапливается в атмосфере.

г) получить прибыль от малоценного (солома, отходы технических культур), вредного (бытовые и промышленные отходы) и трудноперерабатываемого сырья, не затрачивая денежные ресурсы на его покупку.

3. Полученные результаты представленного исследования дают возможность рекомендовать проводить процесс при как можно большем давлении, не повышая при этом температуру для увеличения показателей выхода углеводородов и общего КПД синтеза жидкого топлива.

Литература

1. Гелетуха Г.Г. Перспективы использования в Украине современных технологий термохимической газификации и пиролиза биомассы / Г.Г. Гелетуха, Т.А. Железная, И.И. Борисов, А.А. Халатов // Промышленная теплотехника. – 1997. – Т. 19, № 4,5. – 120 с.
2. Караханов Э.А. Синтез-газ как альтернатива нефти. Процесс Фишера – Троппа и оксо – синте / Э.А. Караханов // Соросовский Образовательный Журнал. – 1997. – Т. 19, № 3. – С. 7 – 69.

3. Кривцов В.С. Неисчерпаемая энергия.. Ветро-водородная энергетика: учеб. пособие для вузов / В.С. Кривцов, А.М. Олейников, А.И. Яковлев. – 4-е изд. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2007. – С. 462, 496 – 500.

4. Дубровін В.О. Біопалива (технології, машини і обладнання) / В.О. Дубровін. – К.: ЦП «Енергія і електрифікація», 2004. – 256 с.

5. Паушкин Я.М. Получение моторных топлив и водорода нетрадиционными методами из угля и биомассы / Я.М. Паушкин, С.Г. Головин, Е.Г. Горлов. – М.: Химия, 1985. – 322 с.

6. Мухина Т.Н. Пиролиз углеводородного сырья, термохимическая газификация [Текст] / Т.Н. Мухина, Н.Л. Барабанов, С.Е. Бабаи. – М.: Химия, 1987. – 240 с.

7. Химическая технология твёрдых горючих ископаемых: учеб. для вузов / Под ред. Г.Н. Макарова и Г.Д. Харламповича. – М.: Химия, 1986. – 496 с.

8. Лебедев Н.Н. Химия и технология основного органического и нефтехимического синтеза: учеб. для вузов / Н.Н. Лебедев. – 4-е изд. – М.: Химия, 1988. – 592 с.

9. Гориславец С.П. Пиролиз углеводородного сырья / С.П. Гориславец, Д.Н. Тменов, В.И. Майоров; АН УССР, Ин-т газа. – К.: «Наук. Думка», 1977. – 307 с.

10. Фукс И.Г. Топлива и смазочные масла на основе растительных соединений / И.Г. Фукс, А.Ю. Евдокимов // Журн. рос. хим. общ. им. Д.И. Менделеева. – 1993. – Т. 37, № 4. – С. 4 – 20.

Поступила в редакцию 1.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры электроснабжения городов В.А. Маляренко, Национальная академия городского хозяйства, Харьков.

ОТРИМАННЯ РІДКИХ ПАЛИВ ІЗ ПРОДУКТІВ ГАЗИФІКАЦІЇ ЗРОЩУВАЛЬНОЇ БІОМАСИ

В.В. Березюк, А.І. Яковлев

Розглянуто новий метод отримання екологічно чистого рідкого палива із зрощувальної біомаси. Палива не містять сірки, а отриманий під час їх горіння діоксид вуглецю знову приймає участь в зростанні рослин. Паливо виходить із продуктів газифікації біомаси повітрям при низькому тиску і температурі з використанням процесу синтезу вуглеводнів по методу Фішера – Тропша. Обговорюються проблеми економії ресурсів горючих копалин і грошових ресурсів, витрачених на їх купівлю. Досліджується можливість переробки і використання для отримання енергії доступних природних органічних матеріалів і їх твердих органічних відходів.

Ключові слова: біомаса, газифікація, синтез, паливо, процес Фішера – Тропша, переробка.

PROVISION LIQUID FUELS FROM GASIFICATION PRODUCTS VEGETATIVE BIOMASS

V.V. Bereznyuk, A.I. Yakovlev

The new method of provision ecology clean liquid fuels from a vegetative biomass is considered. Fuel don't contain sulfur, and the dioxide of carbon allocated at their burning participates again in growth of plants. Fuel turn out from products of gasification of a biomass air at low pressure and temperature with use of process of synthesis of hydrocarbons on method Fisher – Tropsh. Problems of economy of resources of the combustible fossil and financial resources spent for their purchase are discussed. Possibility of processing and use for provision of energy of accessible natural organic materials and their firm organic waste is investigated.

Key words: biomass, gasification, synthesis, fuel, process of Fisher – Tropsh, procession.

Березюк Вікторія Володимирівна – студентка кафедри енергоустановок і двигателів летательних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харьков, Україна.

Яковлев Александр Иванович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри енергоустановок і двигателів летательних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харьков, Україна.

УДК 629.735

О.В. КИСЛОВ, Н.И. ПОПОВИЧ

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

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТИ НАЗЕМНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ПРИВОДА ПРИ ПОВЫШЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ АТМОСФЕРЫ

Рассмотрены законы регулирования турбовального двигателя со свободной турбиной и впрыском пара в камеру сгорания с точки зрения топливной экономичности и ресурса. Показано, что при увеличении температуры атмосферы с помощью увеличения расхода пара можно обеспечить неизменность мощности и уменьшение удельного расхода топлива газотурбинного привода (ГТП). Недостатком такого способа является уменьшение минимального коэффициента запаса прочности рабочей лопатки турбины. Предложен новый способ обеспечения потребной мощности ГТП, заключающийся в проектировании турбины компрессора с пониженными значениями степени понижения давления. В таком ГТП на расчетном режиме для обеспечения балансов мощностей компрессоров и турбин требуется подача пара. В расчетных условиях при максимальных значениях частоты вращения ротора и температуры газа перед турбиной такой ГТП имеет избыточную мощность, поэтому он должен эксплуатироваться на дроссельных режимах. Если режим работы ГТП понижать путем уменьшения расхода топлива при сохранении расхода пара, то достигается улучшение экономичности ГТП (до 12%) и увеличение минимального коэффициента запаса прочности рабочей лопатки турбины (до 18%).

Ключевые слова: газотурбинный привод (ГТП), впрыск воды в камеру сгорания, удельный расход топлива, расход пара, закон регулирования, коэффициент запаса прочности.

Введение

Газотурбинные приводы широко применяются в энергетике и в составе газоперекачивающих агрегатов. Как известно [1], при увеличении температуры атмосферы мощность ГТП уменьшается, поэтому актуален вопрос обеспечения потребной мощности ГТП в регионах с жарким климатом. Известен ряд способов решения этого вопроса [2]. Во-первых, создание перемеренных ГТП простого цикла, имеющих при стандартных атмосферных условиях избыточную мощность на максимальном режиме. В нормальных условиях эти ГТП эксплуатируются на дроссельных режимах, что ухудшает их экономичность. Во-вторых, уменьшение температуры воздуха перед компрессором путем его охлаждения в теплообменнике или впрыском воды. В-третьих, впрыск водяного пара в камеру сгорания. Для увеличения мощности ГТП обычно требуется увеличение расхода пара.

В работе [2] рассмотрен такой способ обеспечения потребной мощности ГТП путем впрыска пара в камеру сгорания и показано, что в ГТП со свободной турбиной для увеличения мощности требуется увеличение частоты вращения ротора турбокомпрессора. Увеличение частоты вращения негативно сказывается на ресурсе ГТП вследствие роста центробежных и газовых сил. С другой стороны, при увеличении расхода пара понижается температура газа перед турбиной T_r^* . Это частично компен-

сирует негативное влияние роста частоты вращения. Косвенно влияние этих двух противоположно влияющих на ресурс ГТП факторов может быть оценено по коэффициенту запаса прочности рабочих лопаток и дисков рабочих колес турбины компрессора. Очевидно, что уменьшение коэффициента запаса прочности неприемлемо для наземных ГТП и требует изменения способа применения пара.

Целью данной работы является оценка возможности обеспечения потребной мощности ГТП при повышенных температурах атмосферы путем впрыска пара в камеру сгорания и разработка мероприятий по повышению эффективности решения поставленной задачи с точки зрения топливной экономичности и ресурса ГТП.

1. Математическая модель турбовального двигателя со свободной турбиной и впрыском пара в камеру сгорания

Объектом исследования является ГТП с двухвальным газогенератором, свободной турбиной и расчетными температурой газов перед турбиной $T_{гр}^* = 1370\text{K}$, степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{кр}^* = 21,1$ и мощностью $N_{ер} = 10,2\text{МВт}$.

Математическая модель турбовального ГТП описана в [1]. Впрыск пара в камеру сгорания добавляет одну неизвестную в систему уравнений $G_{п}$.

Такой ГТД имеет два регулирующих фактора (секундный расход топлива G_T и секундный расход пара G_P), поэтому программа управления ГТД - двухпараметрическая.

2. Анализ полученных результатов

Вначале была оценена программа регулирования ГТП, обеспечивающая поддержание неизменной мощности $N_e = 10,2 \text{ МВт}$ при повышении полной температуры воздуха T_B^* . Закон изменения второго регулируемого параметра $n_{ВД}$ показан на рис. 1. Частота вращения ротора высокого давления $n_{ВД}$ должна расти при увеличении T_B^* для получения дополнительной мощности за счет впрыска пара в камеру сгорания. Иначе, при $n_{ВД} = \text{const}$ и малом изменении мощности компрессора высокого давления $N_{КВД}$, положительный эффект от впрыска пара - увеличение теплоемкости и расхода газа в турбине должен компенсироваться уменьшением T_G^* для обеспечения баланса мощностей $N_{КВД} = N_{ТВД}$. При чем, чем больше расход пара G_P , тем сильнее уменьшение T_G^* .

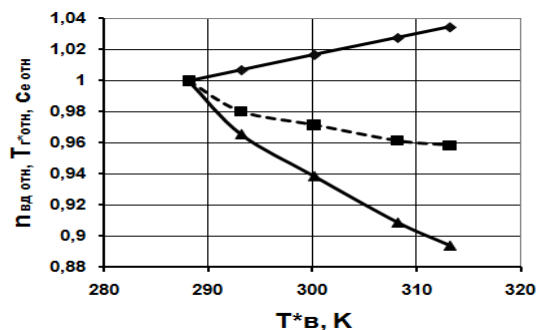


Рис. 1. Зависимости относительных $n_{ВД}$, T_G^* и c_e от температуры воздуха на входе в ГТП T_B^* :

— $n_{ВД \text{ отн}}$; — $T_G^* \text{ отн}$; — $c_e \text{ отн}$

На этом же рис. 1 приведены полученные зависимости $T_G^* = f(T_B^*)$, $c_e = f(T_B^*)$, а на рис. 2 - зависимости потребного расхода пара $\bar{G}_P = f(T_B^*)$.

Как видно, в отличие от ГТП простого цикла, впрыск пара в камеру сгорания приводит к улучшению экономичности ГТП, несмотря на рост температуры T_B^* . Противоположное влияние на ресурс ГТП увеличения $n_{ВД}$ и уменьшения T_G^* оценено с помощью коэффициента запаса прочности рабочей лопатки ТВД [3].

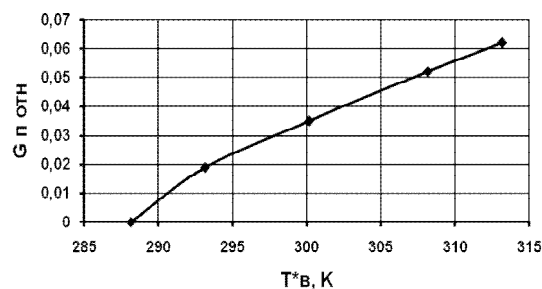


Рис. 2. Зависимости $\bar{G}_P$ от температуры воздуха на входе в ГТП T_B^*

Из представленных на рис. 3 результатов расчета следует, что минимальный коэффициент запаса прочности, хотя и незначительно, но уменьшается, что для стационарных наземных ГТП нежелательно.

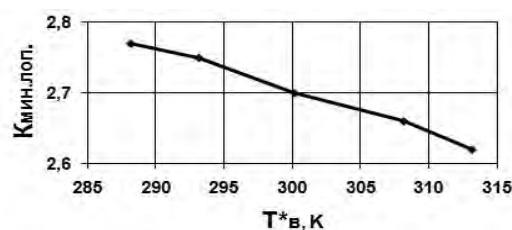


Рис. 3. Зависимость минимального коэффициента запаса прочности от T_B^*

Вследствие неблагоприятного изменения минимального коэффициента запаса прочности по T_B^* , были оценены другие способы поддержания заданного значения мощности ГТП.

В частности, предлагается применить турбины компрессора с пониженными значениями степени понижения давления. Так как компрессор остается тем же, то в стандартных условиях для обеспечения балансов мощностей компрессоров и турбин при расчетных значениях частот вращения роторов и температуры газа перед турбиной требуется подача пара в камеру сгорания.

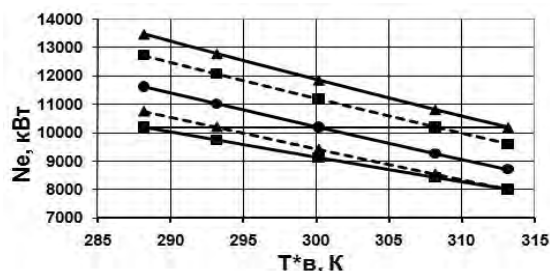


Рис. 4. Зависимости N_e ГТП со впрыском пара от T_B^* при разных значениях $\pi_{ТК}^* = \pi_{ТВД}^* \cdot \pi_{ТНД}^*$:
 — $\pi_{ТВД1}^* = 2,874$, $\pi_{ТНД1}^* = 1,974$; — $\pi_{ТВД2}^* = 2,82$, $\pi_{ТНД2}^* = 1,94$; — $\pi_{ТВД3}^* = 2,73$, $\pi_{ТНД3}^* = 1,9$;
 — $\pi_{ТВД4}^* = 2,64$, $\pi_{ТНД4}^* = 1,85$; — $\pi_{ТВД5}^* = 2,58$, $\pi_{ТНД5}^* = 1,82$; — $N_e \text{ потр}$

На рис. 4 показано изменение мощности в зависимости от T_B^* при максимальных значениях частоты вращения ротора высокого давления и температуры газа перед турбиной.

На рис. 5 показаны потребные для реализации такого закона регулирования относительные расходы пара. Из представленных результатов расчета видно, что при невысоких температурах атмосферы ГТП имеет избыточную мощность, поэтому он должен эксплуатироваться на пониженных режимах работы.

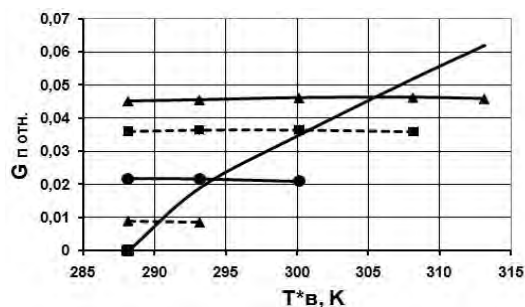


Рис. 5. Зависимость $\bar{G}_п$ от T_B^* при разных способах проектирования турбины:
— $\pi_{тк1}^*$; — $\pi_{тк2}^*$; — $\pi_{тк3}^*$; — $\pi_{тк4}^*$; — $\pi_{тк5}^*$;
— при раскрутке роторов турбокомпрессоров

Если дросселировать ГТП путем уменьшения расхода топлива при сохранении относительного расхода пара, то уменьшаются частоты вращения роторов и температура газов перед турбиной. На рис. 6, 7, 8 представлены зависимости $n_{вд}$, T_T^* и удельного расхода топлива от T_B^* .

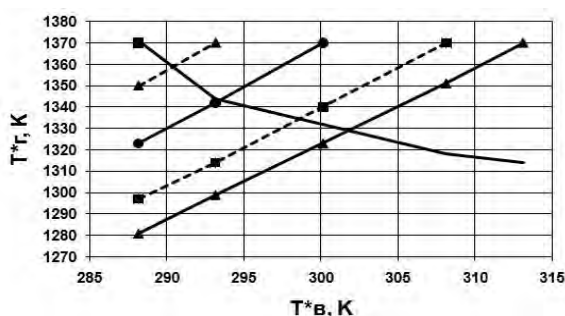


Рис. 6. Зависимости T_T^* ГТП со впрыском пара от T_B^* при разных значениях $\pi_{тк}^*$:
— $\pi_{тк1}^*$; — $\pi_{тк2}^*$; — $\pi_{тк3}^*$; — $\pi_{тк4}^*$; — $\pi_{тк5}^*$;
— при раскрутке роторов турбокомпрессоров

Очевидно, что использование турбин компрессоров с пониженными значениями степени понижения давления улучшает экономичность и уменьшает механические и тепловые нагрузки на элементы турбины. Последнее приводит к увеличению минимального значения коэффициента запаса прочности, что иллюстрируется результатами расчета, представленными на рис. 9.

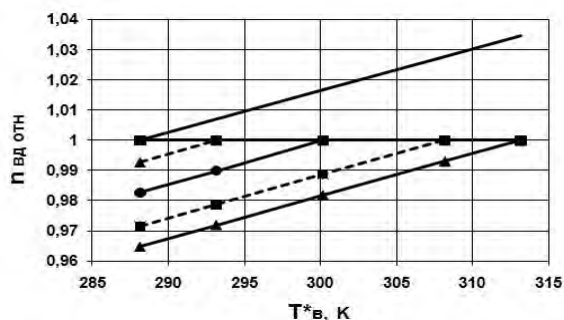


Рис. 7. Зависимости $n_{вд}$ ГТП со впрыском пара от T_B^* при разных значениях $\pi_{тк}^*$:
— $\pi_{тк1}^*$; — $\pi_{тк2}^*$; — $\pi_{тк3}^*$; — $\pi_{тк4}^*$; — $\pi_{тк5}^*$;
— при раскрутке роторов турбокомпрессоров

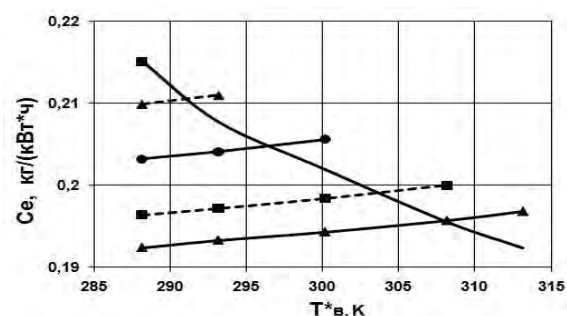


Рис. 8. Зависимости c_e ГТП со впрыском пара от T_B^* при разных значениях $\pi_{тк}^*$:
— $\pi_{тк1}^*$; — $\pi_{тк2}^*$; — $\pi_{тк3}^*$; — $\pi_{тк4}^*$; — $\pi_{тк5}^*$;
— при раскрутке роторов турбокомпрессоров

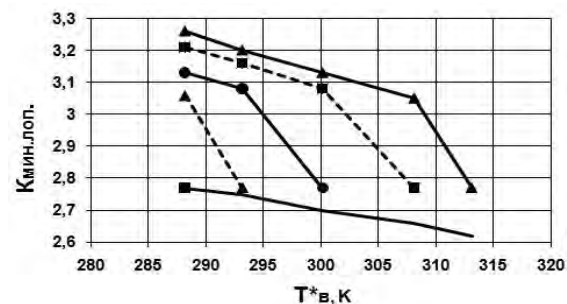


Рис. 9. Зависимость минимального коэффициента запаса прочности от T_B^* при разных значениях $\pi_{тк}^*$:
— $\pi_{тк1}^*$; — $\pi_{тк2}^*$; — $\pi_{тк3}^*$; — $\pi_{тк4}^*$; — $\pi_{тк5}^*$;
— при раскрутке роторов турбокомпрессоров

Заключение

В работе выполнено сравнение различных способов обеспечения потребной мощности ГТП при повышенных температурах атмосферного воздуха с помощью впрыска пара в камеру сгорания. Показано, что для наземных ГТП целесообразно применять турбины компрессора с пониженными значениями степени понижения давления. Это позволяет не только уменьшить удель-

ный расход топлива (до 12%), но и увеличить минимальный коэффициент запаса прочности рабочей лопатки турбины (до 18%), а значит обеспечить больший ресурс ГТП.

Литература

1. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменченко, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пар-

хомов и др.; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Соунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.

2. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев и др. – Самара: СНЦ РАН, 2004. – 266 с.

3. Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей : учебник / Г.С. Скубачевский. – М.: Машиностроение, 1981. – 552 с.

Поступила в редакцию 16.03.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОТРІБНОЇ ПОТУЖНОСТІ НАЗЕМНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ПРИВОДУ ПРИ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУРАХ АТМОСФЕРИ

О.В. Кіслов, Н.І. Попович

Розглянуто закони регулювання турбовального двигуна з вільною турбіною і вприском пари у камеру згорання з точки зору паливної економічності та ресурсу ГТП. Показано, що при збільшенні температури атмосфери за допомогою збільшення витрат пари можна забезпечити незмінність потужності та зменшення питомих витрат палива ГТП. Недоліком такого способу є зменшення мінімального коефіцієнта запаса міцності робочої лопатки турбіни. Запропоновано новий спосіб забезпечення потрібної потужності ГТП шляхом проектування турбіни компресора зі зменшеними величинами ступенів зниження тиску. У такому ГТП на розрахунковому режимі для забезпечення балансів потужності компресорів та турбін потрібна подача пари. В розрахункових умовах при максимальних значеннях частоти обертання ротора та температури газу перед турбіною такий ГТП має надлишкову потужність, тому повинен експлуатуватися на дросельних режимах. Якщо режим роботи ГТП знижувати шляхом зменшення витрат палива при збереженні витрат пари, то досягається покращення економічності ГТП (до 12%) та збільшення мінімального коефіцієнту запаса міцності робочої лопатки турбіни (до 18%).

Ключові слова: газотурбінний привід, впорскування води в камеру згорання, питомі витрати палива, витрати пари, закон регулювання, коефіцієнт запаса міцності.

PROVIDING GAS - TURBINE ENGINE REQUIRED POWER AT THE HIGH TEMPERATURES OF THE ATMOSPHERE

O.V. Kislov, N.I. Popovich

The Laws of control of turboshaft engine with free turbine and combustion chamber steam injection are considered with a view to gas - turbine engine (GTE) fuel efficiency and lifetime. It is shown, that atmosphere temperature increase by steam flow consumption raising is able to provide with GTE power constancy and specific fuel consumption reduction. This approach disadvantage is reduction of turbine rotor blade minimum load factor. The new method providing GTE required power is offered. It consists in design of compressor turbine with reduced values of pressure decrease ratio. In such GTE at the design conditions for providing compressors and turbines power balances combustor steam supply is needed. At the design conditions with maximal values of rotor rotational speed and turbine inlet gas temperature with GTE has surplus power, therefore it must be operated at throttle conditions. If GTE mode is reduced by fuel consumption reduction while steam consumption is constant GTE efficiency improvement (up to 12%) and increase of turbine rotor blade minimum load factor (up to 18%) will be achieved.

Key words: gas- turbine engine, combustion chamber steam injection, specific fuel consumption, steam consumption, law of control, turbine rotor blade minimum load factor.

Кислов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OBKislov@mail.ru.

Попович Наталья Ивановна – магистр кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.3:681.34

**М.С. ЗРЯХОВ, С.С. КРИВЕНКО, С.К. АБРАМОВ, Н.Н. ПОНОМАРЕНКО,
В.В. ЛУКИН***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОСОБЕННОСТИ СЖАТИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАВИСИМЫХ ПОМЕХАХ

Проанализирован эффект сжатия с потерями изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами. Показано, что при использовании методов сжатия как на основе дискретного косинусного преобразования, так и вейвлетов наблюдается эффект подавления помех. Однако этот эффект проявляется в различной степени для участков с различной средней интенсивностью. Для обеспечения одинаковой степени подавления предложено использовать вариационно-стабилизирующее преобразование Энскомба. Исследованы статистические характеристики остаточных помех при использовании предложенной трехэтапной процедуры на основе данного преобразования. Сформулированы задачи дальнейших исследований.

Ключевые слова: сжатие изображений с потерями, сигнально-зависимый шум

Введение

Большинство изображений, с которыми приходится иметь дело на практике, в той или иной степени искажены помехами [1]. Даже на оптических изображениях (например, цифровых фотографиях высокого качества) шум присутствует, однако при определенном уровне помех он может быть визуально незаметен [2]. Для других типов изображений, например сформированных радиолокаторами с синтезированной апертурой (РСА) аэрокосмического базирования, присутствие шума очевидно, особенно при многовзглядовом режиме обработки данных [3]. Для гиперспектральных данных дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей помехи хорошо заметны для изображений в каналах с малым отношением сигнал-шум (ОСШ) и практически не видны для изображений в других каналах [4].

Для многих типов изображений используют сжатие с потерями. При этом могут применяться как стандартные методы сжатия (например, JPEG для цветных фотографий [5, 6] или трехмерные модификации JPEG2000 для гиперспектральных изображений [7]), так и специализированные методы на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП), вейвлетов и других преобразований [8-10].

Сжатие с потерями изображений, искаженных помехами, имеет свою специфику. Впервые она была отмечена в работах [11, 12]. Во-первых, специфика состоит в том, что при определенных условиях благодаря сжатию с потерями имеет место эффект подавления помех (фильтрации) [8, 11-15]. Во-вторых, авторами [11, 12] был обоснован подход, предусматривающий анализ не обычных кривых

(зависимости среднеквадратической ошибки (СКОш) вносимых искажений, рассчитываемой для исходного (сжимаемого) и сжатого изображений от коэффициента сжатия (КС) или другого параметра, связанного с КС, например bpp (bits per pixel)), а анализ зависимости среднеквадратической ошибки вносимых искажений, рассчитываемой для сжатого изображения относительно изображения без помех, от КС или bpp. Естественно, что получение таких кривых возможно только для сгенерированных тестовых изображений с помехами, когда в наличии имеется и «чистое» изображение без помех. Проведенный в работах [8, 11-15] анализ позволил показать существование так называемой оптимальной рабочей точки (ОРТ), для которой СКОш между сжатым изображением и соответствующим изображением без помех минимальна. Позднее возможность существования ОРТ была продемонстрирована и для других метрик качества сжатых изображений [16].

Очевидно, что для многих приложений целесообразно сжимать изображения, искаженные помехами, в окрестности ОРТ, причем делать это автоматически. Для изображений, искаженных аддитивными помехами, были предложены автоматические процедуры обеспечения сжатия в окрестности ОРТ [14-16]. Более того, аналогичные процедуры были предложены нами для случаев, когда изображение искажено неаддитивным шумом, но при этом тип помех известен и для него существует пара гомоморфных преобразований, позволяющих после прямого преобразования конвертировать неаддитивные помехи в аддитивные [17, 18]. Такими случаями являются, в частности, мультипликативные помехи, для которых можно в качестве прямого применять логарифмиче-

ское преобразование, и сигнально-зависимые Пуассоновские помехи, для которых существует преобразование Энскомба. Отметим, что аналогичные подходы используют и при фильтрации изображений, искаженных неаддитивными помехами [19].

В данной статье основное внимание уделим случаю, когда сжатие с потерями изображений с шумом осуществляется без учета характера помех. Такие ситуации возникают, когда по тем или иным причинам сложно заранее предсказать характер помех и/или оценить зависимость локальной дисперсии от локального среднего. Можно назвать несколько возможных причин возникновения таких ситуаций на практике. Первая – имеется несколько источников помех, например, помехи в фотосенсорах вследствие шума (квазиаддитивная компонента) в электронных элементах и накопления фотонов (сигнально-зависимая компонента) [20]. Вторая – в процессе формирования изображения с целью его лучшего (более наглядного) представления на экране монитора применяется некоторое гомоморфное преобразование с неизвестными параметрами, что не позволяет даже при известных статистических характеристиках шума до преобразования спрогнозировать характеристики после преобразования. Такого рода преобразования достаточно часто применяются как при получении фотоизображений, так и ультразвуковых медицинских изображений. Третья возможная причина – эффекты клиппирования [20, 21], приводящие к отличию свойств помех от исходных предположений. Отметим, что автоматическое оценивание типа и характеристик таких помех – сложная задача, и, по нашим сведениям, лишь в работе [22] сделана первая попытка решить ее с получением хотя бы приближенных оценок.

В работах [5, 17] показано, что если сжатие с потерями применяется к изображениям, искаженных такими сложными сигнально-зависимыми помехами, то эффекты фильтрации проявляются по-разному на участках с различным средним. Однако причины этого не выяснены и не определены возможные варианты, как же осуществлять сжатие. Поэтому целью данной статьи является исследование степени подавления помех сложной сигнально-зависимой структуры при сжатии с потерями изображений, искаженных таким шумом.

1. Модели изображений и помех

Модели сигнально-зависимых помех разнообразны. В наиболее общем случае можно говорить о том, что существует некоторая функция, описывающая зависимость дисперсии помех от истинного значения I_{ij}^{true} , то есть $I_{ij}^n = I_{ij}^{true} + n_{ij}(I_{ij}^{true})$, где I_{ij}^n – зашумленное (наблюдаемое) значение изображения

в ij -м пикселе, n_{ij} – шум в этом пикселе, статистические характеристики которого в общем случае зависят от I_{ij}^{true} . Характерными и часто рассматриваемыми зависимостями являются чисто мультипликативный шум, для которого дисперсия $\sigma_{n_{ij}}^2 = \sigma_\mu^2 (I_{ij}^{true})^2$, где σ_μ^2 – относительная дисперсия (ее значение обычно меньше единицы и зависит от режима работы СФИ), а также Пуассоновский шум, для которого $\sigma_{n_{ij}}^2 = I_{ij}^{true}$. Эти случаи достаточно хорошо изучены в литературе, по крайней мере, применительно к методам фильтрации изображений [19, 20, 23] и, частично, применительно к сжатию с потерями (см. [17, 18] и ссылки в этих работах). Более сложными являются ситуации, когда

$$\sigma_{n_{ij}}^2 = \sigma_\mu^2 (I_{ij}^{true})^2 + \sigma_{add}^2 \quad (1)$$

или

$$\sigma_{n_{ij}}^2 = k I_{ij}^{true} + \sigma_{add}^2, \quad (2)$$

где σ_{add}^2 – дисперсия аддитивной компоненты, k – постоянный множитель, зависящих от операций коррекции динамического диапазона, выполняемых на этапе формирования изображения [24, 25].

Продемонстрируем, как выглядят изображения, искаженные такими помехами. На рис. 1,а приведено исходное изображение Frisco, а на рис. 1,б – то же изображение, искаженное помехами с дисперсией, описываемой выражением (2), при $\sigma_{add}^2 = 10$, $k = 1$. Видно, что помехи хорошо заметны, особенно на однородных участках изображения (на текстурных участках они заметны в меньшей степени вследствие эффектов маскирования [26]).

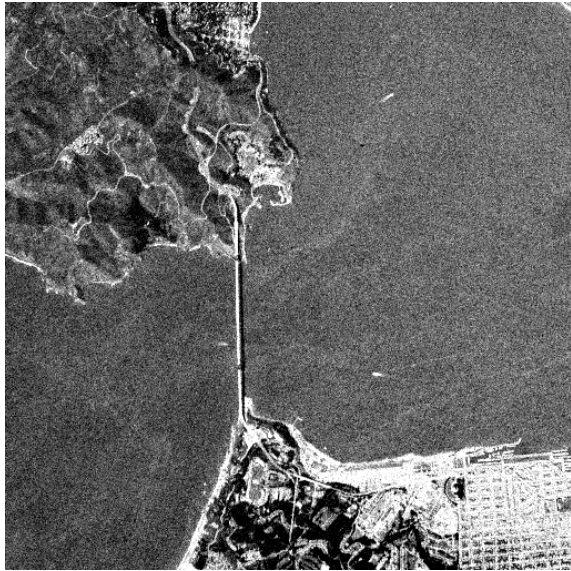
Сигнально-зависимая помеха здесь и ниже полагается пространственно-некоррелированной, независимой от сигнальной компоненты и гауссовой, хотя на практике возможны и другие варианты. В частности, при малых значениях I_{ij}^{true} ПРВ Пуассоновского шума существенно отличается от ПРВ гауссовского [20], а для мультипликативных помех в изображениях, формируемых радиолокаторами с синтезированной апертурой (РСА) при небольшом количестве взглядов [3], ПРВ помех отлична от гауссовой при любом I_{ij}^{true} . Пространственная коррелированность помех может иметь место вследствие различных факторов, например выполнения операции demosaicing [20] при формировании оптических изображений или неопределенной пространственной дискретизации данных при формировании РСА-изображений.

Прежде, чем рассматривать результаты сжатия с потерями для изображения на рис. 1, введем также

более простое и удобное для анализа тестовое изображение «Полосы». Оно представляет собой 16 вертикальных полос каждая шириной 32 пикселя (общий размер – 512x512 пикселей). Для каждой полосы значения I_{ij}^{true} одинаковы и равны 20 (для крайней левой полосы), 30, 40, ..., 170. Иными словами, для ℓ -й полосы истинное значение I_ℓ равно $10+10\ell$, $\ell = 1, \dots, 16$.



а



б

Рис. 1. Незашумленное (а) и зашумленное (б) изображение Frisco

Выбор такого тестового изображения обусловлен следующими причинами. Во-первых, при моделировании сигнально-зависимого шума (2) с $\sigma_{add}^2 = 10$, $k = 1$ выполняются следующие условия: $I_{ij}^{true} - 3\sqrt{\sigma_{add}^2 + I_{ij}^{true}} > 0$ и $I_{ij}^{true} - 3\sqrt{\sigma_{add}^2 + I_{ij}^{true}} < 255$

для любого $I_{ij}^{true} = 20, \dots, 170$, вследствие чего при генерировании помех практически не наблюдаются эффекты клиппирования, которые могли бы исказить получаемые результаты. Во-вторых, такой размер ширины полос удобен для анализа эффективности подавления помех в полосах при использовании для сжатия с потерями таких кодеров как JPEG и AGU [27] (доступен для скачивания на [28]). Напомним, что в кодере AGU используются блоки размером 32x32 пикселя. Таким образом, выбранный размер полос позволяет минимизировать нежелательные эффекты, обычно наблюдаемые на резких границах изображения. В-третьих, для всех полос $\sigma_{add}^2 < I_{ij}^{true}$, то есть сигнально-зависимые помехи являются превалирующими. Это позволяет минимизировать искажения, обусловленные клиппированием и эффектами в окрестностях резких границ.

2. Метрики эффективности подавления помех при сжатии с потерями

Традиционной метрикой при исследовании методов сжатия с потерями является среднеквадратическая ошибка (СКОш, MSE_{or}), рассчитываемая для сжимаемого $\{I_{ij}^n\}$ и декодированного $\{I_{ij}^{dec}\}$ изображений как

$$MSE_{or} = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^n - I_{ij}^{dec})^2 / IJ, \quad (3)$$

где I, J – количество пикселей в строках и столбцах изображений. Тогда ПОСШ при 8-битном представлении истинного изображения определяется как

$$PSNR_{or} = 10 \lg(255^2 / MSE_{or}). \quad (4)$$

Эти метрики при увеличении КС ведут себя традиционно, т.е. MSE_{or} возрастает, а $PSNR_{or}$ убывает, никак не характеризуя эффект фильтрации. Поэтому при наличии $\{I_{ij}^{true}\}$ также анализируют

$$MSE_{nf} = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^{true} - I_{ij}^{dec})^2 / IJ \quad (5)$$

или

$$PSNR_{nf} = 10 \lg(255^2 / MSE_{nf}). \quad (6)$$

Метрика MSE_{nf} может при этом иметь минимум (а метрика $PSNR_{nf}$ – максимум), координату которого называют оптимальной рабочей точкой [14-16]. Ее можно характеризовать коэффициентом сжатия KCO_{op} , bpr_{op} и шагом квантования QS_{op} , поскольку эти параметры взаимосвязаны.

Для простого тестового изображения «Полосы» можно рассчитать и частные показатели эффективности подавления помех.

Так для каждой полосы можно рассчитать дисперсию остаточных помех

$$\sigma_{\text{res } \ell}^2 = \sum_{i=32(\ell-1)+3}^{32(\ell-1)+30} \sum_{j=1}^{512} (I_{ij}^{\text{true}} - I_{ij}^{\text{dec}})^2 / 512 \times 28, \quad (7)$$

а также

$$\chi_{\ell} = \sigma_{\text{res } \ell}^2 / (\sigma_{\text{add}}^2 + I_{\ell}), \quad (8)$$

где $1/\chi_{\ell}$ показывает, во сколько раз была снижена дисперсия помех при сжатии с потерями.

Здесь необходимо отметить, что эффективность подавления помех при сжатии с потерями принципиально не может быть такой же, как при обычной фильтрации. Проще всего понять причины этого на примере сжатия JPEG и ДКП-фильтрации с применением блоков с размером 8x8 пикселей [28]. Во-первых, при ДКП-фильтрации можно использовать как неперекрывающиеся блоки (аналог сжатия JPEG), так и перекрывающиеся, причем во втором случае эффективность фильтрации заметно выше (примерно на 3 дБ по критерию ПОСШ). Во-вторых, при ДКП-фильтрации с жестким порогом обнуляются (аналогично квантованию при сжатии) только относительно малые значения ДКП-коэффициентов, а при сжатии с потерями квантуются и относительно большие значения ДКП-коэффициентов, что вносит дополнительные искажения после декомпрессии. Именно поэтому значение PSNR_{nf} в оптимальной рабочей точке примерно на 2...4 дБ меньше, чем наилучшее ПОСШ, достигаемое в результате ДКП-фильтрации (примеры можно найти в [14]).

3. Анализ для изображения «Полосы»

Рассмотрим сначала результаты, полученные для кодера AGU, КС для которого определяется шагом квантования ДКП-коэффициентов QS. Полученные зависимости χ_{ℓ} от номера полосы для четырех разных значений QS приведены на рис. 2. Рассматривались четыре значения QS от минимального, равного $4,5\sqrt{\sigma^2 + G_1}$, до максимального, равного $4,5\sqrt{\sigma^2 + G_{16}}$ (24,65 и 60,37, соответственно). Промежуточные значения были равны 28,46 and 42,69.

Наиболее интересны полученные зависимости для малых значений QS (24,65 и 28,46). Очевидно, что для полос с относительно малой дисперсией сигнально-зависимых помех достигаются малые значения χ_{ℓ} , то есть высокая степень подавления помех. А для полос с большими I_{ℓ} , то есть с высоким уровнем помех, когда

$$QS < (3...4)(\sigma_{\text{add}}^2 + I_{\ell})^{1/2}, \quad (9)$$

степень подавления помех резко снижается.

Провести анализ для кодера SPIHT [13] таким образом, чтобы сравнить полученные результаты с кодером AGU, несколько сложнее. КС для этого кодера задается опосредованно, через bpr (bpr=8/КС). Поэтому, чтобы сравнить результаты для кодеров AGU и SPIHT, значения bpr_q были выбраны следующим образом.

Для четырех указанных на рис. 2 значений QS_q, q=1,...,4, использованных для кодера AGU, были определены соответствующие значения КС_q. Затем были рассчитаны bpr_q как 8/КС_q и применен кодер SPIHT с установленными bpr_q.

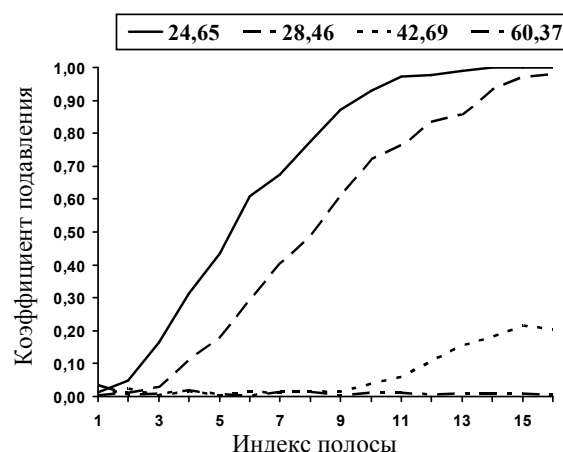


Рис. 2. Зависимости χ_{ℓ} от индекса полосы ℓ для четырех различных QS, кодер AGU

Для изображения «Полосы» QS=24,65 для AGU соответствует bpr=0,885 для SPIHT, QS=28,46 соответствует bpr=0,666, QS=42,69 – bpr=0,112, и, наконец, QS=60,37 соответствует bpr=0,0076, т.е. очень высокой степени сжатия. Результаты для этих четырех значений bpr для кодера SPIHT даны на рис. 3.

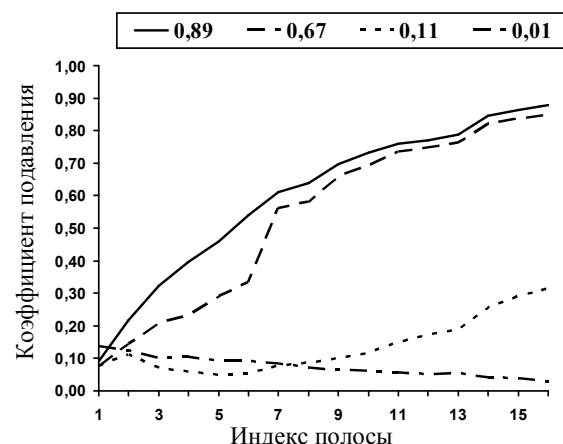


Рис. 3. Зависимости χ_{ℓ} от ℓ для разных bpr для кодера SPIHT

Очевидно, что для малых КС (больших bpr) значения χ_ℓ также малы для полос с малыми ℓ , то есть с низким уровнем помех, и велики для полос с интенсивными помехами, для которых шум практически не подавляется. При уменьшении bpr степень подавления помех повышается для всех полос и остаточные помехи имеют очень низкий уровень.

Таким образом, эффекты фильтрации при сжатии с потерями изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами, весьма специфичны. Для участков, где уровень помех высок, их подавление происходит в меньшей степени, чем подавление помех в областях, где уровень помех изначально низок. Указанные особенности фильтрации помех при сжатии с потерями объясняют зависимости уровня остаточных помех в JPEG-изображениях, анализируемые в работе [5]. При этом наивысший уровень остаточных помех наблюдается в области средних интенсивностей от 30 до 100 (при 8-битном представлении), то есть как раз для тех участков, на которых эти остаточные помехи хорошо заметны визуально [26]. Более того, после сжатия помехи обычно становятся пространственно-коррелированными, что дополнительно снижает визуальное качество. Поэтому желательно подавлять помехи на таких участках путем фильтрации до применения сжатия с потерями, поскольку после сжатия подавить остаточные пространственно-коррелированные помехи гораздо сложнее [2].

Однако, существует и другой подход. Как упоминалось ранее, для сжатия изображений, искаженных Пуассоновским шумом, предполагается использовать преобразование Энскомба или, более точно, преобразования, подобные преобразованию Энскомба. Основное выражение для преобразования Энскомба – $S_{DAns} = (S + 3/8)^{1/2}$, где S – исходная случайная величина, подчиняющаяся пуассоновскому закону распределения. Тогда введем следующие обозначения: S_{tr} – истинное значение, S_{DAns} – среднее, которое равно $(S_{tr} + 1/8)^{1/2}$, σ_{Ans}^2 – дисперсия S_{tr} (практически постоянна и равна 0,25 при $S_{tr} > 3$). Однако применение прямого преобразования Энскомба в этой форме к 8-битным изображениям приводит к уменьшению в преобразованном изображении динамического диапазона, к дополнительным ошибкам квантования и к представлению изображения в вещественной форме, что в свою очередь, уменьшает скорость вычислений. Для того, чтобы данные после прямого преобразования Энскомба оставались в 8-битном представлении в работе [8] нами было предложено применять следующую пару преобразований:

$$G_{ij}^{An} = \left[\frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_{ij}^n} \right]; \quad (10)$$

$$I_{ij}^{invA} = \left[\left(\frac{\sqrt{DBI}}{255} G_{ij}^{Ad} \right)^2 \right], \quad (11)$$

где DBI – количество бит, используемое для представления одного бита в изображении (в нашем случае – 8), G^{Ad} – восстановленное после сжатия изображение, $[\bullet]$ – операция округления до ближайшего целого. Отметим, что сжимается преобразованное изображение $\{G_{ij}^{An}\}$. Обратное преобразование (11) применяется для восстановленного после сжатия изображения G^{Ad} . Незначительные искажения после преобразований (10) и (11) во внимание принимать не будем.

После применения преобразования (10) получаем изображение, искаженное аддитивным шумом, с практически, постоянной дисперсией $\sigma_a^2 \approx 0,25(255^2 / DBI) \approx 64$. Тогда задача сжатия зашумленного изображения сводится к рассмотренному ранее случаю присутствия аддитивного шума [14, 15]. Однако это справедливо для случая, когда присутствует только Пуассоновский шум. Присутствие аддитивной компоненты в рассмотренной модели, даже если она и не является преобладающей, изменяет ситуацию [23].

Рассмотрим случай, когда прямое преобразование (10) применяется к тестовому изображению «Полосы», искаженному смешанным шумом с Пуассоновской и гауссовой составляющими. Для полосы с индексом ℓ имеем $G_{ij}^{An} = \frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_{ij}^{true} + \Delta y_{ij}}$, где $\Delta y_{ij} = n_{ij}^p + n_{ij}$, n_{ij}^p – компонента с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной I_{ij}^{true} . Часто для больших значений I_{ij}^{true} распределение n_{ij}^p можно считать Гауссовым. Тогда Δy_{ij} распределено по нормальному закону с нулевым средним и дисперсией $\sigma_{\Delta y}^2 = I_{ij}^{true} + \sigma^2$.

Предположим, что $\sqrt{I_{ij}^{true} + \sigma^2} \ll I_{ij}^{true}$ (это верно, по крайней мере, для полос тестового изображения с большими I). Тогда для каждой полосы

$$\begin{aligned} G_{ij}^{An} &= \frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_{ij}^{true} + \Delta y_{ij}} = \\ &= \frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_{ij}^{true} (1 + \Delta y_{ij} / I_{ij}^{true})} \approx \\ &\approx \frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_{ij}^{true}} (1 + \Delta y_{ij} / 2I_{ij}^{true}), \end{aligned} \quad (12)$$

где G_{ij}^{An} имеет гауссово распределение со средним, примерно равным $\frac{255}{\sqrt{DBI}} \sqrt{I_\ell^{true}}$. Дисперсия σ_{Anij}^2 определяется как

$$\sigma_{Anij}^2 = \frac{255^2}{4DBI I_{ij}^{true}} \sigma_{\Delta y}^2. \quad (13)$$

Теперь вспомним что для большинства полос

$$I_\ell^{true} \gg \sigma_\ell^2.$$

Тогда

$$\sigma_{\Delta y}^2 = I_\ell^{true} + \sigma^2 = I_\ell^{true} (1 + \sigma^2 / I_\ell^{true})$$

и после подстановки в (13) для каждой полосы получим

$$\sigma_{An\ell}^2 = \frac{255^2}{4DBI} + \frac{255^2 \sigma^2}{4DBI I_\ell^{true}}. \quad (14)$$

Это означает, что после прямого преобразования (10) изображение $\{G_{ij}^{An}\}$ искажено гауссовым шумом с нулевым средним, дисперсией, одинаковой для пикселей одной полосы и немного большей для пикселей полос с меньшим значением ℓ .

Предположим, что после сжатия с потерями для каждой ℓ -ой полосы остаточная дисперсия $\sigma_{Anres\ell}^2$. Тогда легко показать, что для любой ℓ -ой полосы после обратного преобразования (11) остаточная дисперсия шума $\sigma_{res\ell}^2 = \frac{4DBI}{255^2} I_\ell^{true} \sigma_{Anres\ell}^2$.

Это означает, что $\sigma_{Anres\ell}^2$ практически не зависит от ℓ , а $\sigma_{res\ell}^2$ пропорционально I_ℓ^{true} .

Рассмотрим результаты моделирования (рис. 4). Для кодера AGU использовались значения QS_A в диапазоне от 24 (примерно равно $3\sigma_a$) до 60 (около $7,5\sigma_a$). Как видно, для $QS_A=24$ значение χ_ℓ уменьшается с увеличением ℓ . Это связано с тем, что с увеличением ℓ отношение QS_A / σ_{An} увеличивается и обеспечивается более эффективное подавление помех. Тем не менее, для $QS_A=60$ подавление шума достаточно высокое для всех полос. Таким образом, можно рекомендовать выбор QS_A в диапазоне от 32 до 40, что обеспечивает примерно постоянное значение $\sigma_{res\ell}^2$ (1...3), что практически незаметно в восстановленных после сжатия изображениях. Данные рекомендации совпадают с рекомендациями данными в [14, 15] – QS_A необходимо выбирать около $4,5\sigma_a$ при использовании кодеров с потерями, применяемых для сжатия изображений, искаженных аддитивным шумом.

Проанализируем результаты, полученные для кодера SPIHT. Его параметры определены как и в предыдущем случае. Значение $QS_A=24$ для AGU соответствует $bpr=0.66$ для SPIHT, $QS_A=28$ – для $bpr=0.34$, $QS_A=42$ – для $bpr=0.009$ и $QS_A=60$ – для $bpr=0.007$.

Таким образом, здесь мы имеем дело с очень большим коэффициентами сжатия.

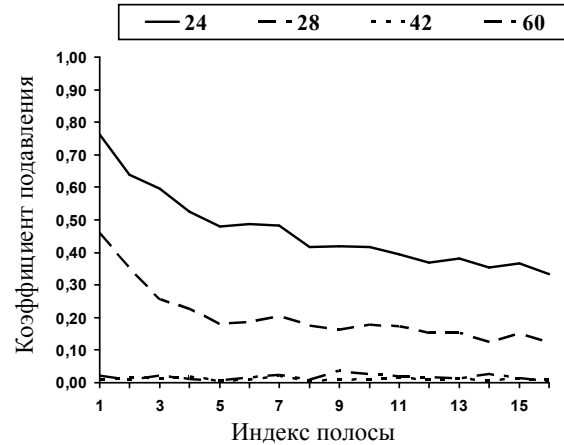


Рис. 4. Зависимость χ_ℓ от ℓ для различных QS_A для кодера AGU

Полученные зависимости χ_ℓ от ℓ для различных bpr для кодера SPIHT, представлены на рис. 5.

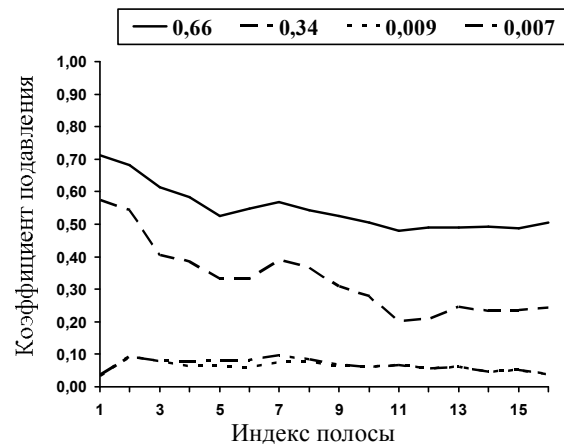


Рис. 5. Зависимость χ_ℓ от ℓ для различных bpr при использовании кодера SPIHT

Как видно из графика, при $bpr=0,66$ нельзя обеспечить хорошее подавление шума, χ_ℓ примерно равно 0,7 для полос с малыми ℓ и 0,5 для полос с большими ℓ . Результаты сжатия с bpr , равным 0,01 и меньше, свидетельствуют об эффективном подавлении помехи для всех полос.

Результаты, полученные для рассматриваемого тестового изображения, показывают, что в большинстве случаев можно обеспечить эффективное подавление помех на однородных участках, если выбранный шаг квантования достаточно велик или bpp достаточно мало.

С увеличением QS (bpp уменьшается), вносимые помехи при сигнально-зависимом преобразовании незначительны. Используя соответствующие гомоморфные преобразования можно уменьшить негативное влияние таких преобразований.

В будущем нами планируется использовать более точные гомоморфные преобразования, позволяющие конвертировать смешанный шум в чисто аддитивный [23].

4. Анализ для тестового изображения

Предыдущий анализ показал, что при выборе шага квантования достаточно большим ($QS_A / \sigma_{An} > 4$) достигается существенное подавление помех. Однако увеличение шага квантования неизбежно приводит к внесению заметных искажений в информационную составляющую изображений. Следовательно, должно быть найдено компромиссное решение.

Рассмотрим прямое применение сжатия с потерями без пары гомоморфных преобразований к зашумленному изображению (обозначим его DC – direct compression) и сжатие с использованием пары преобразований (10) и (11), которое обозначим как НВС (homomorphic based compression). Полученные кривые $PSNR_{nf}(bpp)$ для обеих процедур и двух анализируемых кодеров AGU и SPIHT представлены на рис. 6 для изображения Frisco (рис. 1).

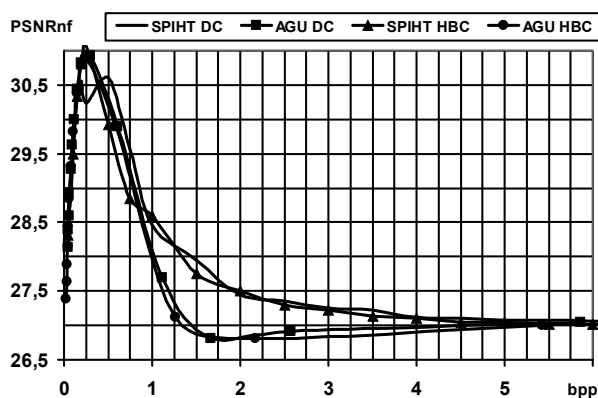


Рис. 6. $PSNR_{nf}(bpp)$ для обеих процедур сжатия для кодеров AGU и SPIHT, изображение Frisco

Первый вывод, который вытекает из анализа этих зависимостей, заключается в том, что все зависимости

имеют максимумы, то есть ОПТ существует. Практически для всех четырех рассматриваемых случаев $bpp_{OПТ}$ приблизительно равно 0,25, то есть изображение может быть сжато в 32 раза. Для более сложных изображений значения $bpp_{OПТ}$ обычно больше.

Максимальные значения $PSNR_{nf}(bpp)$ в ОПТ для трех кривых практически совпадают, лишь для процедуры НВС при использовании кодера SPIHT эти значения немного меньше.

Основные различия между прямым применением сжатия и сжатием с использованием гомоморфных преобразований состоят в следующем. При использовании НВС можно дать четкую практическую рекомендацию по выбору шага квантования. В частности, для рассматриваемого случая смешанных помех после прямого гомоморфного преобразования QS_A следует устанавливать примерно равным 40. В общем случае шаг квантования следует выбирать в 4...5 раз больше, чем среднеквадратическое отклонение (СКО) помех после выполнения прямого гомоморфного преобразования.

Однако для выполнения прямого гомоморфного преобразования, стабилизирующего дисперсию, необходимо априорно знать характеристики сигнально-зависимых помех.

Эффект фильтрации при сжатии с потерями хорошо виден на изображении (рис. 7), при этом искажения на неоднородных участках (границы, мелкие детали, текстуры) практически незаметны.

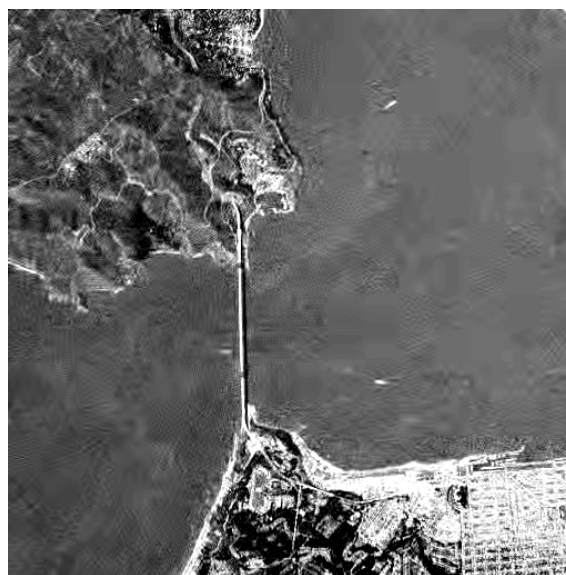


Рис. 7. Сжатое изображение

Заключение

Проведен анализ эффектов фильтрации, наблюдаемых при сжатии с потерями изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами. По-

казано, что степень подавления шума повышается при увеличении степени сжатия, однако при слишком больших КС в информационную составляющую вносятся искажения, которые нежелательны. Рассмотрены два подхода к сжатию (с и без использования гомоморфных преобразований) и показана целесообразность использования преобразований, стабилизирующих дисперсию помех.

Литература

1. Gonzalez R.C. *Digital Image Processing* / R.C. Gonzalez, R.E. Woods. – Prentice-Hall, 2002. – 836 p.
2. Фльтрація кольорових зображень: чи вона необхідна? / В.В. Лукин, Д.В. Февралев, Н.Н. Пономаренко, С.К. Абрамов // *Радіоелектронні та комп'ютерні системи*. – 2010. – № 4 (44). – С. 65-74.
3. Oliver C. *Understanding Synthetic Aperture Radar Images* / C. Oliver, S. Quegan. – SciTech Publishing, 2004. – 486 p.
4. Сжатие изображений дистанционного зондирования без визуально заметных искажений / С.С. Кривенко, В.В. Лукин, М.С. Зряхов, А.А. Зеленский // *Радіотехніка*. – 2009. – Т. 159. – С. 248-254.
5. Lim S.H. *Characterization of Noise in Digital Photographs for Image Processing* / S.H. Lim // *Proceedings of Digital Photography I*. – SPIE 6069. – 10 Feb. 2006. – PP. 219-228.
6. Wallace G. *JPEG still image compression standard* / G. Wallace // *Comm. Of the ACM*. – Vol. 34, No 4. – 1991. – 17 p.
7. Pal M.D. *Feature Extraction from Hyperspectral Images Compressed using the JPEG-2000 Standard* / M.D. Pal, C.M. Brislawn, and S.P. Brumb // *Proceedings of Fifth IEEE Southwest Symposium on Image Analysis and Interpretation (SSIAI'02)*. – Santa Fe, NM, April 2002. – P. 168-172.
8. Chang S.G. *Adaptive wavelet thresholding for image denoising and compression* / S.G. Chang, B. Yu, M. Vetterli // *IEEE Trans. on Image Processing*. – Vol. 9 (9). – Sep. 2000. – P. 1532-1546.
9. Comparison of lossy compression technique performance for real life color photo images / N. Ponomarenko, V. Lukin, K. Egiazarian, E. Delp // *Proceedings of Picture Coding Symposium*. – USA, June 2009. – 4 p.
10. Minasyan S. *An image compression scheme based on parametric Haar-like transform* / S. Minasyan, J. Astola, D. Guevorkian // *Proceedings of ISCAS*. – Vol. 3. – 2005. – P. 2088-2091.
11. Al-Chaykh O.K. *Lossy compression of noisy images* / O.K. Al-Chaykh, R.M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 1998. – Vol. 7 (12). – P. 1641-1652.
12. Shahnaz R. *Image Compression in Signal-Dependent Noise* / R. Shahnaz, J.F. Walkup, T.F. Krile // *Applied Optics*. – 1999. – Vol. 38, Issue 26. – P. 560-5567.
13. Said A. *A new fast and efficient image codec based on the partitioning in hierarchical trees* / A. Said, W. Pearlman // *IEEE Trans. on Circuits Syst. Video Technology*. – 1996. – Vol. 6. – P. 243-250.
14. *Lossy compression of images with additive noise* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian etc. // *Proceedings of International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – Antwerpen, Belgium, Sept. 2005. – P. 381-386.
15. *Estimation of accesible quality in noisy image compression* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian, J. Astola // *CD-ROM Proc. EUSIPCO*. – Italy, 2006. – 4 p.
16. *Lossy Compression of Noisy Images Based on Visual Quality: a Comprehensive Study* / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Open access paper in: EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – Article ID 976436. – 13 p.
17. *Quasi-optimal compression of noisy optical and radar images* / V. Lukin, N. Ponomarenko, M. Zriakhov, A. Zelensky etc. // *Proc. SPIE Conf. Image and Signal Processing for Remote Sensing XII*. – Sweden, 2006. – SPIE Vol. 6365. – 12 p.
18. *An Automatic Approach to Lossy Compression of Images Corrupted by Poisson Noise* / V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, N.N. Ponomarenko, A. Kaarna // *Proc. Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium MRRS-2008*. – Kiev, Sept 2008. – P. 139-142.
19. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal* / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko etc. // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – Article ID 42472. – 2007. – 10 p.
20. Foi A. *Pointwise Shape-Adaptive DCT Image Filtering and Signal-Dependent Noise Estimation: Thesis for the degree of Doctor of Technology; defense 5.12.2007* / Foi Alessandro. – Tampere, Finland: Tampere University of Technology, 2007. – 194 p.
21. Абрамов С.К. *Проблемы и методы автоматического определения характеристик помех на изображениях* / С.К. Абрамов, А.А. Зеленский, В.В. Лукин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – №2 (36). – С. 25-34.
22. *Noise estimation from a single image* / C. Liu, W.T. Freeman, R. Szeliski, S.B. Kang // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Patter Recognition*. – June 2006. – P. 901-908.
23. *Denoising of single-look SAR images based on variance stabilization and non-local filters* / M. Maktalo, A. Foi, D. Fevrale, V. Lukin // *CD-ROM Proceedings of MMET*. – Ukraine, Kiev, Sept. 2010. – 4 p.
24. Bovik A. *Handbook of Image and Video Processing* / A. Bovik. – Academic Press. – USA, 2000. – 1429 p.
25. Kerekes J.P. *Hyperspectral Imaging System Modeling* / J.P. Kerekes, J.E. Baum // *Lincoln Laboratory Journal*. – 2003. – Vol. 14, No 1. – P. 117-130.
26. *On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions* / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli etc. // *CD-ROM Proc. of the*

Third Int. Workshop on Video Processing and Quality Metrics. – USA, 2007. – 4 p.

27. *DCT Based High Quality Image Compression* / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Proc. of 14th Scandinavian Conference on Image Analysis.* – Finland, June 2005. – P. 1177-1185.

28. *AGU - DCT Based High Quality Image Compression* [Электронный ресурс]. - Режим доступа:

<http://www.ponomarenko.info/agu.htm> (2.05.2008).

29. Лукин В.В. Исследование потенциальной эффективности фильтрации изображений на основе дискретного косинусного преобразования / В.В. Лукин, Д.В. Февралев, Н.Н. Пономаренко // *Радиоэлектронні і комп'ютерні системи.* – 2010. – № 4 (38). – С. 17-25.

Поступила в редакцию 1.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ СТИСНЕННЯ ЗОБРАЖЕНЬ ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАЛЕЖНИХ ЗАВАДАХ

М.С. Зряхов, С.С. Кривенко, С.К. Абрамов, М.М. Пономаренко, В.В. Лукін

Проаналізовано ефект стиснення з втратами зображень, які спотворено сигнально-залежними завадами. Показано, що при використанні як методів на основі дискретного косинусного перетворення, так і малошвилових перетворень спостерігається ефект придушення завад. Але цей ефект є різним для ділянок з різним середнім рівнем. Для забезпечення однакового ступеню придушення запропоновано використовувати варіаційно-стабілізуюче перетворення Енскомба. Досліджено статистичні характеристики залишкових завад при використанні запропонованої триетапної процедури на основі даного перетворення. Сформульовані задачі подальших досліджень.

Ключові слова: стиснення зображень з втратами, сигнально-залежний шум.

PECULIARITIES OF IMAGE COMPRESSION FOR SIGNAL-DEPENDENT NOISE

M.S. Zriakhov, S.S. Kryvenko, S.K. Abramov, N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin

The effect of compressing images corrupted by signal-dependent noise is analyzed. It is shown that the use of both DCT and wavelet-based compression methods results in noise suppression effect. However, this effect is of different strength for image fragments having different mean. In order to provide identical suppression ratio it is proposed to use variance stabilizing Anscombe transform. Statistical analysis of residual noise for the case of applying the proposed three-stage procedure that employs such kind of transform is carried out. The topics of further research are formulated.

Keywords: lossy image compression, signal-dependent noise.

Зряхов Михаил Сергеевич – канд. техн. наук, ст. преп. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: zriakhov@mail.ru.

Кривенко Сергей Станиславович – аспирант каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: krivenkos@inbox.ru.

Абрамов Сергей Клавдиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ask379@mail.ru.

Пonomаренко Николай Николаевич – канд. техн. наук, докторант каф. «Приема, передачи и обработки 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. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: luhin@xai.kharkov.ua.

УДК 621.396.96: 621. 321. 26

А.И. КРАВЧЕНКО, В.В. ПЕЧЕНИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДАВЛЕНИЯ ПАССИВНОЙ ПОМЕХИ ОТ ГИДРОМЕТЕОРОВ ТРАДИЦИОННЫМ И АДАПТИВНЫМ МЕТОДАМИ

Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований и сравнительный анализ разработанного авторами адаптивного метода подавления пассивной помехи от гидрометеоров с традиционным методом компенсации, основанным на восстановлении опорного регулярного азимутально-дальномерного профиля. Отличительной особенностью адаптивного метода помимо его более высокой эффективности подавления пассивной помехи, является снижение нагрузки на вычислительные средства примерно в 5,5÷12 раз. Результаты выполненных исследований могут быть использованы при разработке трактов первичной обработки радиолокационных сигналов маскируемых гидрометеорообразованиями.

Ключевые слова: радиолокация, гидрометеоры, обработка, стационарность, диапазон, уровень, помеха, подавление.

Введение

Одной из важнейших задач первичной обработки радиолокационных сигналов, отраженных от протяженных объектов типа морских судов, воздушных аэробусов, крупных космических объектов и т. п. является улучшение их наблюдаемости на фоне пассивных помех, создаваемых гидрометеорами, подстилающей поверхностью и другими важными источниками [1 – 3]. С позиций практического использования методов, устройств и алгоритмов первичной обработки радиолокационных наблюдений автоматизированными радиотехническими системами наибольший интерес представляют: методы, непосредственно улучшающие отношение сигнал/помеха; интегрирование принимаемых сигналов; обеспечение большего динамического диапазона на линейной части тракта, первичной обработки сигналов и другие. Краткий анализ преимуществ и недостатков практических методов и устройств подавления пассивных помех приведен в [4 – 6].

Полученные к настоящему времени реальные данные о радиофизической структуре и характеристиках пассивных помех (в основном – гидрометеоров типа атмосферных осадков, грозовой облачности и взволнованной морской поверхности [7, 8 и др.]) свидетельствуют об их существенной изменчивости даже в границах рабочей области зоны действия автоматизированной радиотехнической системы (АРТС).

Отличительной особенностью пассивных помех, создаваемых гидрометеорами (ГМ) и подстилающей морской поверхностью является наличие регулярной составляющей в виде азимутально-дальномерного регулярного профиля [9]. В то же

время большинство известных радиолокационных средств обработки первичной информации, создаваемой протяженными объектами процедура компенсации регулярной компоненты пассивной помехи осуществляется на аппаратном уровне путем использования временной автоматической регулировки усиления (ВАРУ). Эффективность применения ВАРУ в реальных условиях действия пассивных помех существенно зависит от закона изменения дальности D^n , где n – выбирается в пределах 2÷4, т.е. заранее неизвестна величина и в зависимости от реальных условий формирования пассивной помехи, особенно от ГМ. Добавим ко всему прочему, самые современные радиолокационные средства обработки радиолокационных сигналов, создаваемых протяженными объектами, обеспечивают уменьшение перегрузки приемного тракта за счет увеличения динамического диапазона до 90 дБ, что приводит к работе приемных трактов на пределе их чувствительности и следующим, в этом случае, негативным последствием воздействий пассивных помех при радиолокационном наблюдении точечных и протяженных объектов одновременно.

В таких условиях актуальной является задача определения и последующей компенсации регулярной компоненты пассивной помехи на уровне цифровой обработки видеосигналов. Такую процедуру можно назвать восстановлением истинного пространственного распределения уровней полезных сигналов.

Целью выполненных в работе исследований является сравнительный анализ подавления пассивной помехи, создаваемой ГМ, разработанными авторами цифровыми методами обработки видеосиг-

налов на выходе аналогово–цифрового преобразователя (АЦП) на программном уровне и их апробации на реальных данных АРС информационной поддержки регулирования движения судов в прибрежных морских регионах.

Основное содержание работы

Теоретическое описание методики и цифрового алгоритма компенсации регулярного азимутально–дальномерного профиля пассивной помехи, а также экспериментальные исследования на уровне компьютерного моделирования приведены в [10]. Данная методика и алгоритм относятся к разряду традиционных методик компенсации трендов и их сглаживания. При этом сущность восстановления регулярного профиля видеосигнала на выходе АЦП состоит в подборе некоторой опорной аналитической функции, которая бы наилучшим образом аппроксимировала полученный дальномерный профиль. Далее, с помощью полученной таким образом, опорной функции компенсировать регулярную компоненту реальной пассивной помехи с дальнейшим сглаживанием флуктуационного остатка путем использования адаптивного шумового порога.

Анализ результатов моделирования показал, что точность восстановления регулярного профиля зависит от параметров флуктуационной составляющей и выбора аналитической функции задания опорного профиля, который в реальных условиях заранее неизвестен.

Второй метод компенсации пассивной помехи основан на разработанном авторами методе и алгоритме компенсации, не требующем предварительного восстановления опорного регулярного профиля. Данный метод может быть отнесен к классу адаптивных методов. Кроме того, отличительной особенностью разработанного метода является другое решение задачи нейтрализации флуктуационного остатка (локальных выбросов) пассивной помехи и раздельная (независимая) обработка полученных сигналов отраженных подвижными или малоподвижными объектами (морскими судами). Для этого вводятся два признака степени подвижности: «канал динамики» для обработки полезных сигналов от движущихся судов и канал статики от мало- или неподвижных судов.

Упрощенная структурная схема тракта подавления пассивной помехи, реализующей адаптивный метод приведена на рис. 1.

Приведенная на рис. 1 структурная схема тракта подавления пассивной помехи от ГМ реализована на программном уровне.

Компенсатор тренда предназначен для устранения неравномерности распределения по рабочей

зоне АРС средних значений интенсивности (амплитуд) пассивных помех одновременно в каналах статики и динамики. При этом рабочая зона АРС разбита на участки условной пространственной стационарности (УПС) пассивной помехи по координате азимута ($S_{\min} \div S_{\max}$) и координате дальности ($J_{\min} \div J_{\max}$). В пределах каждого из участков стационарности формируется двойной массив оценок – медиан регулярной компоненты интенсивности принятых радиолокационных сигналов M_{sta_j, sta_s} .

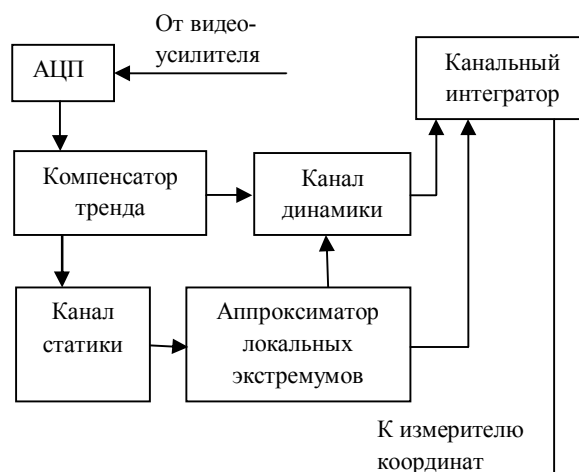


Рис. 1. Структурная схема тракта подавления пассивной помехи

Далее выполняется адаптивная компенсация тренда регулярной составляющей пассивных помех раздельно в каналах статики и динамики

$$RS_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) = S_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) - M_{sta_{-j}, sta_{-s}},$$

$$RZ_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) = Z_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) - M_{sta_{-j}, sta_{-s}},$$

где $sta_{-j} \in \{0 \div \text{round}[(J_{\max} - J_{\min} - 2\Delta Z_j)/\Delta Z_j]\}$ –

индекс серединного окна участка УПС по дальности;

$$sta_{-s} \in \{0 \div \text{round}[(S_{\max} - S_{\min} - 2\Delta Z_s)/\Delta Z_s]\}$$

индекс серединного окна по азимуту;

$\text{round}(\ast)$ - знак округления числа до целого;

$\Delta Z_j = STA_j/3$, $\Delta Z_s = STA_s/3$ – размер каждого

из окон участка стационарности;

STA_j , STA_s – общие размеры участков УПС.

Из экспериментальных данных геометрические размеры УПС по координате дальности $STA_j \approx 500 \div 700$ м, а по координате азимута $STA_s \approx 20\theta$ ширины диаграммы направленности по азимуту.

Аппроксимация локальных экстремумов предназначена на флуктуации амплитуд $RZ_{j,s}$ на выходе компенсатора тренда в канале динамики.

Граничная обработка в каналах статики и динамики реализована по идентичным цифровым алгоритмам.

Основная формула алгоритма граничной обработки имеет вид

$$V_{j,s} = \begin{cases} R_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) & \text{при} \\ R_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s}) > P_{hran}(sta_{-j}, sta_{-s}); \\ 0, & \text{если иначе,} \end{cases}$$

где $P_{hran}(sta_{-j}, sta_{-s})$ - граничный уровень, соответствующий срединному участку УПС с соответствующими индексами sta_{-j}, sta_{-s} и определяется как

$$P_{hran}(sta_{-j}, sta_{-s}) = f[A_{j,s}(sta_{-j}, sta_{-s})],$$

где $A_{j,s}(\ast)$ - массив квалификационных выборов соответствующего участка УПС для канала статики и канала динамики;

$f_{hran}(\ast)$ - процедура определения граничных уровней, делящая всю совокупность соответствующих параметров сигналов по определенному субъективному критерию, как «возможно полезный сигнал», а в другую — как «помеха».

Канальный интегратор предназначен для логического объединения данных $V_{j,s}$, полученных при независимой обработке в каналах статики и динамики

$$P_{j,s} = VZ_{j,s} + f(VS_{j,s}).$$

То есть, сначала в выходной интегральный массив данных $P_{j,s}$ полностью в неизменном виде переписывается результат данной обработки из канала динамики $VZ_{j,s}$. Затем, к этим данным приписывается результат канала статики, но с определенным весом $f(\ast)$.

Экспериментальные результаты и сравнительный анализ адаптивного и традиционного методов подавления пассивной помехи от ГМ

Основные трудности при сравнительной оценке эффективности разработанных методов подавления пассивной помехи от ГМ связаны с тем, что первичная обработка сигналов реально действующей АРТС не оперирует с интенсивностями сигналов и помех, а использует лишь их бинарные изображения. Поэтому оценки эффективности, связанные с улучшением/ухудшением энергетических показателей непосредственно не реализуемы.

В данном случае можно использовать два варианта сравнительной оценки:

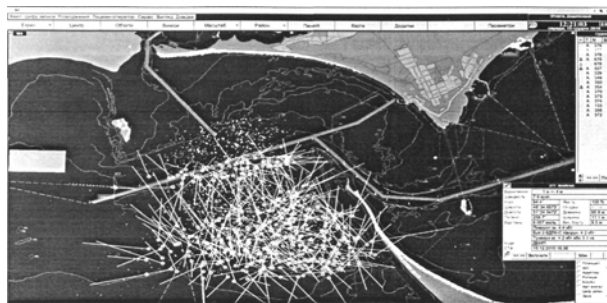
- качественный по визуальному наблюдению радиолокационных сцен при одновременной обработке традиционным и адаптивным методами;

- количественный, основанный на косвенных статистических показателях, полученных во время натурных экспериментов.

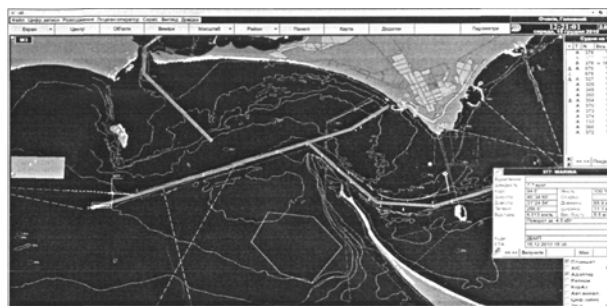
В качестве практического примера сравнительной оценки по качественному визуальному наблюдению на рис. 2 и 3 приведены последовательно видеокдры с результатами одновременного наблюдения радиолокационных сцен с применением традиционного и адаптивного наблюдения эффективности подавления пассивных помех от ГМ для двух судов:

- танкер «Marina» (размеры $L \times B = 69,5 \times 11,1$ м.) рис. 2 а, б;

- судно «Gorkem Bey» (размеры $L \times B = 119 \times 16,9$ м.) рис. 3 а, б.



а



б

Рис. 2. Последовательные видеокдры с результатами одновременного наблюдения радиолокационных сцен, полученных с применением традиционного и нового адаптивного тракта первичной обработки сигналов от 15.12.2010 для танкера «Marina»

Результаты визуального наблюдения очевидны и не требуют особых комментариев по явной эффективности адаптивного подавления (рис. 2, б, 3, б).

В табл. 1 и 2 приведены численные показатели оценки эффективности адаптивного метода подавления пассивной помехи от ГМ в тракте первичной обработки АРТС.

Фиксировались следующие текущие показатели традиционной и адаптивной обработок:

N_{mark} — число РЛ отметок, сформированных на выходе тракта первичной обработки в рабочей зоне АРТС;

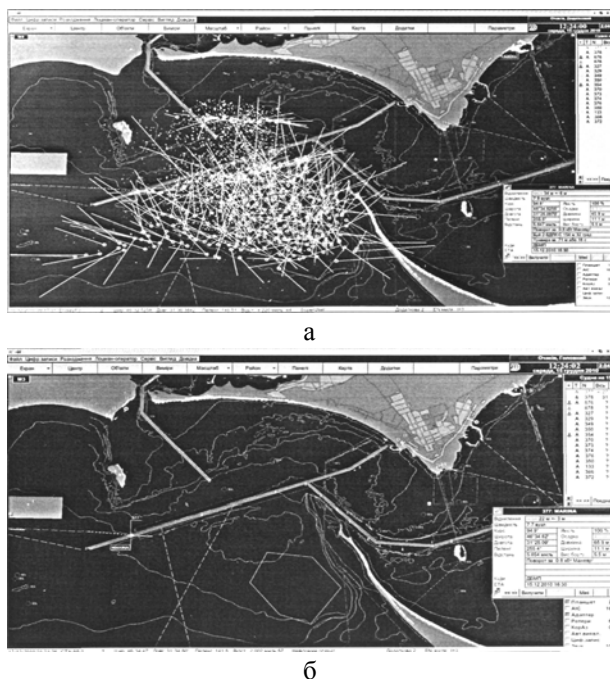


Рис. 3. Последовательные видеокadres с результатами одновременного наблюдения радиолокационных сцен, полученных с применением традиционного и нового адаптивного тракта первичной обработки сигналов от 15.12.2010 для судна «Gorkem Bey»

N_{track} - количество сопровождаемых траекторий по выходу тракта вторичной обработки;

$N_{\text{t arg}}$ - количество сопровождаемых траекторий, признанных соответствующими реальным судам.

Анализ данных табл. 1 и 2 показывает:

- адаптивный вариант по сравнению с традиционным снижает «всплеск» ложных тревог в $8,2 \div 26,0$ раз (показатель N_{mark});

- по выходу первичной обработки не вызывает существенного (в $9,6 \div 26,1$ раз) всплеска ложных тревог по выходу вторичной обработки сигналов (показатель $N_{\text{t arg}}$);

- снижает примерно в $5,5 \div 12$ раз нагрузку на вычислительные средства АРТС (показатель N_{track}).

Выводы

Разработан адаптивный метод и цифровой алгоритм подавления пассивной помехи от гидрометеоров, существенно улучшающий эффективность наблюдения протяженного объекта (морского судна) по сравнению с традиционной методикой и алгоритмом подавления. Численные оценки традиционного и адаптивного алгоритмов подавления пассивной помехи от гидрометеоров показывают, что уровень снижения уровня ложных тревог по каналу первичной и вторичной обработок адаптивным методом лежит в пределах $8 \div 26$ раз при различных уровнях пассивной помехи в различных метеоусловиях. Полученные результаты теоретических и экс-

периментальных исследований могут быть использованы при разработке перспективных радиотехнических систем, функционирующих в аналогичных условиях влияния гидрометеообразований.

Таблица 1

Численные показатели экспериментальной оценки эффективности тракта адаптивной первичной обработки сигналов в работе 14.12.2010

№	Время	Традиционная схема первичной обработки			Новая адаптивная схема первичной обработки		
		N_{mark}	N_{track}	$N_{\text{t arg}}$	N_{mark}	N_{track}	$N_{\text{t arg}}$
1	11.45.01	112	153	29	46	41	9
2	11.51.02	246	297	53	40	40	12
3	11.53.31	275	266	80	42	48	12
4	11.55.03	349	245	103	45	55	12
5	11.57.00	341	262	109	42	47	12
6	11.59.00	484	289	130	42	51	12
7	12.02.01	651	318	163	42	52	12
8	12.05.02	765	282	169	48	56	13
9	12.08.02	622	294	168	40	47	12
10	12.11.03	231	169	121	49	60	10
Медиана:		345,0	274,0	115,0	42,0	49,5	12,0
Соотношение медиан:					8,2	5,5	9,6

Таблица 2

Численные показатели экспериментальной оценки эффективности тракта адаптивной первичной обработки сигналов в работе 15.12.2010

№	Время	Традиционная схема первичной обработки			Новая адаптивная схема первичной обработки		
		N_{mark}	N_{track}	$N_{\text{t arg}}$	N_{mark}	N_{track}	$N_{\text{t arg}}$
1	12.15.02	265	385	34	61	11	11
2	12.17.30	1452	1046	192	64	82	10
3	12.21.03	1794	727	385	75	77	11
4	12.24.00	1561	507	370	45	42	9
5	12.27.01	1692	702	339	50	87	13
6	12.30.02	1631	559	320	35	34	9
7	12.33.02	629	485	224	34	36	9
8	12.36.03	482	352	246	35	36	9
9	12.39.03	296	212	160	31	41	9
10	12.42.00	56	99	85	35	37	9
Медиана:		1040,5	496,0	235,0	40,0	41,5	9,0
Соотношение медиан:					26,0	12,0	26,1

Литература

1. Бакулев П.А. Методы и устройства селекции движущихся целей / П.А. Бакулев, В.М. Степин. – М.: Радио и связь, 1986. – 288 с.
2. Красюк В.Н. Влияние тропосферы и подстилающей поверхности на работу РЛС / В.Н. Красюк, В.Л. Коблов, Н.П. Красюк. – М.: Радио и связь, 1988. – 216 с.
3. Теоретические основы радиолокации / Под ред. В.Е. Дулевича. – М.: Сов. радио, 1978. – 608 с.
4. Луценко В.И. Проектирование радиотехнических систем селекции и обнаружения сигналов в

условиях негауссовских помех: учебное пособие / В.И. Луценко, В.И. Луценко. – Х.: ХАИ, 1990. – 99 с.

5. Кравченко А.И. Методика и алгоритм формирования бинарного радиолокационного изображения протяженного объекта, маскируемого отражениями от моря / А.И. Кравченко, Е.П. Мсаллам // Системи управління, навігації та зв'язку. Збірник наукових праць ДП «ЦНДІ навігації і управління». – К.: ДП ЦНДІНІ, 2010, – № 2 (14). – С. 54 – 57.

6. Кравченко А.И. Цифровое моделирование алгоритма формирования радиолокационного изображения протяженного морского объекта / Шоста наукова конференція Харк. ун-ту Повітряних сил ім. Івана Кожедуба. «Новітні технології – для захисту повітряного простору», 14-15 квітня 2010 року: тези доповідей. – Х.: ХУПС ім. І. Кожедуба, 2010. – С. 220 - 221.

7. Исимору А. Распространение и рассеяние

радиоволн в случайно-неоднородных средах. Т. 1 / А. Исимору. – М.: Мир, 1981. – 280 с.

8. Брылев Г.Б. Радиолокационные характеристики облаков и осадков / Г.Б. Брылев. – Л.: Гидрометеиздат, 1986. – 231 с.

9. Печенин В.В. Восстановление дальномерного профиля радиолокационных отражений от гидрометеорообразований по данным аналого-цифрового преобразования / В.В. Печенин, Е.П. Мсаллам // Складні системи і процеси. – 2004, - № 1, 2 (5, 6). – С. 83 – 93.

10. Печенин В.В. Цифровой метод подавления пассивной помехи при координатной обработке протяженного морского объекта. / В.В. Печенин, Е.П. Мсаллам. // Известия высших учебных заведений. Радиоэлектроника. – Киев: КПИ. – 2006. – Т. 49, №3. – С. 57 – 62.

Поступила в редакцию 1.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирование радиоэлектронных устройств, систем и комплексов летательных аппаратов И.В. Барышев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ПРИГНІЧЕННЯ ПАСИВНОЇ ПЕРЕШКОДИ ВІД ГІДРОМЕТЕОРІВ ТРАДИЦІЙНИМ І АДАПТИВНИМ МЕТОДАМИ

О.І. Кравченко, В.В. Печенін

Приведені результати теоретичних і експериментальних досліджень і порівняльний аналіз розробленою авторами адаптивного методу пригнічення пасивної перешкоди від гідрометеорів з традиційним методом компенсації заснованим на відновленні опорного регулярного азимутно-далекомірної профілю. Відмітною особливістю адаптивного методу окрім його вищої ефективності пригнічення пасивної перешкоди являється зниження навантаження на обчислювальні засоби приблизно в 5,5 - 12 разів. Результати виконаних досліджень можуть бути використані при розробці трактів первинної обробки сигналів радіолокацій маскованих гідрометеороутвореннями.

Ключові слова: радіолокація, гідрометеори, обробка, стаціонарність, діапазон, рівень, перешкода, пригнічення.

COMPARATIVE ANALYSIS OF EFFICIENCY OF SUPPRESSION PASSIVE HINDRANCE FROM HYDROMETEORSS TRADITIONAL AND ADAPTIVE METHODS

A.I. Kravchenko, V.V. Pechenin

Results over of theoretical and experimental researches and comparative analysis of the adaptive method of suppression of passive hindrance worked out by authors are brought from hydrometeorss with the traditional method of indemnification, based on renewal of supporting regular azimuthal-range-finder profile. By the distinctive feature of adaptive method besides his higher efficiency of suppression of passive hindrance, there is a deloading on computing facilities approximately in 5,5-12 times. The results of the executed researches can be drawn on at development of highways of roughing-out of radio-location signals of maskable airborne moisture target.

Keywords: radio-location, hydrometeorss, treatment, stationarity, range, level, hindrance, suppression.

Печенин Валерий Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры радиоэлектронных устройств, систем и комплексов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Кравченко Александр Иванович – канд. техн. наук, докторант кафедры радиоэлектронных устройств, систем и комплексов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.