



Уважаемые читатели!

С 26 марта 2019 г. уточнен список научных специальностей, по которым журнал «Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей» входит в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученых степеней кандидата наук и доктора наук по специальностям научных работников:

05.02.09 – Технологии и машины обработки давлением (технические науки);

05.02.22 – Организация производства (по отраслям) (технические науки);

05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов (технические науки);

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов (технические науки);

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов (технические науки);

05.12.04 – Радиотехника, в том числе системы и устройства телевидения (технические науки);

05.12.07 – Антенны, СВЧ-устройства и их технологии (технические науки);

05.12.13 – Системы, сети и устройства телекоммуникаций (технические науки);

05.12.14 – Радиолокация и радионавигация (технические науки).

Напоминаю, что на сайте Концерна www.almaz-antey.ru/about/618 предоставлена возможность до выхода бумажной версии оформить бесплатную подписку на e-mail-рассылку электронной версии номеров журнала.

Жду от вас новых интересных научных статей, а также отзывов, предложений и вопросов по поводу публикации на мой личный электронный адрес antey@inbox.ru или по телефону +7 (495) 276-26-13. Напоминаю, что статьи принимаются от организаций России и зарубежья, публикация бесплатная.

Заместитель главного редактора

Денис Большаков





Объявление благодарности отличившимся рецензентам

25 января 2019 г. генеральный директор Концерта подписал приказ № 17 об объявлении благодарности наиболее отличившимся специалистам предприятий Концерта и сторонних организаций, принявших активное участие в работе по рецензированию статей научно-технического журнала «Вестник Концерта ВКО «Алмаз – Антей».

В 2018 г. в журнал поступило более 100 статей, каждая из которых прошла двойное «слепое» рецензирование. Большую часть этой ответственной работы выполнили 24 эксперта, профессионализм которых обеспечил высокий уровень публикаций журнала:

Балов Анатолий Васильевич, ведущий специалист АО «РИРВ»;

Боровицкий Дмитрий Сергеевич, ведущий научный сотрудник АО «РИРВ»;

Благовский Олег Валерьевич, начальник сектора АО «УМЗ»;

Гвоздарёв Роман Сергеевич, начальник сектора ТОП «ЛЭМЗ» ПАО «НПО «Алмаз»;

Дусь Татьяна Эдуардовна, начальник бюро ПАО «Сатурн»;

Езерский Владимир Васильевич, заместитель генерального директора по науке и развитию АО «НИИ ПС»;

Кузнецов Павел Сергеевич, заместитель начальника отдела АО «ГосНИИП»;

Левихин Артем Алексеевич, заведующий кафедрой БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова;

Иванов Александр Михайлович, начальник лаборатории АО «Корпорация «Комета»;



Иванов Сергей Николаевич, ведущий конструктор АО «Казанское ОКБ «Союз»;

Нагорных Иван Леонидович, заместитель начальника научно-технического отдела АО «ИЭМЗ «Купол»;

Наумов Сергей Владимирович, начальник отдела разработки гражданской продукции АО «ЦНИРТИ им. академика А. И. Берга»;

Окулов Роман Сергеевич, инженер-конструктор АО «УПП «Вектор»;

Панфилов Сергей Владимирович, главный специалист АО «КБСМ»;

Плешанова Юлия Андреевна, заместитель начальника отдела ЗАО «НПО СМ»;

Самохина Елена Александровна, инженер-конструктор 3-й категории АО «ОКБ «Новатор»;

Свирин Анастасия Геннадьевна, ведущий инженер-программист АО «РПТП «Гранит»;

Сычушкин Иван Вячеславович, ведущий инженер АО «ФНПЦ «ННИИРТ»;

Теляков Рифат Фаридович, заместитель начальника расчетно-исследовательского отдела АО «КБСМ»;

Тимашева Татьяна Геннадьевна, ведущий инженер ПАО «Радиофизика»;

Фёдоров Дмитрий Александрович, начальник лаборатории АО «КБСМ»;

Филимонов Вячеслав Иванович, начальник бюро АО «УМЗ»;

Фридман Леонид Борисович, старший научный сотрудник АО «ВНИИРА»;

Щеглов Дмитрий Константинович, начальник отделения АО «КБСМ».

Благодарим всех членов редакционной коллегии за участие в работе по изданию журнала и повышению качества публикуемого материала. Рассчитываем на дальнейшее плодотворное сотрудничество.



Г. П. Бендерский

25 лет федеральной системе разведки и контроля воздушного пространства Российской Федерации: этапы становления и развития

Значительный вклад в обеспечение военной безопасности Российской Федерации и безопасности воздушного движения над территорией страны вносит Федеральная система разведки и контроля воздушного пространства (ФСР и КВП). В руководящих документах по концептуальным вопросам строительства воздушно-космической обороны (ВКО) Российской Федерации полномасштабное развертывание ФСР и КВП определено как одно из основных и первоочередных направлений создания и дальнейшего совершенствования системы ВКО.

25 лет назад – 14 января 1994 г. – был издан Указ Президента Российской Федерации, положивший начало становлению ФСР и КВП Российской Федерации. Этому важному событию в сфере военного и гражданского использования воздушного пространства предшествовала более чем полувековая история развития различных средств наблюдения за воздушной обстановкой, начиная от биноклей, звукоулавливателей, прожекторов и заканчивая высокотехнологичными радиолокационными станциями и комплексами, которые составляют основу современной ФСР и КВП. Истории отечественной радиолокации посвящены многочисленные исследования и публикации. В сжатой форме с этой историей можно ознакомиться в сборнике «Оружие наследников Победы» (в частности, в статье Г. П. Бендерского «Система разведки и контроля воздушного пространства Российской Федерации»), выпущенном к 70-летию Победы в Великой Отечественной войне.

Следует отметить, что радиолокационные средства создавались и использовались не только в интересах обороны страны. На их основе построена прежде всего система наблю-

дения за полетами воздушных судов Единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД) Российской Федерации. При этом до начала 1990-х гг. радиолокационные средства и системы, создаваемые для военных и гражданских целей, развивались практически самостоятельно без взаимной увязки типажа средств и их технических характеристик, что не позволяло достигать максимальной экономии финансовых, материальных и других ресурсов. С 1994 г. генеральным направлением развития радиолокационных средств и систем видов Вооруженных сил Российской Федерации (ВС РФ) и Минтранса России является объединение их усилий и возможностей в рамках ФСР и КВП для информационного обеспечения эффективного решения задач противовоздушной обороны (ПВО) и управления воздушным движением (УВД). В дальнейшем по мере выполнения работ по созданию и совершенствованию ФСР и КВП было издано еще три Указа Президента Российской Федерации, определивших направления и порядок ее развития.

ФСР и КВП представляет собой совокупность взаимосвязанных и устойчиво взаимодействующих в пространстве и времени сил и средств радиолокации, автоматизации и связи разной ведомственной принадлежности, объединенных в единую информационно-управляющую систему с целью добывания (получения), сбора, обработки и выдачи потребителям данных о воздушной обстановке в реальном масштабе времени.

Для решения задач, возложенных на ФСР и КВП, привлекаются силы и средства:

- всех радиотехнических подразделений и частей видов и родов войск ВС РФ, в том числе радиотехнических подразделений двойного назначения;
- радиолокационных позиций двойного назначения Росавиации.



Радиотехнические подразделения и части ВС РФ составляют информационную основу ФСР и КВП. Они решают задачи по охране Государственной границы Российской Федерации в воздушном пространстве, по радиолокационному обеспечению командных пунктов (КП) и пунктов управления (ПУ) Вооруженных Сил Российской Федерации при осуществлении ПВО, по радиолокационному обеспечению полетов воздушных судов государственной авиации, контролю за соблюдением порядка использования воздушного пространства Российской Федерации. Радиотехнические подразделения двойного назначения (РТП ДН), кроме решения указанных выше задач, привлекаются к радиолокационному обеспечению центров ЕС ОрВД России в интересах решения задач УВД.

Радиолокационные позиции двойного назначения (РЛП ДН) Росавиации снабжают радиолокационной информацией о воздушных судах (летательных аппаратах) центры ЕС ОрВД, а также привлекаются к радиолокационному обеспечению КП (ПУ) ВС РФ в интересах решения задач ФСР и КВП.

Система управления, сбора и обработки радиолокационной информации ФСР и КВП формируется на базе существующих техни-

ческих средств КП (ПУ) радиотехнических подразделений и частей, а также соединений ПВО. Кроме того, непосредственно для решения задач ФСР и КВП в состав данной системы включаются системы информационно-технического взаимодействия (СИТВ) центров ЕС ОрВД и органов управления ПВО (ВКО).

В развитии ФСР и КВП можно выделить 3 этапа, каждый из которых отличается содержанием работ по созданию ФСР и КВП и ее информационно-технической основы, а также базовыми принципами их построения и функционирования (рис. 1).

На **I этапе** (1994–2005 гг.) положено начало созданию организационных структур ФСР и КВП и формированию единой радиолокационной системы (ЕРЛС). В основу построения ФСР и КВП в соответствии с действовавшими на тот период нормативными правовыми документами был положен принцип согласованного применения радиолокационных средств Министерства обороны Российской Федерации (Минобороны России) и Министерства транспорта Российской Федерации (Минтранс России) в районах совместного базирования. Реализация данного принципа достигалась централизованным (единым) планированием применения радиолокационных средств в



Рис. 1. Основные этапы становления и развития ФСР и КВП Российской Федерации



зонах (районах) противовоздушной обороны. При этом обмен информацией о воздушной обстановке между РТП ДН ВС РФ и районными центрами ЕС ОрВД, а также между РЛП ДН Росавиации и радиотехническими подразделениями Минобороны России осуществлялся в основном неавтоматизированным способом.

Источником финансирования работ, связанных с созданием и применением подразделений и позиций двойного назначения, являлись средства, получаемые Минтрансом России за счет аэронавигационных сборов, а также средства, выделяемые Минобороны России на строительство и содержание ВС РФ. Отсутствие механизма целевого финансирования мероприятий по созданию ФСР и КВП не позволило организовать использование информации о воздушной обстановке от радиолокационных позиций ЕС ОрВД, расположенных в районах, где дежурные по ПВО силы Минобороны России не создают радиолокационное поле. Этот фактор, а также отсутствие информационно-технического взаимодействия (сопряжения) автоматизированных систем органов ЕС ОрВД и ПВО не привели к существенному приросту эффективности функционирования ФСР и КВП.

На **II этапе** создания и развития ФСР и КВП осуществлялась государственная поддержка мероприятий по развертыванию ФСР и КВП в рамках федеральной целевой программы (ФЦП) «Совершенствование федеральной системы разведки и контроля воздушного пространства Российской Федерации (2007–2015 гг.)», утвержденной Постановлениями Правительства Российской Федерации от 2 июня 2006 г. № 345 и от 21 февраля 2011 г. № 98.

Основной целью Программы являлось создание материально-технической базы ФСР и КВП в различных регионах России. Для ее достижения в большинстве укрупненных и ряде районных центров ЕС ОрВД были развернуты системы информационно-технического взаимодействия с органами управления ПВО, а также проведена реконструкция порядка 70 радиолокационных позиций Росавиации для выполнения ими функций двойного назначения. Это позволило создать в Центральном, Восточном, Северо-Западном и Южном регионах страны фрагменты Единой автоматизированной

радиолокационной системы (ЕАРЛС) ФСР и КВП, построенной по принципу информационно-технического взаимодействия ведомственных радиолокационных систем Минобороны России и Минтранса России. При этом обмен информацией о воздушной обстановке между органами ПВО (ВКО) и ЕС ОрВД, оснащенными СИТВ, стал осуществляться в автоматизированном режиме, а на большинстве реконструированных позиций были развернуты трассовые радиолокационные комплексы двойного назначения (ТРЛК ДН), имеющие в своем составе аппаратуру единой системы государственного радиолокационного опознавания и измерения высоты наблюдаемых воздушных объектов.

В состав типовой СИТВ входят:

- комплекс программно-технических средств сбора, обработки и обмена радиолокационной информацией о воздушной обстановке (КПТС);
- выносные комплекты абонентского оборудования (ВКАО);
- средства связи и передачи данных (ССПД).

КПТС построены на базе технических средств автоматизированных систем организации воздушного движения (АС ОрВД) «Альфа», «Синтез», «Топаз», МС УВД. Они устанавливаются в центрах ЕС ОрВД, функционируют в режимах, исключающих какое-либо влияние на работу контура УВД, и обеспечивают сбор, обработку и обмен радиолокационной и плановой информацией между автоматизированными системами взаимодействующих центров ЕС ОрВД и КП ПВО.

ВКАО выполняются на аппаратно-программной платформе изделия ВИП-117М3 и его дальнейших модификаций, устанавливаются на КП (ПУ) ПВО и обеспечивают прием от объектов ЕС ОрВД, обработку, отображение и выдачу информации по унифицированным протоколам функционального взаимодействия в реальном масштабе времени.

ССПД обеспечивают организацию направлений обмена данными и речевой информацией между объектами ЕС ОрВД и органами управления ПВО. В состав ССПД на направлениях обмена входят технические средства распределения и коммутации каналов связи, око-



нечное оборудование для обмена информацией по цифровым и аналоговым каналам связи, цифровые радиорелейные станции, станции фиксированной спутниковой связи, аппаратура оперативного-командной связи.

В качестве ТРЛК ДН при реконструкции позиций двойного назначения на данном этапе использовались ТРЛК «Лири Т», доработанные ТРЛК «Утес Т», а также специально разработанные для этих целей РЛК ДН «Сопка-2».

Трехкоординатный стационарный РЛК ДН «Сопка-2» предназначен для оснащения ТРЛП ДН Росавиации и РТП ДН Минобороны России. В состав комплекса входят первичный обзорный радиолокатор (ПОРЛ) с твердотельным передающим устройством, моноимпульсный вторичный радиолокатор (МВРЛ) и наземный радиолокационный запросчик (НРЗ) единой системы государственного радиолокационного опознавания (ЕС ГРЛО).

РЛК ДН обеспечивает: обнаружение воздушных объектов (ВО); измерение дальности, азимута и угла места (высоты) ВО; определение государственной принадлежности ВО; получение дополнительной (полетной) информации по каналу ЕС ГРЛО; определение координат и получение дополнительной (полетной) информации, передаваемой бортовыми ответчиками по стандарту RBS; обобщение радиолокационной информации, получаемой по каналам ПОРЛ, МВРЛ и ГРЛО; автоматический и полуавтоматический режимы сопровождения ВО; отбор и выдачу информации потребителям по согласованным протоколам; регистрацию и документирование обрабатываемой и выдаваемой информации; сбор, обработку, отображение и выдачу информации о техническом состоянии аппаратуры и готовности комплекса.

Отличительными признаками РЛК ДН «Сопка-2» являются:

- применение твердотельного передающего устройства с модульным построением и высокой надежностью;
- использование фазированных антенных решеток без активных элементов;
- цифровое формирование и цифровая обработка сигналов на радиочастоте, высокая степень интеграции устройств цифровой обработки;

- использование опорно-поворотного устройства с безредукторным приводом;

- возможность функционирования РЛК без присутствия обслуживающего персонала, с использованием дистанционного управления и контроля технического состояния;

- 100%-ное дублирование аппаратуры РЛК (кроме антенного модуля);

- низкие эксплуатационные расходы.

Аппаратура РЛК смонтирована в двух мобильных зданиях системы «Универсал», имеющих все необходимые условия для работы аппаратуры и персонала.

Выполненные в рамках ФЦП «Совершенствование ФСР и КВП (2007–2015 гг.)» мероприятия позволили существенно увеличить площадь контролируемого Минобороны России воздушного пространства, сократить расход ресурса радиоэлектронной техники Минобороны России и обеспечить требуемый уровень безопасности воздушного движения за счет снижения риска катастроф более чем в 3 раза. В то же время реализация информационно-технического взаимодействия ведомственных радиолокационных систем Минобороны России и Минтранса России не позволяет достичь высокой степени их интеграции, что ведет, в конечном счете, к существенным ограничениям пространственных и функциональных возможностей единой системы.

В связи с этим основным содержанием работ по развитию ФСР и КВП на современном, **III этапе**, начавшемся в 2016 г. и охватывающем ближайшую и среднесрочную перспективу, является формирование единого информационного пространства о состоянии воздушной обстановки (ЕИП ВО) для решения задач в сфере использования и контроля воздушного пространства органами управления Минобороны России, Минтранса России и других министерств и ведомств (МЧС, МВД, ФСБ, ФТС России и т. д.).

Необходимо отметить, что на направлении развития ФСР и КВП на современном этапе существенно влияет реформирование организационных структур ВС РФ, прежде всего создание Воздушно-космических сил и развертывание системы ВКО России, в состав которой входят силы и средства разведки и



контроля воздушного пространства. Это выражается в уточнении содержания решаемых задач и в предъявлении ряда качественно новых требований к ФСР и КВП со стороны системы ВКО России. Если ранее основные усилия ФСР и КВП были направлены на решение задач контроля воздушного пространства в мирное время, то теперь на первый план выдвигаются задачи предупреждения о воздушном нападении и информационного обеспечения боевых действий

2) интеграция в систему ВКО действующих фрагментов ФСР и КВП в зонах ответственности за ПВО;

3) поэтапное создание интегрированной радиолокационной системы двойного назначения (ИРЛС ДН) путем эволюционного развития ЕАРЛС.

Реализация указанных направлений развития будет осуществляться на основе выполнения комплекса взаимосвязанных меропр-

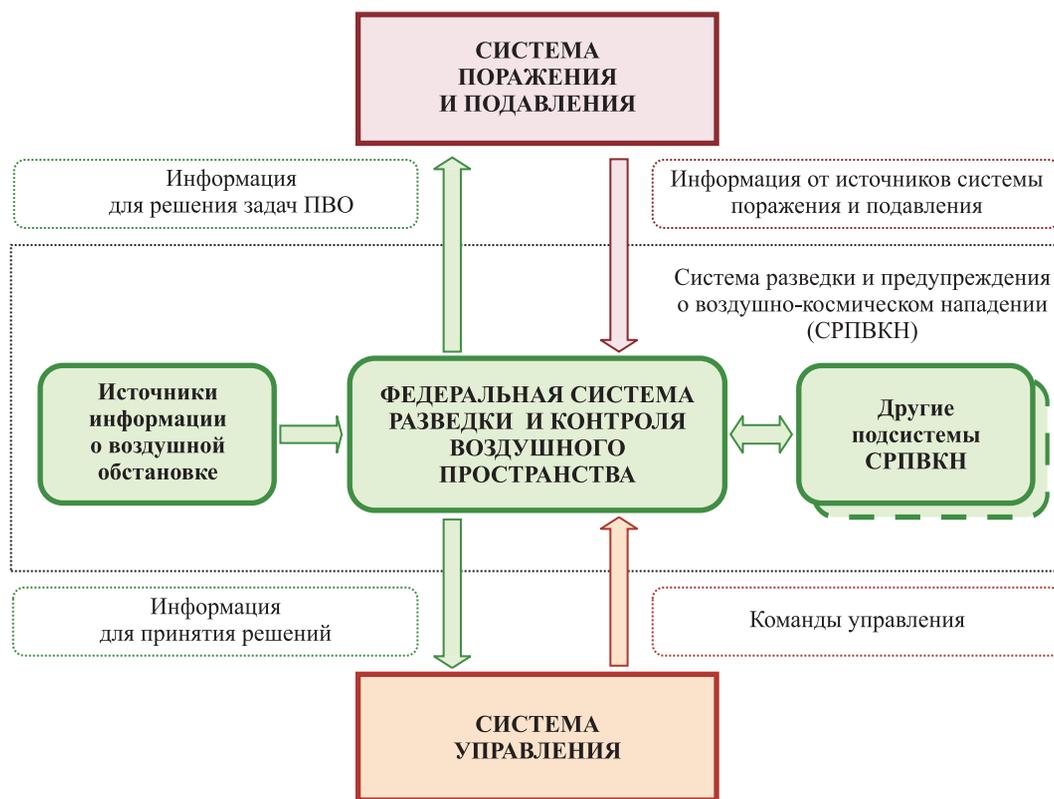


Рис. 2. Место ФСР и КВП в системе ВКО Российской Федерации

по отражению ударов средств воздушного нападения (СВН).

Место ФСР и КВП в системе ВКО Российской Федерации представлено на рис. 2.

В статье Г. П. Бендерского «Система разведки и контроля воздушного пространства Российской Федерации» отмечено, что, исходя из необходимости формирования ЕИП ВО в условиях создания системы ВКО России, основными направлениями развития ФСР и КВП на ближайшую и долгосрочную перспективу являются:

1) завершение полномасштабного развертывания ФСР и КВП на всей территории страны;

ятий в рамках Государственной программы вооружения (ГПВ) и Государственных (федеральных) программ Российской Федерации «Обеспечение обороноспособности страны», «Модернизация ЕС ОрВД» и «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации».

Завершение полномасштабного развертывания ФСР и КВП на всей территории страны предполагает:

- комплексное техническое перевооружение радиотехнических подразделений и частей ВС РФ на современные и перспективные средства радиолокации и автоматизации, включая



оснащение унифицированными источниками информации двойного назначения (УИИ ДН) в качестве РЛС дежурного режима;

- проведение реконструкции ТРЛП ДН Росавиации по уточненному графику для обеспечения их функционирования в составе ФСР и КВП;
- завершение развертывания СИТВ во всех укрупненных центрах ЕС ОрВД и проведение модернизации действующих СИТВ с использованием унифицированных КППТС для замены оборудования, выслужившего установленные сроки, и для обеспечения функционирования СИТВ в новой структуре ВС РФ;
- развертывание подсистемы освещения воздушной обстановки в Арктике с оснащением радиотехнических подразделений новым поколением автоматических РЛС с автономными источниками электропитания;
- проведение модернизации ЕАРЛС в интересах повышения эффективности использования радиолокационной, полетной и плановой информации, получаемой органами ПВО (ВКО) от органов ЕС ОрВД;
- реализацию методов автоматической идентификации воздушных объектов по степени их опасности на основе комплексного использования средств государственного опознавания, средств ВРЛ, функционирующих в режимах систем *RBS*, *Mk-10* и режиме дискретного адресного запроса *S*, а также средств системы АЗН-В;

• создание межведомственных систем контроля за полетами беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и малой авиации в нижнем воздушном пространстве над мегаполисами (в первую очередь в Московском регионе).

В интересах интеграции в систему ВКО действующих фрагментов ФСР и КВП в зонах ответственности за ПВО целесообразно провести следующие основные мероприятия:

- организация информационно-технического сопряжения средств ФСР и КВП, в том числе подсистемы освещения воздушной обстановки в Арктике, с новыми средствами системы ВКО на основе разработки и внедрения унифицированных протоколов функционального взаимодействия;
- подключение качественно новых радиолокационных источников информации, обеспе-

чивающих обнаружение и сопровождение всех типов аэродинамических аппаратов, включая гиперзвуковые летательные аппараты (ГЗЛА), а также перспективных типов баллистических целей;

- разработка новых нормативных документов (ГОСТ и т. п.) по сопряжению информационных и управляющих систем, единой системе классификации воздушно-космических объектов и другим вопросам.

Создание ИРЛС ДН путем эволюционного развития ЕАРЛС направлено на формирование единого информационного пространства о состоянии воздушной обстановки (ЕИП ВО) и информационное обеспечение органов управления Минобороны России, Росавиации и других ведомств для решения задач в сфере использования и контроля воздушного пространства.

ИРЛС ДН позволит исключить ведомственные и системные противоречия за счет внедрения базовых информационных технологий наблюдения и контроля воздушного пространства, применения модернизированных и перспективных средств радиолокации, автоматизации и связи прежде всего двойного назначения, а также проведения единой технической политики в сфере использования и контроля воздушного пространства.

ИРЛС ДН будет представлять собой межведомственную информационно-телекоммуникационную сеть, в которую объединятся организационные и технические ресурсы ведомственных систем наблюдения и контроля воздушного пространства. С системотехнической точки зрения ИРЛС ДН является вневедомственной системой, построенной по территориальному принципу. С организационной точки зрения сохраняется ведомственная принадлежность отдельных организационных структур и технических средств ИРЛС ДН.

В состав перспективной ИРЛС ДН войдут следующие подсистемы:

- сеть унифицированных источников информации двойного назначения (УИИ ДН), обеспечивающих добычу, обработку и выдачу информации о воздушной обстановке в соответствии с потребностями органов управления Минобороны России, Минтранса России и других ведомств для решения задач в сфере использования и контроля воздушного пространства;



- сеть территориальных центров совместной обработки информации (ТЦ СОИ) о воздушной обстановке, обеспечивающих формирование и распределение единого информационного пространства о состоянии воздушной обстановки в интересах органов управления Минобороны России, Минтранса России и других ведомств;

- интегрированная цифровая телекоммуникационная сеть (ИЦТС), обеспечивающая обмен информацией между элементами ИРЛС ДН и потребителями ЕИП ВО Минобороны России, Минтранса России и других ведомств.

Управление объединенными вычислительными, информационными и телекоммуникационными ресурсами ИРЛС ДН, в том числе распределением фрагментов ЕИП между пользователями, должно осуществляться диспетчером единого информационного пространства, представляющим собой аппаратно-программный комплекс, функционирующий в автоматическом режиме.

Существенными отличиями создаваемой ИРЛС ДН являются:

- реализация единого информационного пространства о состоянии воздушной обстановки, удовлетворяющего требованиям различных пользователей;

- доступ любого пользователя ЕИП к информации любого УИИ ДН или ТЦ СОИ с

учетом заданных ограничений полномочий доступа;

- неограниченное количество абонентов и направлений информационно-технического взаимодействия в системе;

- согласованность функционирования всех подсистем и элементов ИРЛС ДН по единому алгоритму;

- межведомственная унификация технических средств, программного, информационного обеспечения и протоколов информационного взаимодействия.

Основные элементы ИРЛС ДН – унифицированные источники информации двойного назначения и территориальные центры совместной обработки информации будут создаваться с учетом новых требований к ФСР и КВП со стороны системы ВКО Российской Федерации.

Таким образом, ФСР и КВП за 25 лет становления и развития сформировалась как сложная техническая система, без которой невозможно эффективное решение важных задач противовоздушной обороны и управления воздушным движением. В перспективе ожидается дальнейшее повышение роли ФСР и КВП прежде всего в рамках создаваемой системы ВКО Российской Федерации.

Бендерский Геннадий Петрович – доктор технических наук, профессор, генеральный директор ПАО «НПО «Алмаз» имени академика А. А. Расплетина, г. Москва.



УДК 621.396.96

А. К. Кирьякмасов

Эквивалентность некоторых схем построения адаптивной пространственной фильтрации в фазированных антенных решетках

Доказано, что при адаптивной пространственной фильтрации в пространстве элементов в схеме с выделенным основным каналом результаты фильтрации не изменяются от того, включаются ли вспомогательные элементы в основной канал или нет. Доказано также, что в пространстве лучей однородная схема и схема с выделенным основным каналом эквивалентны.

Ключевые слова: адаптивная пространственная фильтрация, схема с выделенным основным каналом, пространство лучей.

Введение

Наиболее известным вариантом схемы адаптивной пространственной фильтрации (АПФ) является однородная схема в пространстве элементов (рис. 1), в которой в тракте каждого элемента имеется адаптивный регулируемый весовой коэффициент w_i и выходной сигнал всей решетки y является весовой суммой входных сигналов [1]:

$$y = \mathbf{w}^H \mathbf{x}, \quad (1)$$

где \mathbf{w} – вектор весовых коэффициентов, $\mathbf{w} = (w_1, \dots, w_N)$, определяемый соотношением (без учета нормировки):

$$\mathbf{w} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{s}; \quad (2)$$

\mathbf{x} – N -мерный (по числу элементов решетки) вектор сигналов с выходов элементов, $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_N)^T$.

Здесь $\mathbf{R} = \mathbf{xx}^H$ – корреляционная матрица (КМ) входных сигналов;

\mathbf{s} – опорный вектор, состоящий из единиц¹;

$(\)^H$ – знак эрмитова сопряжения;

$(\)$ – знак статистического усреднения.

При значительном числе элементов решетки N объем вычислений по (2), пропорциональный N^3 , оказывается чрезмерно большим, так что возникает проблема уменьшения объема вычислений посредством снижения размерности задачи.

¹ В общем случае опорный вектор определяется направлением приема полезного сигнала, длиной волны и геометрией решетки. Но если в фазированной антенной решетке (ФАР) имеется система предварительного фазирования, фокусирующая решетку в направлении ожидаемого полезного сигнала, то элементы вектора \mathbf{s} равны 1, что не уменьшает общности результатов, но упрощает выкладки.

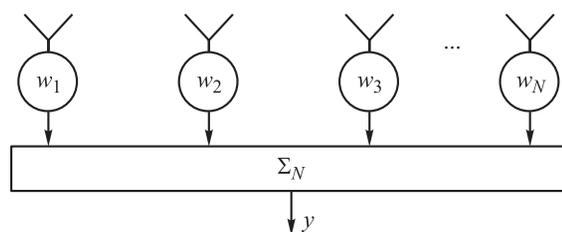


Рис. 1. Однородная схема АПФ в пространстве элементов

Возможными вариантами снижения размерности задачи являются переход к схеме с выделенным основным каналом или к АПФ в пространстве лучей. В обоих случаях возможны два варианта построения соответствующих схем АПФ. Целью настоящей работы является доказательство эквивалентности двух вариантов в каждом из этих случаев.

АПФ в схеме с выделенным основным каналом

В схеме с выделенным основным каналом адаптивные весовые коэффициенты включены в тракты L элементов решетки ($L < N$), которые могут быть названы вспомогательными каналами. При этом возможны два варианта построения: в первом случае в N -элементной антенной решетке к основному каналу относятся $N - L$ элементов (рис. 2, а), во втором случае к основному каналу относятся все N элементов решетки (рис. 2, б), при этом адаптивными остаются L из них.

В схеме с выделенным основным каналом весовой вектор определяется соотношением [2]:

$$\mathbf{w}_L = \mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}, \quad (3)$$

где \mathbf{R}_L – КМ сигналов с выходов L адаптивных элементов, $\mathbf{R}_L = \mathbf{x}_L \mathbf{x}_L^H$;

\mathbf{a} – корреляционный вектор (КВ), $\mathbf{a} = \mathcal{J}_0^* \mathbf{x}_L$;

y_0 – сигнал с выхода основного канала;

$()^*$ – знак комплексного сопряжения;

\mathbf{x}_L – L -мерный вектор сигналов с выходов адаптивных каналов.

Тогда результирующий весовой вектор для всей решетки при первом варианте построения схемы АПФ (см. рис. 2, а) выглядит следующим образом:

$$\mathbf{w}_1 = (\mathbf{w}_0, -\mathbf{w}_L), \quad (4)$$

при втором варианте (см. рис. 2, б):

$$\mathbf{w}_2 = (\mathbf{w}_0, \mathbf{s}_L - \mathbf{w}_L), \quad (5)$$

где \mathbf{w}_0 – фиксированный весовой вектор для $N - L$ неадаптивных элементов;

\mathbf{s}_L – L -элементный опорный вектор, состоящий из единиц.

Покажем, что $\mathbf{w}_1 = \mathbf{w}_2$. Очевидно, что КМ \mathbf{R}_L и ей обратная \mathbf{R}_L^{-1} будут одинаковыми для обоих вариантов, и в случае воздействия одного источника помехи они имеют вид:

$$\mathbf{R}_{L_1} = \sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1} \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}^H + \sigma_0^2 \mathbf{I}, \quad (6)$$

$$\mathbf{R}_{L_1}^{-1} = \frac{1}{\sigma_0^2} \mathbf{I} - \frac{\sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1} \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}^H}{\sigma_0^2 (L\sigma_1^2 + \sigma_0^2)};$$

при воздействии M источников:

$$\mathbf{R}_{LM} = \sum_{i=1}^M \sigma_i^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_i} \tilde{\mathbf{x}}_{L_i}^H + \sigma_0^2 \mathbf{I}, \quad (7)$$

$$\mathbf{R}_{L_i}^{-1} = \mathbf{R}_{L(i-1)}^{-1} - \frac{\mathbf{R}_{L(i-1)}^{-1} \sigma_i^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_i} \tilde{\mathbf{x}}_{L_i}^H \mathbf{R}_{L(i-1)}^{-1}}{1 + \sigma_i^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_i}^H \mathbf{R}_{L(i-1)}^{-1} \tilde{\mathbf{x}}_{L_i}},$$

где σ_0^2 – мощность собственных шумов в элементе решетки;

σ_i^2 – мощность i -го источника помехи в элементе решетки;

$\tilde{\mathbf{x}}_{L_i}$ – сигнальный вектор с адаптивных элементов, соответствующий i -му источнику помехи;

\mathbf{I} – единичная матрица.

Последнее равенство в формуле (7) представляет собой рекуррентный алгоритм для нахождения обратной КМ.

Для двух вариантов схем КВ будет разный в силу коррелированности или некоррели-

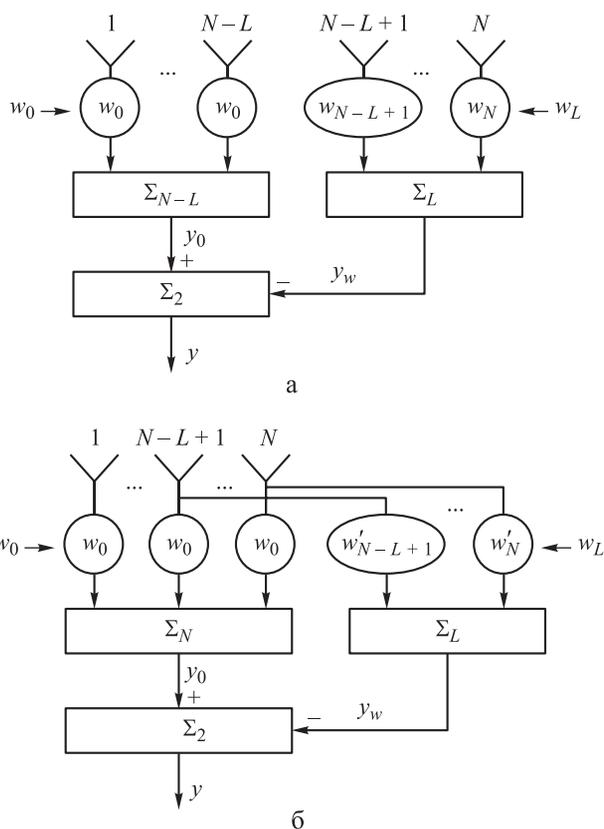


Рис. 2. Два варианта построения схемы АПФ с выделенным основным каналом:

а – $N - L$ элементов в основном канале; б – N элементов в основном канале

рованности собственных шумов в основном и вспомогательном каналах. Для случая воздействия одного источника помехи КВ равен для первого и второго вариантов соответственно:

$$\mathbf{a}_1 = \sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}; \quad (8)$$

$$\mathbf{a}_2 = \sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1} + \sigma_0^2 \mathbf{s}_L; \quad (9)$$

при воздействии M источников:

$$\mathbf{a}_1 = \sum_{i=1}^M \sigma_i^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0i}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_i}; \quad (10)$$

$$\mathbf{a}_2 = \sum_{i=1}^M \sigma_i^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0i}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_i} + \sigma_0^2 \mathbf{s}_L, \quad (11)$$

где $\tilde{\mathbf{x}}_{0i}$ – сигнальный вектор с неадаптивных элементов, соответствующий i -му источнику помехи;

\mathbf{s}_0 – $(N - L)$ -элементный опорный вектор, состоящий из единиц.

Подставляя формулы (6), (8), (9) в уравнение (3), получим для первого варианта



$$\mathbf{w}_{L_1} = \frac{\sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}}{\sigma_0^2} \left(1 - \frac{\sigma_1^2 L}{\sigma_1^2 L + \sigma_0^2} \right) = \frac{\sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}}{L\sigma_1^2 + \sigma_0^2}, \quad (12)$$

для второго варианта

$$\mathbf{w}_{L_2} = \mathbf{s}_L + \frac{\sigma_1^2}{\sigma_0^2} \tilde{\mathbf{x}}_{L_1} \left(\tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 - \frac{\sigma_1^2 L \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0}{\sigma_1^2 L + \sigma_0^2} - \frac{\sigma_0^2 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}^H \mathbf{s}_L}{\sigma_1^2 L + \sigma_0^2} \right), \quad (13)$$

в первом случае векторы $\tilde{\mathbf{x}}_{01}^H$ и \mathbf{s}_0 являются $(N-L)$ -элементными, а во втором – N -элементными. Преобразуя выражение в скобках и приводя подобные члены, соотношение (13) можно представить в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_{L_2} &= \mathbf{s}_L + \frac{\sigma_1^2}{\sigma_0^2} \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1} \left(1 - \frac{\sigma_1^2 L}{\sigma_1^2 L + \sigma_0^2} \right) = \\ &= \mathbf{s}_L + \frac{\sigma_1^2 \tilde{\mathbf{x}}_{01}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{L_1}}{L\sigma_1^2 + \sigma_0^2}, \end{aligned} \quad (14)$$

причем $\tilde{\mathbf{x}}_{01}^H$ и \mathbf{s}_0 в выражении (14) являются уже $(N-L)$ -элементными векторами.

Подставляя формулы (12) и (14) соответственно в уравнения (4) и (5), получаем одинаковые выражения для \mathbf{w}_1 и \mathbf{w}_2 .

Для случая воздействия M источников доказательство равенства векторов \mathbf{w}_1 и \mathbf{w}_2 проведем методом математической индукции. Для $M-1$ помех весовой вектор при первом и втором вариантах построения схемы будет равен соответственно

$$\mathbf{w}_1(M-1) = (\mathbf{w}_0, -\mathbf{w}_{L_1}(M-1)),$$

$$\mathbf{w}_2(M-1) = (\mathbf{w}_0, \mathbf{s}_L - \mathbf{w}_{L_2}(M-1)).$$

Будем исходить из того, что $\mathbf{w}_1(M-1) = \mathbf{w}_2(M-1)$. Тогда

$$\mathbf{w}_{L_1}(M-1) = \mathbf{w}_{L_2}(M-1) - \mathbf{s}_L. \quad (15)$$

Перепишем выражение (15) с учетом формулы (3) в виде

$$\mathbf{R}_{L(M-1)}^{-1} \mathbf{a}_{1(M-1)} = \mathbf{R}_{L(M-1)}^{-1} \mathbf{a}_{2(M-1)} - \mathbf{s}_L,$$

или, умножая обе части на $\mathbf{R}_L(M-1)$,

$$\mathbf{a}_{1(M-1)} = \mathbf{a}_{2(M-1)} - \mathbf{R}_{L(M-1)} \mathbf{s}_L. \quad (16)$$

Остается показать, что в случае M помех соотношение (16) также справедливо, т. е. что

$$\mathbf{a}_{1(M)} = \mathbf{a}_{2(M)} - \mathbf{R}_{L(M)} \mathbf{s}_L. \quad (17)$$

Из выражений (7), (10), (11) следует, что

$$\mathbf{a}_{1(M)} = \mathbf{a}_{1(M-1)} + \sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0M}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{LM}; \quad (18)$$

$$\mathbf{a}_{2(M)} = \mathbf{a}_{2(M-1)} + \sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0M}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{LM}; \quad (19)$$

$$\mathbf{R}_{L(M)} \mathbf{s}_L = (\mathbf{R}_{L(M-1)} + \sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{LM} \tilde{\mathbf{x}}_{LM}^H) \mathbf{s}_L. \quad (20)$$

Подставляя формулы (18)–(20) в (17), получаем

$$\sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0M}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{LM} = \sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{0M}^H \mathbf{s}_0 \tilde{\mathbf{x}}_{LM} - \sigma_M^2 \tilde{\mathbf{x}}_{LM} \tilde{\mathbf{x}}_{LM}^H \mathbf{s}_L.$$

В последнем выражении в левой части векторы $\tilde{\mathbf{x}}_{0M}^H$ и \mathbf{s}_0 являются $(N-L)$ -элементными, в правой – N -элементными, что и доказывает справедливость соотношения (17).

Пространство лучей

При АПФ в пространстве лучей проводится переход от пространства элементов в пространство лучей с помощью матрицы преобразования \mathbf{B} , столбцами которой являются ортонормированные векторы амплитудно-фазового распределения по раскрытию антенны для формирования соответствующих лучей. Другими словами, L -элементный вектор сигналов с выходов лучей \mathbf{x}_L , КМ \mathbf{R}_L и опорный вектор \mathbf{s}_L в пространстве лучей формируются следующим образом:

$$\mathbf{x}_L = \mathbf{B}^H \mathbf{x}, \quad \mathbf{R}_L = \overline{\mathbf{x}_L \mathbf{x}_L^H} = \mathbf{B}^H \mathbf{R} \mathbf{B}, \quad \mathbf{s}_L = \mathbf{B}^H \mathbf{s},$$

где \mathbf{x} – N -мерный вектор сигналов с выходов элементов;

\mathbf{R} – КМ входных сигналов;

\mathbf{s} – опорный вектор в пространстве элементов.

Ввиду ортогональности вспомогательных лучей опорный вектор в пространстве лучей примет вид (для определенности элемент, относящийся к сигнальному лучу, расположен на первом месте):

$$\mathbf{s}_L = (\sqrt{N}, \dots, 0, 0)^T. \quad (21)$$

Сформированные лучи соответствуют L каналам обработки – их число меньше, чем число элементов N в решетке ($L < N$). Обычно один из каналов называют сигнальным, остальные $L-1$ каналов – компенсационными или вспомогательными. Такую схему называют также многоканальным

автокомпенсатором [3, 4]. В пространстве лучей также возможны два варианта построения схемы АПФ: однородная схема (адаптивными являются все лучи на рис. 3, а) и схема с выделенным основным каналом, где основным (неадаптивным) каналом считается один выделенный луч (луч 1 на рис. 3, б).

Оптимальное решение в однородной схеме в пространстве лучей выглядит следующим образом [5]:

$$\mathbf{w}_л = \mathbf{R}_л^{-1} \mathbf{s}_л. \quad (22)$$

В схеме с выделенным основным каналом в пространстве лучей по аналогии с АПФ в пространстве элементов весовой вектор можно записать в виде

$$\mathbf{w}_L = -\mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}_L, \quad (23)$$

где \mathbf{R}_L – корреляционная матрица сигналов с L адаптивных лучей;

\mathbf{a}_L – корреляционный вектор, $\mathbf{a}_L = \overline{y_0^* \mathbf{x}_L}$;

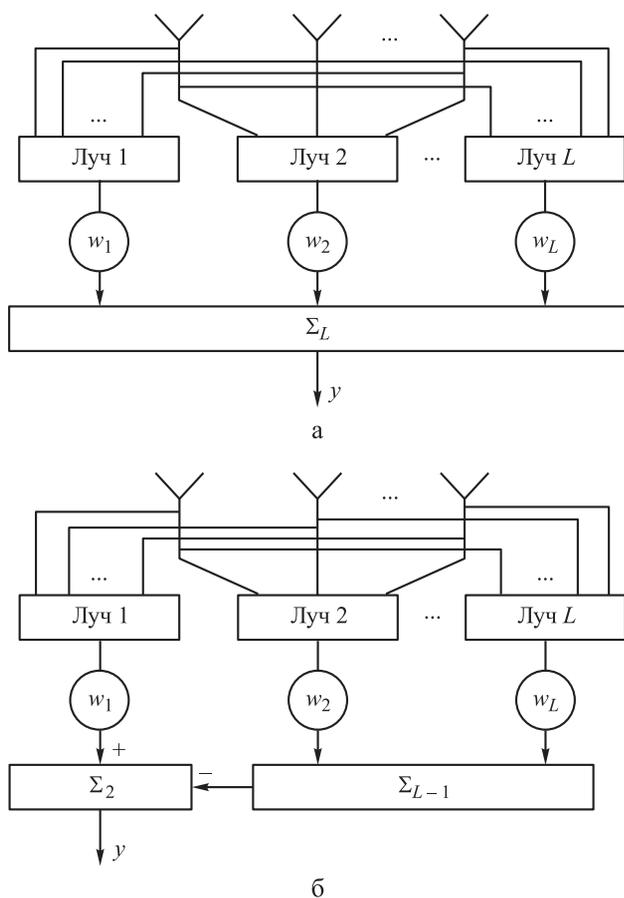


Рис. 3. Два варианта построения схемы АПФ в пространстве лучей: а – однородная схема; б – схема с выделенным основным каналом

y_0 – сигнал с выхода основного луча;
 \mathbf{x}_L – вектор сигналов с выходов L адаптивных лучей.

Общий (составной) весовой вектор в этом случае будет равен

$$\mathbf{w}_л = (1, \mathbf{w}_L). \quad (24)$$

Покажем эквивалентность выражений (22) и (24). В пространстве лучей в случае схемы с выделенным основным каналом число адаптивных весовых коэффициентов равно $L-1$, т. е. на единицу меньше общего числа лучей L . Поэтому матрицу $\mathbf{R}_л^{-1}$ можно найти методом окаймления матрицы \mathbf{R}_L^{-1} [6]. Матрицу $\mathbf{R}_л$ запишем в виде

$$\mathbf{R}_л = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_L & \mathbf{a}_L \\ \mathbf{a}_L^H & \alpha \end{bmatrix}, \quad \alpha = y_0 y_0^*.$$

Тогда обратная матрица имеет вид

$$\mathbf{R}_л^{-1} = \frac{1}{\beta} \begin{bmatrix} \mathbf{R}_L^{-1} \beta + \mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}_L \mathbf{a}_L^H \mathbf{R}_L^{-1} & -\mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}_L \\ -\mathbf{a}_L^H \mathbf{R}_L^{-1} & 1 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

$$\beta = \alpha - \mathbf{a}_L^H \mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}_L.$$

Подставляя формулу (25) в (22) и учитывая выражения (21) и (23), получим

$$\mathbf{w}_л = \mathbf{R}_л^{-1} \mathbf{s}_л = (1, -\mathbf{R}_L^{-1} \mathbf{a}_L)^T \frac{\sqrt{N}}{\beta} = (1, \mathbf{w}_L) \frac{\sqrt{N}}{\beta}, \quad (26)$$

что с точностью до нормировки совпадает с (24).

Заключение

Таким образом, доказана эквивалентность двух вариантов построения схемы АПФ в пространстве лучей и эквивалентность двух вариантов схемы АПФ с выделенным основным каналом. Это определяет возможность проводить исследование только для одного из вариантов, а именно того, для которого это оказывается проще и удобнее в заданной ситуации.

Список литературы

1. Ратынский М. В. Адаптация и сверхразрешение в антенных решетках. М.: Радио и связь, 2003. 200 с.
2. Nitzberg R. Adaptive Signal Processing for Radar. Artech House, 1992. 313 p.
3. Mervin C., Budge Jr., Shawn R. German, Basic Radar Analysis. Artech House, 2015. 784 p.



4. *Trees V., Harry L.* Optimum Array Processing. Part 4 of Detection, Estimation, and Modulation Theory. New York: John Willey & Sons, Inc., 2002. 1433 p.

5. *Кирьякмасов А. К.* Система когерентной компенсации помех в пространстве лучей //

Успехи современной радиоэлектроники. 2019. № 1. С. 70–79.

6. *Воеводин В. В., Воеводин Вл. В.* Энциклопедия линейной алгебры. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. 544 с.

Поступила 13.03.19

Кирьякмасов Александр Константинович – ведущий инженер Акционерного общества «Всероссийский научно-исследовательский институт радиотехники», Москва.
Область научных интересов: обработка сигналов.

Equivalence of some schemes for constructing adaptive spatial filtering in phased antenna arrays

The study proves that with adaptive spatial filtering in the space of elements in the scheme with a dedicated main channel, the filtering results do not change depending on whether auxiliary elements are included in the main channel or not. It is also proved that in the ray space a homogeneous scheme and a scheme with a dedicated main channel are equivalent.

Keywords: adaptive spatial filtering, scheme with a dedicated main channel, ray space.

Kiryakmasov Aleksandr Konstantinovich – Lead Engineer, Joint stock company VNIIRT – All-Russian Scientific Research Institute of Radio Engineering, Moscow.
Science research interests: signal processing.



УДК 623.4.01

М. А. Смирнов

Методика оценки эффективности информационных средств ЗРК (ЗРС) при обнаружении ГЗКР с учетом динамической ЭПР цели

Предложена методика, позволяющая оценить эффективность информационных средств зенитного ракетного комплекса (зенитной ракетной системы) при обнаружении гиперзвуковой крылатой ракеты с учетом динамической эффективной площади рассеяния цели. Оценка эффективности осуществляется путем проведения статистических испытаний на имитационной модели и построения вертикального сечения зоны обнаружения. При этом расчет эффективной площади рассеяния гиперзвуковой крылатой ракеты проводится в зависимости от параметров движения цели вокруг центра масс относительно наземной радиолокационной станции обнаружения и ее линии визирования.

Ключевые слова: эффективность, зенитный ракетный комплекс, информационные средства, гиперзвуковая крылатая ракета, динамическая эффективная площадь, рассеяние цели.

Одним из перспективных направлений в рамках концепции «Мгновенный глобальный удар» в США является создание гиперзвуковых крылатых ракет (ГЗКР). Высокая скорость ГЗКР $V = 6...8$ М и возможность осуществления полета в диапазоне высот $H = 30...70$ км могут существенно затруднить обнаружение их существующими информационными средствами зенитного ракетного комплекса (ЗРК) (зенитной ракетной системы (ЗРС)).

При этом принятие решений на выбор оптимальных тактико-технических характеристик перспективных информационных средств включает этап оценки эффективности при сравнении их альтернативных вариантов.

В настоящее время создана обширная научно-методическая база [1, 2] для проведения подобных исследований, согласно которой оценка эффективности как отдельных образцов вооружения, так и группировок зенитных ракетных войск (ЗРВ) проводится с использованием комплекса аналитических и имитационных моделей, позволяющих оценить эффективность ЗРК (ЗРС) для различных вариантов налета средств воздушного нападения (СВН) и состава группировки ЗРВ по различным интегральным и частным показателям эффективности. При этом показателем эффективности информационных средств являются реализуемые зоны обнаружения аэродинамических и баллистических целей радиоэлектронными средствами ЗРК (ЗРС) [1].

В то же время проведение эксперимента в реальных условиях для оценки зоны обнаружения требует значительных временных, материальных и трудовых затрат, кроме того, необходимо наличие летательного аппарата, имитирующего полет ГЗКР. А применение известных аналитических методик возможно только с допущением о том, что цель является материальной точкой со средним или медианным значением эффективной площади рассеяния (ЭПР) в широком диапазоне ожидаемых ракурсов облучения цели.

Однако при полете ГЗКР в реальных условиях ее центр масс с высокой скоростью перемещается относительно РЛС обнаружения и изменяется ее ориентация относительно линии визирования РЛС. В результате рассеивающие свойства цели непрерывно меняются. Для описания динамики изменения рассеивающей способности цели используется понятие динамической эффективной площади рассеяния, которая представляет собой зависимость ЭПР цели от времени.

В связи с вышеизложенным разработана методика оценки эффективности информационных средств ЗРК (ЗРС) при обнаружении ГЗКР с учетом динамической ЭПР цели, структурная схема которой представлена на рис. 1.

1. На первом этапе методики осуществляется задание исходных данных для моделирования:

- начальное положение центра масс ГЗКР в геоцентрической системе координат (r, λ, φ) , ее ориентация в пространстве, технические

© Смирнов М. А., 2019



характеристики и диаграмма обратного отражения цели $\sigma(\varphi_n, \lambda_n, \gamma_n)$;

- координаты объекта удара в геоцентрической системе координат $(r_u, \lambda_u, \varphi_u)$;
- координаты наземной РЛС обнаружения в геоцентрической системе координат $(r_0, \varphi_0, \lambda_0)$ и ее технические характеристики.

2. Положение центра масс ГЗКР задается радиусом r и углами λ и φ (геоцентрические долгота и широта), определяющими взаимную ориентацию осей геоцентрической гринвичской прямоугольной и местной географической систем координат.

Кинематические и динамические уравнения движения имеют вид [3]:

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \theta; \quad (1)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos \psi \cos \theta; \quad (2)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \psi \cos \theta}{r \cos \varphi}; \quad (3)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{X}{m} - g_r \sin \theta - g_\omega (\cos \varphi \cos \psi \cos \theta + \sin \varphi \sin \theta); \quad (4)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{Z}{mV \cos \theta} + \frac{g_\omega \cos \varphi \sin \psi}{V \cos \theta} + \frac{V}{r} \operatorname{tg} \varphi \sin \psi \cos \theta + 2\omega_3 (\cos \varphi \cos \psi \operatorname{tg} \theta - \sin \varphi); \quad (5)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{Y}{mV} - \frac{g_r}{V} \cos \theta - \frac{g_\omega}{V} (-\cos \varphi \cos \psi \sin \theta + \sin \varphi \cos \theta) + \frac{V}{r} \cos \theta - 2\omega_3 \cos \varphi \sin \psi, \quad (6)$$

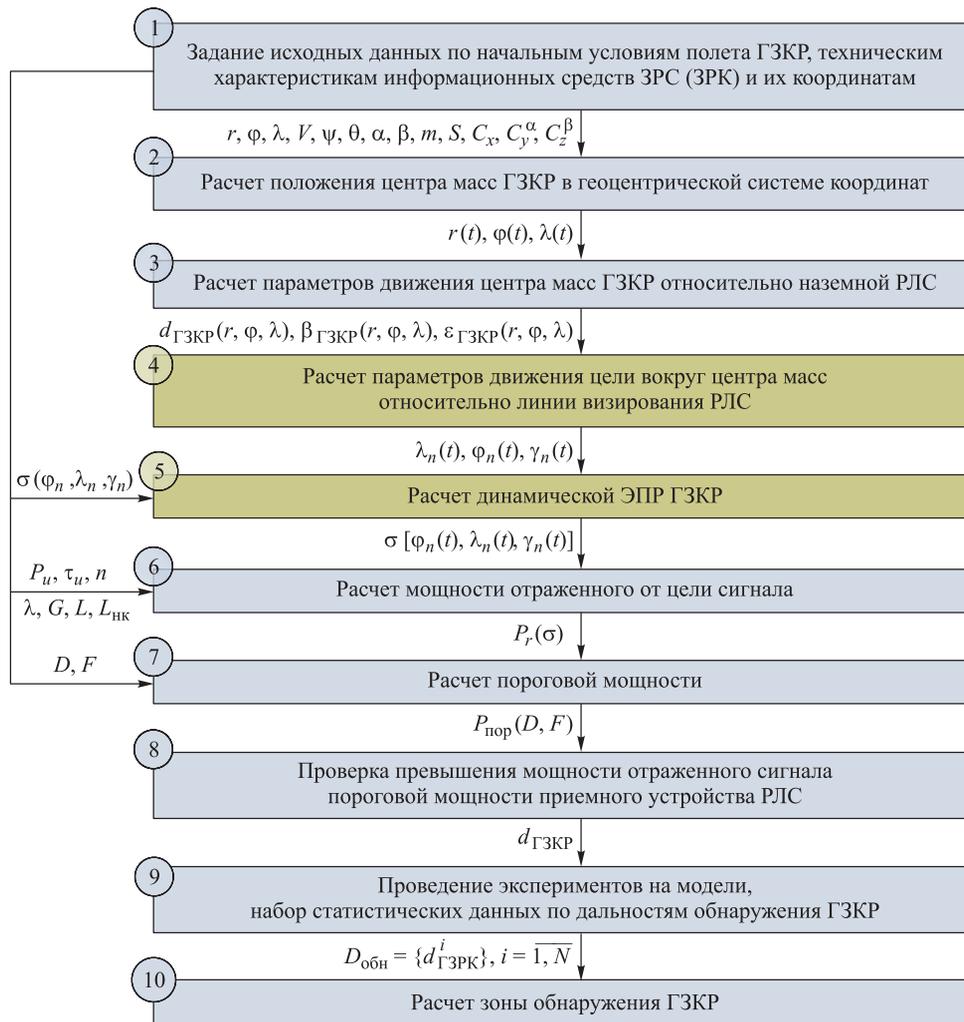


Рис. 1. Структурная схема предлагаемой методики



где g_r и g_ω – проекции ускорения силы притяжения Земли на радиус-вектор \vec{r} и вектор $\vec{\omega}_3$;
 ω_3 – угловая скорость вращения Земли;
 X, Y, Z – составляющие полной аэродинамической силы в проекциях на оси полускоростной системы координат:

$$X = -C_x S \frac{\rho V^2}{2};$$

$$Y = C_y^\alpha \alpha S \frac{\rho V^2}{2};$$

$$Z = C_z^\beta \beta S \frac{\rho V^2}{2}.$$

Здесь $C_x, C_y^\alpha, C_z^\beta$ – аэродинамические коэффициенты;

S – площадь миделевого сечения;

α – угол атаки;

β – угол скольжения.

Численное интегрирование с заданным постоянным шагом по времени уравнений (1)–(6) известными методами позволяет рассчитать параметры движения центра масс ГЗКР в геоцентрической системе координат.

3. Для расчета параметров движения центра масс ГЗКР относительно наземной РЛС на каждом шаге моделирования осуществляется пересчет координат r, λ, φ в гринвичскую прямоугольную систему координат:

$$X_{ГЗКР} = r \cos \varphi \cos \lambda; \quad (7)$$

$$Y_{ГЗКР} = r \cos \varphi \sin \lambda; \quad (8)$$

$$Z_{ГЗКР} = r \sin \varphi. \quad (9)$$

Затем рассчитываются координаты центра масс цели в топоцентрической (измерительной) системе координат РЛС, сначала в прямоугольной по формулам (10)–(12), потом в сферической по формулам (13)–(15):

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \mathbf{N} \begin{pmatrix} X_{ГЗКР} - X_{РЛС} \\ Y_{ГЗКР} - Y_{РЛС} \\ Z_{ГЗКР} - Z_{РЛС} \end{pmatrix}; \quad (10)$$

$$\mathbf{N} = \begin{pmatrix} -\sin B_0 \cos L_0 & -\sin B_0 \sin L_0 & \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos L_0 & \cos B_0 \sin L_0 & \sin L_0 \\ -\sin L_0 & \cos L_0 & 0 \end{pmatrix}; \quad (11)$$

$$B_0 = \arctg \frac{\operatorname{tg} \varphi_0}{[1 - (2\tilde{a} - \tilde{a}^2)]}; \quad (12)$$

$$d_{ГЗКР} = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \quad (13)$$

$$\beta_{ГЗКР} = \arctg \frac{z}{x}; \quad (14)$$

$$\varepsilon_{ГЗКР} = \arctg \frac{y}{\sqrt{x^2 + z^2}}, \quad (15)$$

где \mathbf{N} – матрица перехода от геоцентрической гринвичской прямоугольной системы координат к топоцентрической системе;

$X_{РЛС}, Y_{РЛС}, Z_{РЛС}$ – координаты точки стояния РЛС в геоцентрической гринвичской прямоугольной системе координат (рассчитываются аналогично формулам (7)–(9) в соответствии с заданными в исходных данных $r_0, \varphi_0, \lambda_0$);

B_0 – геодезическая широта точки стояния РЛС;

L_0 – геодезическая долгота точки стояния РЛС, $L_0 = \lambda_0$;

\tilde{a} – коэффициент сжатия Земли;

$d_{ГЗКР}$ – наклонная дальность до цели (центр масс ГЗКР);

$\beta_{ГЗКР}$ – азимут цели;

$\varepsilon_{ГЗКР}$ – угол места цели.

4. Рассчитывают параметры движения цели вокруг центра масс относительно РЛС и ее линии визирования – углов нутации $\varphi_n(t)$, прецессии $\lambda_n(t)$ и собственного вращения $\gamma_n(t)$.

Для этого необходимо вычислить матрицу направляющих косинусов между связанной и визирной системами координат:

$$\mathbf{M} = \mathbf{C}^T \mathbf{N} \mathbf{P}^T \mathbf{L}^T \mathbf{S}^T,$$

где \mathbf{C} – матрица перехода от топоцентрической системы координат к визирной;

\mathbf{N} – матрица перехода от геоцентрической гринвичской прямоугольной системы координат к топоцентрической системе;

\mathbf{P} – матрица перехода от местной географической системы к геоцентрической гринвичской прямоугольной системе координат;

\mathbf{L} – матрица перехода от местной географической системы координат к полускоростной;

\mathbf{S} – матрица перехода от полускоростной системы координат к связанной.

Углы φ_n, λ_n и γ_n рассчитываются из матрицы \mathbf{M} [4]:

$$\varphi_n = \arccos(m_{11}), \quad \varphi_n \in [0, 2\pi],$$



$$\lambda_n = \arcsin \frac{m_{21}}{\sqrt{1-m_{11}^2}}, \quad \lambda_n \in [0, 2\pi],$$

$$\gamma_n = \arcsin \frac{m_{12}}{\sqrt{1-m_{11}^2}}, \quad \gamma_n \in [0, 2\pi],$$

где m_{11}, m_{12}, m_{21} – соответствующие элементы матрицы \mathbf{M} .

5. В соответствии с заданной в исходных данных диаграммой обратного отражения ГЗКР $\sigma(\varphi_n, \lambda_n, \gamma_n)$ рассчитывают текущее значение ЭПР в зависимости от ориентации цели относительно линии визирования РЛС $\sigma[\varphi_n(t), \lambda_n(t), \gamma_n(t)]$ (динамическая ЭПР).

6. Вычисляют мощность отраженного от цели сигнала на входе приемного устройства РЛС:

$$P_r[\sigma(t)] = \frac{P_t G(\varepsilon, \beta)^2 \lambda^2 \sigma(\varphi_n(t), \lambda_n(t), \gamma_n(t)) F_t^2 F_r^2}{(4\pi)^3 d_{\text{ГЗКР}}^4},$$

где P_t – мощность сигнала, излучаемого передающей антенной;

$G(\varepsilon, \beta)$ – коэффициент усиления антенны;

λ – длина волны РЛС;

F_t – множитель влияния Земли и тропосферы на трассе передающая антенна – цель (интерференционный множитель);

F_r – аналогичный множитель на трассе цель – приемная антенна [5].

7. Затем рассчитывают минимальную мощность сигнала на входе приемника, при которой он обнаруживается с заданными вероятностями правильного обнаружения D и ложной тревоги F (пороговая мощность) [6]:

$$P_{\text{пор}} = q_{\text{пор}} \frac{k_{\text{ш}} k T L L_{\text{нк}}}{n \tau_{\text{и}}};$$

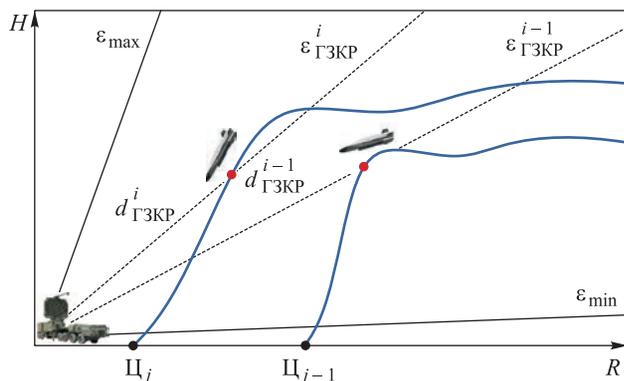


Рис. 2. Расчет дальностей обнаружения ГЗКР при различных значениях угла места цели

$$q_{\text{пор}} = \frac{1}{n} \left(\frac{\ln F}{\ln D} - 1 \right),$$

где $k_{\text{ш}}$ – коэффициент шума приемника;

k – постоянная Больцмана;

T – температура;

L – коэффициент потерь в связи с неоптимальностью приема;

$L_{\text{нк}}$ – потери на некогерентное накопление;

n – количество импульсов.

8. На следующем шаге проверяют условие превышения мощности отраженного от цели сигнала пороговой мощности на входе приемного устройства РЛС:

$$P_r[\sigma(t)] \geq P_{\text{пор}}. \quad (16)$$

При выполнении условия (16) ГЗКР считается обнаруженной на дальности $d_{\text{ГЗКР}}$ при угле места $\varepsilon_{\text{ГЗКР}}$ с заданными показателями качества обнаружения D и F .

9. Используя метод статистического моделирования [7], проводят необходимое количество испытаний N на модели (этапы 1–8 методики) для получения статистических данных по дальностям обнаружения ГЗКР $D_{\text{обн}} = \{d_{\text{ГЗКР}}^i\}$, $i = 1, N$ при различных значениях угла места цели (рис. 2). При этом координаты цели $\mathbf{C}_j = (r_{\text{ц}}^j, \lambda_{\text{ц}}^j, \varphi_{\text{ц}}^j)$ и начальные условия моделирования (положение центра масс ГЗКР, ориентация относительно вектора скорости, скорость и ориентация вектора скорости цели) должны изменяться случайным образом в заданном диапазоне.

10. На основе полученных статистических данных вычисляют зону обнаружения ГЗКР.

Для этого рассчитывают оценки математического ожидания и дисперсии дальности обнаружения ГЗКР для требуемых направлений по углу места ($\varepsilon_{\text{ГЗКР}}^k$, $k = \overline{\varepsilon_{\text{min}}, \varepsilon_{\text{max}}}$) с заданным постоянным шагом $\Delta\varepsilon$:

$$\tilde{m}_d^k = \frac{\sum_{i=1}^N d_{\text{ГЗКР}}^i}{N};$$

$$\tilde{D}_k = \frac{\sum_{i=1}^N (d_{\text{ГЗКР}}^i - \tilde{m}_d^k)^2}{n-1},$$

где $d_{\text{ГЗКР}}^i$ – дальность обнаружения ГЗКР, полученная при i -м испытании, соответствующая углу места $\epsilon_{\text{ГЗКР}}^k$;

N – общее число испытаний на модели.

Затем рассчитывают горизонтальную дальность и высоту обнаружения ГЗКР, соответствующие k -му значению угла места цели с учетом сферической Земли:

$$\tilde{R}_k = \tilde{m}_d^k \cos(\epsilon_{\text{ГЗКР}}^k);$$

$$\tilde{H}_k = \tilde{R}_k \sin \epsilon_{\text{ГЗКР}}^k + \frac{\tilde{R}_k^2}{2R_3},$$

где R_3 – эффективный радиус Земли.

Далее вычисляют вертикальное сечение зоны обнаружения ГЗКР путем нанесения на координатную сетку полученных значений \tilde{R}_k , \tilde{H}_k по каждому угломестному направлению $\epsilon_{\text{ГЗКР}}^k$ и выполняют построение замкнутой кривой, ограничивающей зону обнаружения (рис. 3).

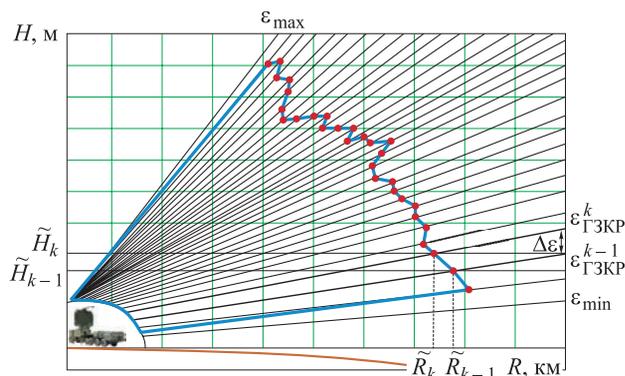


Рис. 3. Вертикальное сечение зоны обнаружения

Таким образом, предложенная методика позволяет оценить эффективность информационных средств ЗРК (ЗРС) при обнаружении ГЗКР с учетом динамической ЭПР цели и может быть использована при формировании

характеристик и сравнении альтернативных вариантов перспективных информационных средств с целью повышения эффективности ЗРК (ЗРС) в условиях применения противником ГЗКР. Направлением дальнейших исследований являются программная реализация имитационной модели и получение оценок согласно методике.

Список литературы

1. Военная кибернетика: методология обоснования направлений развития зенитного ракетного вооружения и синтеза зенитных ракетных систем / под ред. А. С. Сумина, Ю. И. Аретина. М.: ВИМИ, 1997. 399 с.
2. Имитационное моделирование боевых действий: теория и практика / под ред. П. А. Созинова, И. Н. Глушкова. Тверь, 2013. 528 с.
3. Разоренов Г. Н., Бахрамов Э. А., Титов Ю. Ф. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями): учебник для вузов / под ред. Г. Н. Разоренова. М.: Машиностроение, 2003. 584 с.
4. Радиолокационные характеристики летательных аппаратов / М. Е. Варганов, Ю. С. Зиновьев, Л. Ю. Астанин и др.; под ред. Л. Т. Тучкова. М.: Радио и связь, 1985. 236 с.
5. Справочник по радиолокации. В 4 т. Т. 1. Основы радиолокации / под ред. К. Н. Трофимова, Я. С. Ицхоки. М.: Советское радио, 1976. 456 с.
6. Бакулев П. А. Радиолокационные системы: учебник для вузов. М.: Радиотехника, 2015. 440 с.
7. Сирота А. А. Компьютерное моделирование и оценка эффективности сложных систем. М.: Техносфера, 2006. 280 с.

Поступила 29.11.18

Смирнов Михаил Антонович – адъюнкт Федерального государственного казенного военного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Военная академия воздушно-космической обороны имени маршала Советского Союза Г. К. Жукова» Министерства обороны Российской Федерации, г. Тверь.
Область научных интересов: оценка эффективности боевых действий, имитационное моделирование.



Methodology for evaluating effectiveness of air defense missile system (ADMS) information resources when detecting a hypersonic cruise missile, with account for the dynamic target scattering crossover

The study introduces a method that evaluates the effectiveness of information resources of an air defense missile system when detecting a hypersonic cruise missile. The method takes into account the dynamic target scattering crossover. The efficiency is evaluated by conducting statistical tests on a simulation model and constructing a vertical section of the detection zone. In this case, the effective target scattering crossover of a hypersonic cruise missile is calculated depending on the parameters of its movement around the center of mass relative to the ground-based detection radar and its line of sight.

Keywords: efficiency, air defense missile system, information resources, hypersonic cruise missile, dynamic target scattering crossover, target scattering.

Smirnov Mikhail Antonovich – service student, Federal State Military Educational Institution of Higher Professional Education “Military Aerospace Defense Academy named after Marshal of the Soviet Union G.K. Zhukov (Tver)” of the Russian Federation Department of Defense, Tver.

Science research interests: evaluation of tactical effectiveness, simulation modeling.



УДК 621.371

И. Л. Нагорных, Н. Д. Баженов

О сверхразрешении по дальности в радиолокаторе со многими несущими. Моделирование и эксперимент

Приведены результаты моделирования работы радиолокатора, зондирующий сигнал которого представляет собой набор из 16 ортогональных несущих. Для определения дальности в таком радиолокаторе применен алгоритм *MUSIC*, относящийся к методам сверхразрешения. Показано, что алгоритм *MUSIC* позволяет повысить разрешающую способность радиолокатора по дальности в 4–8 раз по сравнению с традиционным методом, основанным на преобразовании Фурье, в диапазоне 0–20 дБ отношений сигнал – шум. Экспериментальным путем проведена верификация разработанных моделей.

Ключевые слова: OFDM радиолокатор, разрешение по дальности, алгоритм *MUSIC*.

Введение

Одна из особенностей тактики применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) заключается в возможности формирования большой группы (роя) БПЛА. Обнаружение и распознавание такой групповой цели требует от радиолокатора высокого разрешения по координатам целей и прежде всего по дальности. Под разрешающей способностью по дальности будем понимать минимальное расстояние между двумя находящимися на одном направлении целями, при котором эти цели наблюдаются раздельно.

Радиолокатор, зондирующий сигнал которого содержит ансамбль ортогональных сигналов, разнесенных по частоте (его распространенное наименование – *OFDM*-радиолокатор (*orthogonal frequency division multiplexing*) – ортогональное частотное разделение каналов с мультиплексированием), представляется перспективным для обнаружения низколетящих малоразмерных БПЛА.

Традиционно [1], в *OFDM*-радиолокаторе вычисление дальности осуществляется с помощью преобразования Фурье. В этом случае повышения разрешения по дальности можно добиться лишь увеличением полосы сигнала, что не всегда возможно. В настоящей работе для повышения разрешающей способности по дальности рассматривается применение алгоритма *MUSIC* (*multiple signal classification*) [2].

Принцип работы *OFDM*-радиолокатора

Полоса частот в *OFDM*-радиолокаторе содержит N несущих, равномерно отстоящих друг от друга по частоте (далее – поднесущие). Поднесущие ортогональны по отношению друг к другу, если разность частот между соседними поднесущими кратна $\Delta f = \frac{1}{T}$, где T – длительность одного радиоимпульса. Для формирования сигнала на передачу, содержащего N поднесущих, вводится матрица модулирующих комплексных символов

$$\mathbf{F}_{tx} = \{a_{n,m}\}_{n=0 \dots N-1}^{m=0 \dots M-1}, \quad (1)$$

где $a_{n,m}$ – m -й модулирующий символ на n -й поднесущей;

M – количество символов в пакете.

Зондирующий сигнал образуется посредством обратного дискретного преобразования Фурье каждого столбца матрицы \mathbf{F}_{tx} . Отраженному от цели и принятому сигналу проводят симметричную операцию – прямое преобразование Фурье (формируется матрица \mathbf{F}_{rx} той же размерности, что и \mathbf{F}_{tx}), и дальнейшая обработка принятого радиолокационного сигнала осуществляется в частотной области.

Для последующего изложения введем матрицу \mathbf{F} , такую что:

$$(\mathbf{F})_{k,l} = \frac{(\mathbf{F}_{rx})_{k,l}}{(\mathbf{F}_{tx})_{k,l}} (k = 0 \dots N-1, l = 0 \dots M-1). \quad (2)$$

Элементы матрицы \mathbf{F} сигнала, отраженного от H целей, можно записать как [1]:



$$(\mathbf{F})_{k,l} = \sum_{h=0}^{H-1} b_h e^{j2\pi T_0 f_{D,h} l} e^{-j2\pi v_k k \Delta f} e^{j\phi_h} + (\mathbf{Z})_{k,l}, \quad (3)$$

где b_h – коэффициент, определяющий снижение амплитуды сигнала при его распространении к цели и обратно;

$e^{j2\pi T_0 f_{D,h} l}$ – множитель, обусловленный частотой Доплера $f_{D,h}$ (T_0 – полная длительность последовательности из N символов);

$e^{-j2\pi v_k k \Delta f}$ – множитель, обусловленный сдвигом фаз вследствие распространения сигнала к цели и обратно;

$e^{j\phi_h}$ – константа;

$(\mathbf{Z})_{k,l}$ – шум приемника.

Применив прямое преобразование Фурье к столбцам матрицы \mathbf{F} , а затем обратное преобразование Фурье к строкам матрицы \mathbf{F} , получим двумерную периодограмму Per_F размерностью $N_{Per} \times M_{Per}$ ($N_{Per} \geq N, M_{Per} \geq M$). Элементы периодограммы, вычисленные с помощью прямого и обратного преобразований Фурье, можно записать как [1, 3]:

$$Per_F(n, m) = \frac{1}{NM} \left| \sum_{k=0}^{N_{Per}-1} \left(\sum_{l=0}^{M_{Per}-1} (\mathbf{F})_{k,l} e^{-j2\pi \frac{lm}{M_{Per}}} e^{j2\pi \frac{kn}{N_{Per}}} \right) \right|^2,$$

$$n = 0, \dots, N_{Per} - 1,$$

$$m = \frac{-M_{Per}}{2}, \dots, \frac{M_{Per}}{2} - 1.$$

По локальным максимумам периодограммы вычисляются дальность d и скорость v целей: $d = \frac{nc_0}{2\Delta f N_{Per}}$, $v = \frac{mc_0}{2f_c T_0 M_{Per}}$, где f_c – частота центральной несущей. Кроме того, при расчете периодограммы могут применяться интерполяция и оконное взвешивание [1].

Искомые координаты цели также могут быть вычислены с помощью алгоритма *MUSIC* путем нахождения псевдоспектра. Пусть количество обнаруживаемых целей составляет L , при этом $L < N$. Определим ковариационную матрицу $\mathbf{R}_{FF} = \frac{1}{M} \mathbf{F} \mathbf{F}^H$ (размерностью $N \times N$), где индекс H означает эрмитово сопряжение. Пусть $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_N$ – собственные значения матрицы \mathbf{R}_{FF} , отсортированные по убыванию: $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_{N-1}$. В этом случае говорят, что связанные с собственными значениями $\lambda_1, \dots, \lambda_L$ собственные вектора $\{\mathbf{s}_1, \dots, \mathbf{s}_L\}$ образуют сигнальное подпространство, а связанные с собственными значениями $\lambda_{L+1}, \dots, \lambda_N$ собственные вектора $\{\mathbf{g}_1, \dots, \mathbf{g}_{N-L}\}$ образуют шумовое подпространство. Обозначим матрицу собственных векторов шумового подпространства $\mathbf{G} = [\mathbf{g}_1, \dots, \mathbf{g}_{N-L}]$, также введем обозначение $\mathbf{a}(\omega) = [1e^{-i\omega} e^{-i(N-1)\omega}]^T$ (ω – частоты искомого псевдоспектра). Тогда $\mathbf{a}^H(\omega) \mathbf{G} \mathbf{G}^H \mathbf{a}(\omega) = 0$ для всех частот $\{\omega_k\}_{k=1}^L$ псевдоспектра, соответствующих дальностям до L целей. Для наглядности графически будем отображать псевдоспектр как $10 \log_{10} \left(\frac{1}{\mathbf{a}^H(\omega) \mathbf{G} \mathbf{G}^H \mathbf{a}(\omega)} \right)$.

Аналогичным образом вычисляются скорости целей, но при этом выражение для ковариационной матрицы имеет вид $\mathbf{R}_{FF} = \frac{1}{N} \mathbf{F}^H \mathbf{F}$.

Описание математической модели радиолокатора

Блок-схема математической модели приведена на рис. 1. Данные матрицы \mathbf{F}_x поступают на блок обратного преобразования Фурье, после чего добавляется защитный интервал для устранения межсимвольной интерференции. После цифро-аналогового преобразования (ЦАП), переноса на СВЧ несущую и усиления

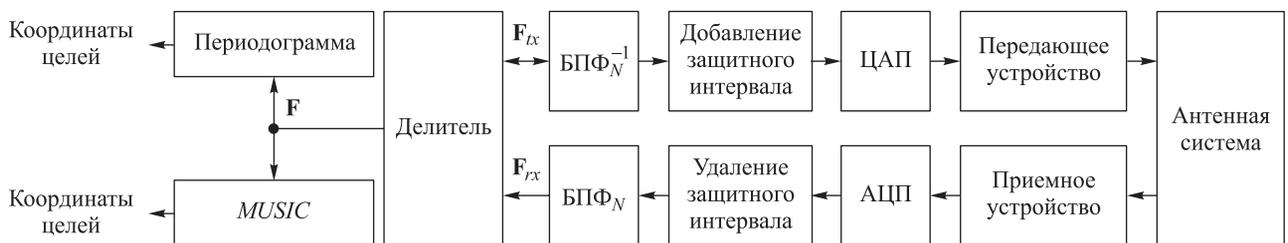


Рис. 1. Блок-схема модели радиолокатора



(в передающем устройстве) сигнал через антенну излучается в пространство. Отраженный от целей и местных предметов сигнал через антенную систему поступает в приемное устройство, в котором усиливается и переносится на промежуточную частоту. После аналого-цифрового преобразования (АЦП) удаляется защитный интервал, проводится процедура прямого преобразования Фурье и осуществляется вычисление координат с помощью периодограммы и алгоритма *MUSIC*.

Определение необходимого количества поднесущих выполнено по следующему алгоритму. Пусть заданные значения полосы сигнала и максимальной частоты Доплера обнаруживаемых целей составляют 20 МГц и 100 кГц соответственно. Для обеспечения ортогональности поднесущих отраженного сигнала примем, что частота Доплера не должна превышать одной десятой доли от разности частот соседних поднесущих. Исходя из этого, максимальное число поднесущих в выбранном частотном диапазоне не может превышать 20. Максимальное целое число степени 2, не превышающее максимальное число поднесущих, составляет 16.

Количество символов M в пакете должно быть достаточным, чтобы размер выборки обеспечил устойчивое решение *MUSIC* алгоритма и удовлетворял заданному времени обнаружения цели. Значения $N = 16$ и $M = 512$ являются приемлемыми для обеспечения обозначенных требований. Эти и другие параметры модели выбраны в том числе из необходимости дальнейшей экспериментальной проверки возможностей такого радиолокатора. Параметры модели приведены в табл. 1.

Отношение сигнал – шум определялось как

$$\text{ОСШ} = \frac{P_{\text{прм}}}{kTB\overline{\text{КШ}}},$$

где $P_{\text{прм}}$ – мощность принятого (отраженного) сигнала;

k – постоянная Больцмана;

T – температура приемного устройства;

B – полоса сигнала (частота дискретизации ЦАП, АЦП);

$\overline{\text{КШ}}$ – коэффициент шума приемного устройства.

Таблица 1

Параметры модели

Параметр	Обозначение	Значение
Частота центральной поднесущей	f_c	5,8 ГГц
Количество поднесущих	N	16
Полоса сигнала (частота дискретизации ЦАП/АЦП)	$B = N\Delta f$	20 МГц
Количество символов в пакете	M	512
Длительность одного символа	T	0,8 мкс
Длительность защитного интервала	T_g	0,8 мкс
Диапазон однозначно измеряемых скоростей	v_{max}	± 8080 м/с
Температура приемника	T	300 К
Коэффициент шума приемника	$\overline{\text{КШ}}$	4

Для оценки работы радиолокатора были рассмотрены две цели, имеющие одинаковую эффективную поверхность рассеяния и одинаковую скорость. Для исследований выбран следующий ряд расстояний между двумя целями:

$$\left\{ \frac{\Delta d}{8}, \frac{\Delta d}{4}, \frac{\Delta d}{2}, \Delta d, 2\Delta d \right\},$$

где $\Delta d = \frac{c_0}{2B} = 7,5$ м.

При этом дальняя цель располагалась на дальности 100 м. Проверки проводились для отношений сигнал – шум ОСШ = 0 дБ, 10 дБ, 20 дБ. На рис. 2 приведены периодограммы (в координатах дальность – скорость) для ОСШ = 0 дБ при разнесении двух целей на Δd и $2\Delta d$. Очевидна возможность наблюдать цели отдельно лишь при их разнесении на $2\Delta d$.

На рис. 3 приведены псевдоспектры для ОСШ = 0 дБ при разнесении двух целей на Δd и $2\Delta d$, исходя из которых можно сделать заключение о возможности раздельного наблюдения целей в обоих случаях. Наилучшее разрешение с использованием алгоритма *MUSIC* получено при ОСШ = 20 дБ и составляет $\frac{\Delta d}{4} = 1,88$ м (рис. 4).

Возможность раздельного наблюдения целей при различных условиях показана в табл. 2, 3. Из таблиц видно, что алгоритм *MUSIC* позволяет повысить разрешающую способность радиолокатора для ОСШ = 0 дБ

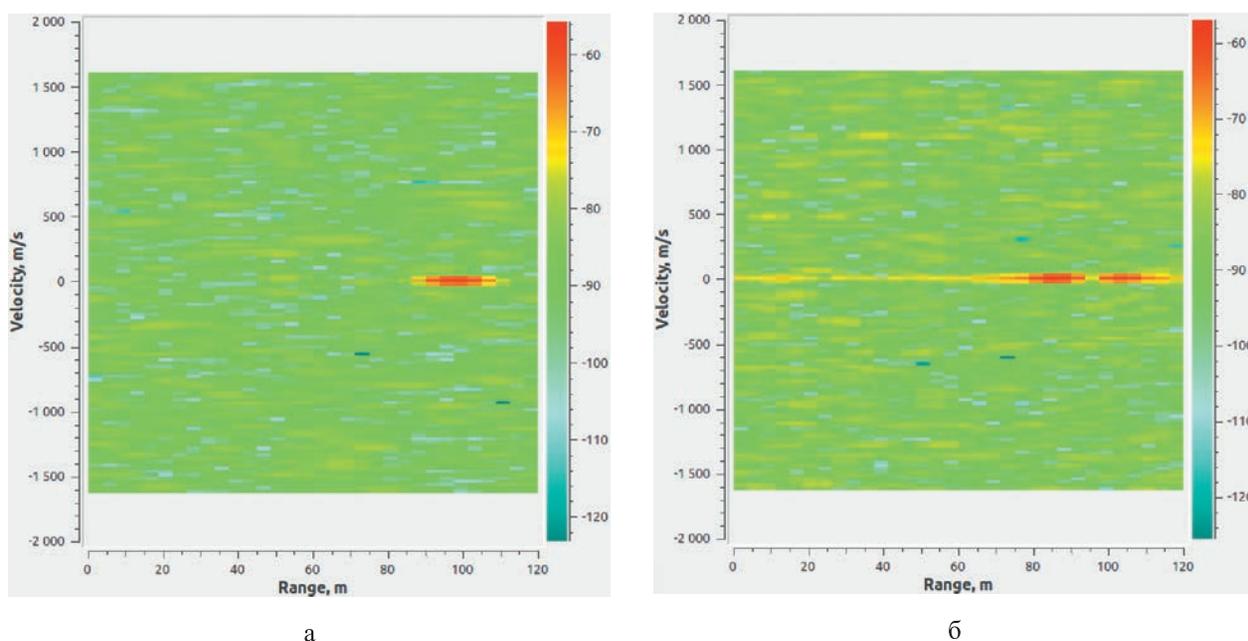


Рис. 2. Периодограммы (диаграммы дальность – скорость), вычисленные для ОСШ = 0 дБ:
 а – при разнесении двух целей на Δd (7,5 м); б – при разнесении двух целей на $2\Delta d$ (15 м)

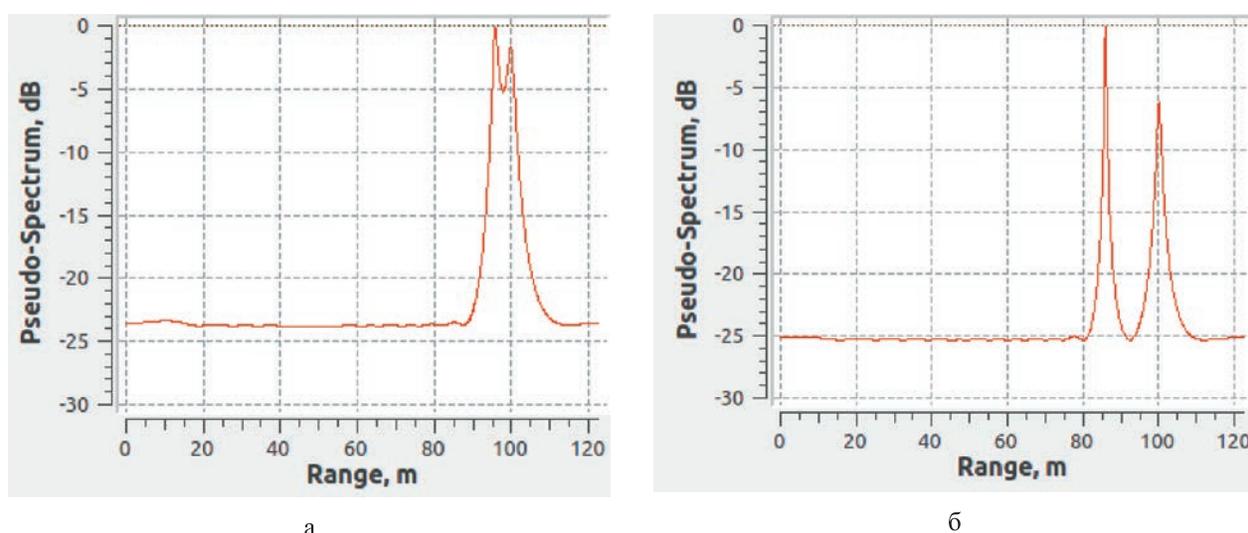


Рис. 3. Псевдоспектр, вычисленный методом *MUSIC* для ОСШ = 0 дБ:
 а – при разнесении двух целей на Δd (7,5 м); б – при разнесении двух целей на $2\Delta d$ (15 м)

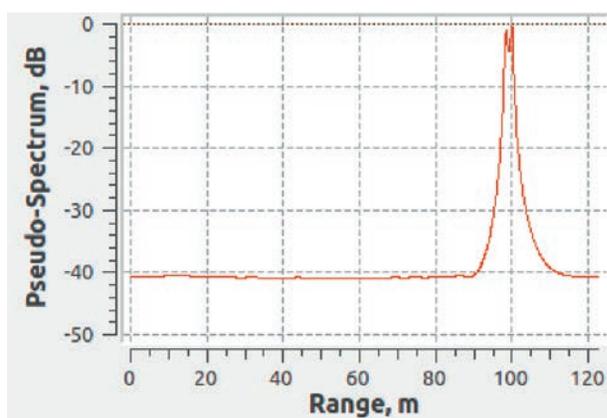


Рис. 4. Псевдоспектр, вычисленный методом *MUSIC* для ОСШ = 20 дБ при разнесении двух целей на $\Delta d/4$ (1,875 м)

Таблица 2

Различимость двух близкорасположенных целей при оценке периодограммы

ОСШ, дБ	Разнесение целей				
	$1/8\Delta d$	$1/4\Delta d$	$1/2\Delta d$	Δd	$2\Delta d$
0	o	o	o	o	x
10	o	o	o	o	x
20	o	o	o	o	x

Примечание. x – цели различимы, o – неразличимы

Таблица 3
Различимость двух близкорасположенных целей алгоритмом *MUSIC*

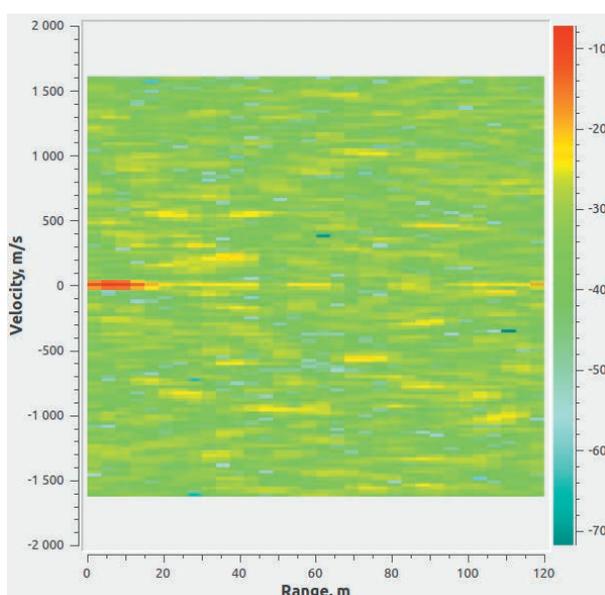
ОСШ, дБ	Разнесение целей				
	$1/8\Delta d$	$1/4\Delta d$	$1/2\Delta d$	Δd	$2\Delta d$
0	o	o	o	x	x
10	o	o	x	x	x
20	o	x	x	x	x

Примечание: x – цели различимы, o – неразличимы.

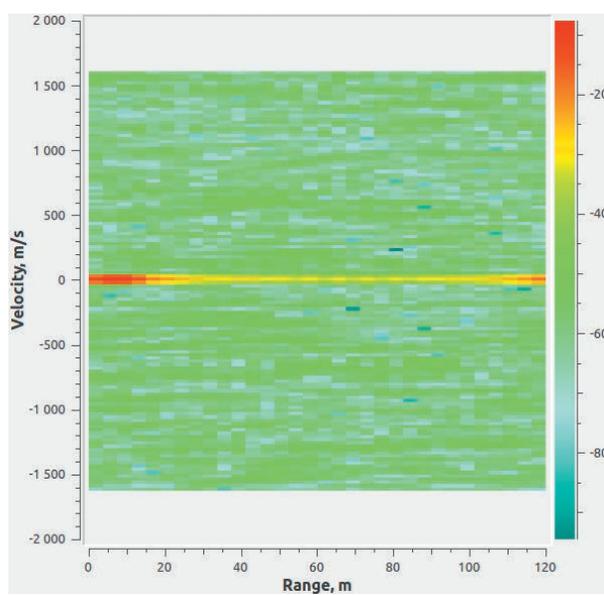
в 2 раза, для ОСШ = 10 дБ в 4 раза, для ОСШ = 20 дБ в 8 раз.

Экспериментальная верификация моделей

Экспериментальная работа проводилась с помощью макета, изготовленного в АО «ИЭМЗ «Купол». Макет содержал две разнесенные направленные антенны. Формирование сигнала на передачу и прием сигнала осуществлялись с помощью двух программно управляемых приемопередатчиков. Обработка принятого сигнала проводилась в режиме реального времени



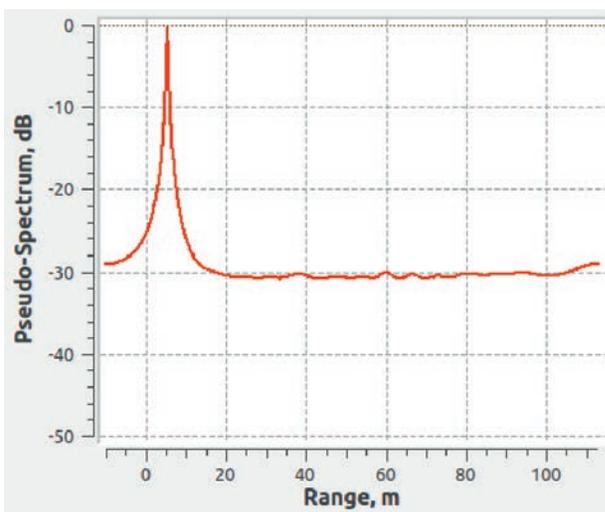
а



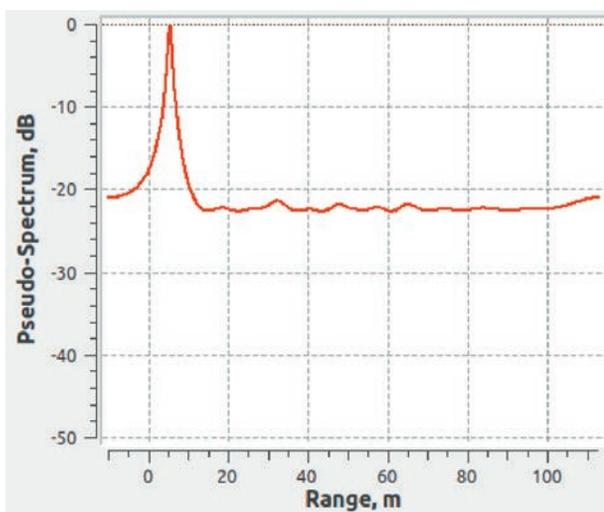
б

Рис. 5. Периодограммы:

а – полученные с помощью разработанной модели; б – полученные экспериментальным путем



а



б

Рис. 6. Псевдоспектры, вычисленные методом *MUSIC*:

а – полученные с помощью разработанной модели; б – полученные экспериментальным путем



на персональном компьютере с помощью открытой платформы *GnuRadio* [4].

В настоящей работе в качестве цели выступал местный предмет, расположенный в непосредственной близости от радиолокатора (5 м). На рис. 5, 6 представлены периодограммы и псевдоспектры, полученные с помощью разработанной модели и экспериментальным путем.

На рис. 5, 6 очевидно качественное согласие расчетных и экспериментальных данных. Количественное различие в спектрах на рис. 6 объясняется неидеальной развязкой между передатчиком и приемником, наличием шума в сигнале на передачу и др. В целом можно считать, что разработанные модели согласуются с экспериментальными результатами.

Заключение

Показано, что алгоритм *MUSIC* позволяет повысить разрешающую способность радиолокатора без изменения полосы сигнала. Вместе с тем алгоритм имеет ряд недостатков, один из которых заключается в следующем. При формировании псевдоспектров, соответствующих дальности и скорости нескольких целей, невозможно однозначно установить

взаимосвязь между дальностью и скоростью конкретной цели. Этого недостатка лишен метод периодограмм. Поэтому в задачах радиолокации, в которых необходимо одновременное измерение дальности и скорости, алгоритм *MUSIC* может рассматриваться как дополнение к основному методу периодограмм.

Список литературы

1. *Braun M.* OFDM Radar algorithms in mobile communication networks. Dissertation. Karlsruhe: Karlsruhe Institute of Technology, 2014. 176 p.
2. *Schmidt R. O.* Multiple emitter location and signal parameter estimation // IEEE Transactions on antennas and propagation. 1986. Vol. AP-34. № 3. Pp. 276–280.
3. *Stoica P. G., Moses R. L.* Spectral analysis of signals. Upper Saddle River. New Jersey: Prentice Hall, 2005. 447 p.
4. *Blossom E.* GNU Radio: Tools for Exploring the Radio Frequency Spectrum. Linux Journal. URL: <http://www.linuxjournal.com/article/7319> (дата обращения 20.09.2018).

Поступила 18.02.19

Нагорных Иван Леонидович – кандидат физико-математических наук, заместитель начальника научно-технического отдела Акционерного общества «Ижевский электромеханический завод «Купол», г. Ижевск.
Область научных интересов: радиотехнические системы специального назначения

Баженов Никита Дмитриевич – начальник конструкторского бюро научно-технического отдела Акционерного общества «Ижевский электромеханический завод «Купол», г. Ижевск.
Область научных интересов: радиотехнические системы специального назначения.

On range super-resolution in a radar with many carriers.

Simulation and experiment

The paper focuses on radar operation and the results of its simulation. The probing signal of the radar is a set of 16 orthogonal carriers. To determine the range in such radar, the *MUSIC* algorithm was applied, which relates to super-resolution methods. Findings of research show that the *MUSIC* algorithm makes it possible to increase the radar range resolution in the signal-to-noise 0–20 dB ratio by 4–8 times as compared with the traditional method based on the Fourier transform. The developed models were experimentally verified.

Keywords: OFDM radar, range resolution, *MUSIC* algorithm.

Nagornykh Ivan Leonidovich – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Deputy Head of Scientific and Technical Department, Joint-stock Company Izhevsk electromechanical plant “Kupol”, Izhevsk.
Science research interests: special purpose radio engineering systems.

Bazhenov Nikita Dmitrievich – Head of Design Bureau, Scientific and Technical Department, Joint-stock Company Izhevsk electromechanical plant “Kupol”, Izhevsk.
Science research interests: special purpose radio engineering systems.



УДК 621.396.96

А. В. Чепкасов, А. В. Сухоплюев

Радиолокационный прием пачки импульсов большой длительности при обнаружении движущихся целей

Предложен алгоритм обнаружения пачки радиоимпульсов, учитывающий набег фаз из-за доплеровского эффекта при постоянной радиальной скорости цели. Данный алгоритм учитывает степень когерентности импульсов в принимаемой пачке и практически не уступает по характеристикам обнаружения алгоритмам когерентного или некогерентного накопления.

Ключевые слова: радиолокационные станции обнаружения, накопление пачки радиоимпульсов, алгоритм обнаружения пачки радиоимпульсов.

Введение

Внедрение радиолокационных станций (РЛС) с активными фазированными антенными решетками (АФАР) на твердотельных приборах, которые не обладают высокой пиковой мощностью, требует применения в РЛС дальнего обнаружения сигналов большой длительности. В этом случае используются пачки радиоимпульсов с применением когерентного и некогерентного накопления. Следует отметить, что на когерентность радиоимпульсов пачки влияет ряд факторов, снижающих эффективность их накопления. Такими факторами являются движение целей, влияние среды распространения, стабильность параметров апертуры антенны.

Выражение, описывающее одиночный радиоимпульс, излучаемый АФАР:

$$S_{\text{п}}(t) = S(t)e^{j(\omega_0 t + \varphi_0)},$$

где $S(t)$ – прямоугольный модулирующий импульс;

ω_0 – круговая несущая частота;

φ_0 – начальная фаза на несущей частоте для передаваемого сигнала.

Считаем, что РЛС использует пачку радиоимпульсов $S_{\text{п}}(t)$ с периодом повторения T . Выражение для излучаемой передатчиком пачки радиоимпульсов:

$$S_{\text{п}}(t) = \sum_{i=1}^N S(t - T(i-1))e^{j[\omega_0(t - T(i-1)) + \varphi_0]},$$

где N – количество импульсов в пачке.

В зависимости от движения цели происходит изменение задержки сигнала.

Принято допущение, что цель движется с постоянной радиальной скоростью V_r , а деформация огибающей сигнала не учитывается.

Тогда время приема импульса с номером i по переднему фронту относительно момента излучения РЛС первого импульса пачки описывается выражением

$$t_{zi} = \frac{2R_0}{c} - \frac{2V_r R_0}{c(c + V_r)} + (i-1)T \left(1 - \frac{2V_r}{c + V_r}\right),$$

где R_0 – дальность до цели в момент излучения переднего фронта первого импульса пачки;

c – скорость света.

Следовательно, период повторения принимаемых импульсов

$$T_{\text{пр}} = T - \Delta T,$$

где $\Delta T = \frac{2V_r T}{c + V_r}$.

Таким образом, период следования принимаемых сигналов отличается от периода следования зондирующих сигналов и от опорного сигнала. При периоде повторения импульсов в пачке в десятки миллисекунд, радиальной скорости цели в несколько тысяч метров в секунду и периоде повторения порядка десятка миллисекунд изменение периода ΔT составляет единицы микросекунд.

При накоплении пачки импульсов с несущей частотой f_0 через период T разность фаз между соседними принимаемыми импульсами при частоте Доплера f_d за счет движения цели составит

$$\Delta\varphi = 2\pi(f_0 + f_d)\Delta T.$$

© Чепкасов А. В., Сухоплюев А. В., 2019



Таким образом, при постоянной радиальной скорости без учета эффектов распространения радиоволн в среде разность фаз сигналов в смежных импульсах пачки постоянна, но неизвестна. Для когерентного накопления необходимо учитывать набег фаз за период зондирования, возникающий вследствие доплеровского эффекта.

Суть предлагаемого решения

Матрица откликов согласованного фильтра на пачку из N радиоимпульсов, описываемых комплексными числами $Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_N$, имеет вид

$$M = \begin{bmatrix} Y_1 Y_1^* & Y_1 Y_2^* & \dots & Y_1 Y_k^* & \dots & Y_1 Y_N^* \\ Y_2 Y_1^* & Y_2 Y_2^* & \dots & Y_2 Y_k^* & \dots & Y_2 Y_N^* \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ Y_k Y_1^* & Y_k Y_2^* & \dots & Y_k Y_k^* & \dots & Y_k Y_N^* \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ Y_N Y_1^* & Y_N Y_2^* & \dots & Y_N Y_k^* & \dots & Y_N Y_N^* \end{bmatrix} \quad (1)$$

Сумма элементов, расположенных на главной диагонали матрицы M , является результатом алгоритма некогерентного накопления пачки импульсов [1] после квадратичного

детектирования:

$$Y_{\Sigma\text{НО}} = Y_1 Y_1^* + Y_2 Y_2^* + \dots + Y_N Y_N^* = Y_1^2 + Y_2^2 + \dots + Y_N^2,$$

а сумма всех элементов корреляционной матрицы – результатом алгоритма когерентного накопления пачки импульсов:

$$Y_{\Sigma} = (Y_1 + Y_2 + \dots + Y_n)^2 = Y_{\Sigma\text{НО}} + Y_{\Sigma\text{ПД}},$$

где $Y_{\Sigma\text{ПД}}$ – сумма элементов матрицы M , расположенных на ее побочных диагоналях,

$$Y_{\Sigma\text{ПД}} = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N Y_i Y_j^*, \quad i \neq j.$$

В предлагаемом алгоритме обнаружения пачки импульсов с учетом межпериодного доплеровского набег фазы рассчитываются суммы элементов, расположенных на каждой из диагоналей матрицы произведений откликов согласованного фильтра, которые затем подаются на детектор, пороговое устройство (ПУ) и логически объединяется по схеме «ИЛИ» (рис. 1).

Поясним работу предлагаемой схемы.

Сумма элементов матрицы M , расположенных на первой побочной диагонали, описывается выражением

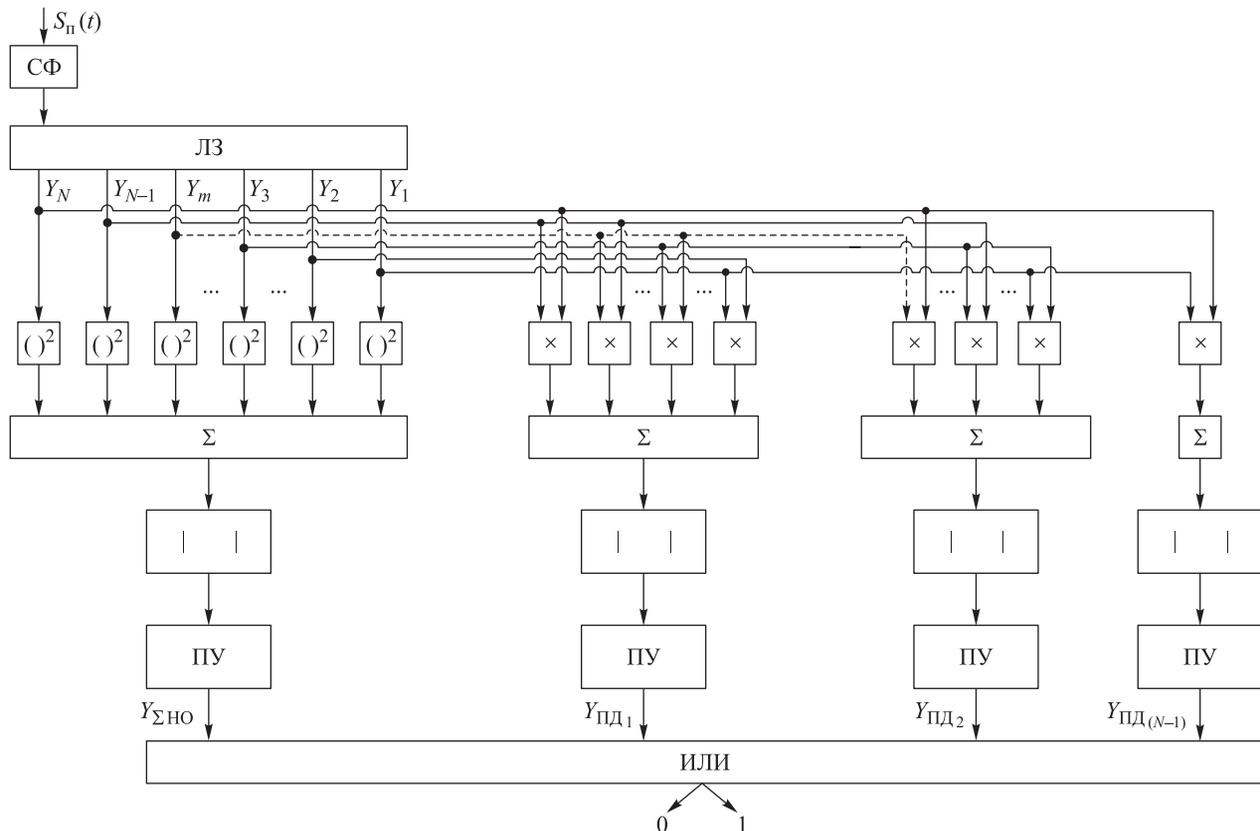


Рис. 1. Блок-схема алгоритма приема пачки импульсов с учетом межпериодного доплеровского набег фазы



$$Y_{\Sigma \text{ПД}_1} = Y_1 Y_2^* + Y_2 Y_3^* + Y_3 Y_4^* + \dots + Y_{N-1} Y_N^* = \sum_{k=2}^N Y_{k-1} Y_k^*,$$

где $Y_{k-1} Y_k^* = Y_{k-1} e^{j\varphi_{k-1}} Y_k e^{-j\varphi_k} = Y_{k-1} Y_k^* e^{j(\varphi_k - \varphi_{k-1})}$,

$(\varphi_k - \varphi_{k-1}) = \Delta\varphi_1$ – набег фазы между двумя соседними импульсами в пачке, который является постоянной величиной при равномерном прямолинейном движении цели, т. е. при условии, что изменение несущей частоты за счет эффекта Доплера за период T является постоянной величиной [2].

Аналогично сумма элементов матрицы \mathbf{M} , расположенных на побочной диагонали с номером m , описывается выражением

$$Y_{\Sigma \text{ПД}_m} = Y_1 Y_{1+m}^* + Y_2 Y_{2+m}^* + Y_3 Y_{3+m}^* + \dots + Y_{N-m} Y_N^* = \sum_{k=1+m}^N Y_{k-m} Y_k^*,$$

где $Y_{k-m} Y_k^* = Y_{k-m} e^{j\varphi_{k-m}} Y_k e^{-j\varphi_k} = Y_{k-m} Y_k^* e^{j(\varphi_k - \varphi_{k-m})}$;

$(\varphi_k - \varphi_{k-m}) = \Delta\varphi_m$ – набег фазы между двумя импульсами в пачке, расположенными через m периодов повторения, который, как и $\Delta\varphi_1$, является постоянной величиной при равномерном прямолинейном движении цели.

Таким образом, для сигналов, отраженных от равномерно движущейся цели, у элементов матрицы \mathbf{M} , расположенных на каждой из ее побочных диагоналей, набег фаз $\Delta\varphi_m$ одинаковы, хотя и неизвестны. Это позволяет синфазно суммировать элементы каждой из побочных диагоналей матрицы \mathbf{M} , учитывая таким образом неизвестное доплеровское изменение частоты.

Поскольку при этом в окончательном результате учитываются суммы всех побочных диагоналей матрицы \mathbf{M} , предлагаемое решение по эффективности оказывается близким к когерентному накоплению, но при этом оно существенно более экономично по объему вычислений, так как позволяет избежать многоканальности по доплеру.

Кроме того, поскольку в схеме «ИЛИ» участвует и сумма элементов главной диагонали матрицы \mathbf{M} , эквивалентная результату некогерентного накопления, предлагаемая схема без всяких изменений эффективно обрабатывает и некогерентную пачку импульсов, т. е. учитывает степень когерентности импульсов пачки.

Оценка эффективности предлагаемого решения

Оценка характеристик обнаружения проведена путем математического моделирования. Сигнал $S_{\text{п}}(t)$ в виде пачки из 12 импульсов после прохождения согласованного фильтра (СФ) подается через линию задержки (ЛЗ) на входы когерентного накопителя, некогерентного накопителя или на схему алгоритма приема пачки импульсов с учетом межпериодного доплеровского набег фазы (рис. 1). На рис. 1 блоки с обозначением $()^2$ выполняют возведение в квадрат, с обозначением \times – перемножение, с обозначением $|\ |$ – взятие модуля. Вероятность ложной тревоги является постоянной для всех алгоритмов обнаружения и приблизительно равна для всех алгоритмов накопления $2 \cdot 10^{-3}$. Для установки порога обнаружения [1, 3] выбрано 30 240 экспериментов. Вероятность правильного обнаружения (при фиксированной вероятности ложной тревоги) оценивается отношением количества экспериментов с превышением порога обнаружения к общему числу экспериментов.

Кривые обнаружения для пачки радиоимпульсов с различным уровнем когерентности для алгоритмов обнаружения после когерентного накопления импульсов, после некогерентного накопления и предлагаемого алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набег фазы приведены на рис. 2–5.

Таким образом, значение вероятности правильного обнаружения $D = 0,9$ при поступлении некогерентных импульсов с коэффициентом корреляции между импульсами $r = 0$ на входы трех различных алгоритмов накопления (см. рис. 2) достигается при отношении сигнал – шум 14 дБ после их некогерентного накопления (красная кривая) и при чуть меньшем отношении сигнал – шум для предлагаемого алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набег фазы (штриховая кривая). Обнаружить пачку некогерентных импульсов после прохождения схемы когерентного накопления не удастся (зеленая кривая).

Значение вероятности правильного обнаружения $D = 0,9$ при поступлении частично когерентных импульсов с коэффициентом корреляции между импульсами $r = 0,35$ на

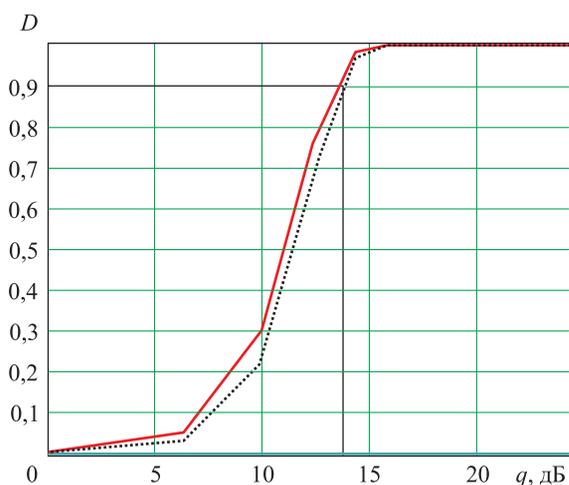


Рис. 2. Кривые обнаружения пачки некогерентных импульсов (с коэффициентом корреляции между импульсами $r = 0$) после их некогерентного накопления (—), при обработке по предлагаемому алгоритму с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (.....) и после их когерентного накопления (—)

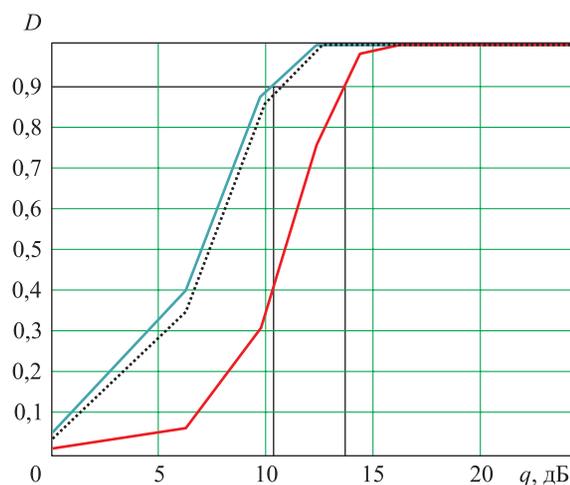


Рис. 4. Кривые обнаружения пачки когерентных импульсов (с коэффициентом корреляции $r = 1$) после их некогерентного накопления (—), при обработке по предлагаемому алгоритму с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (.....) и после их когерентного накопления (—)

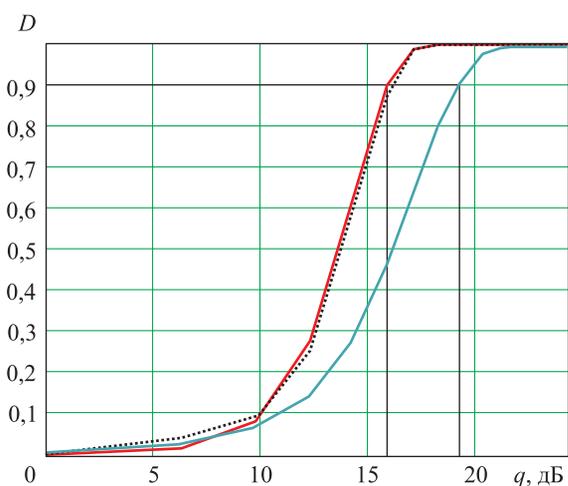


Рис. 3. Кривые обнаружения пачки частично когерентных импульсов (с коэффициентом корреляции между импульсами $r = 0,35$) после их некогерентного накопления (—), при обработке по предлагаемому алгоритму с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (.....) и после их когерентного накопления (—)

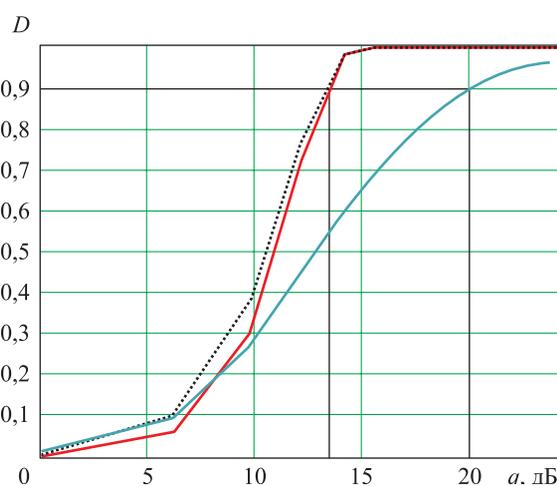


Рис. 5. Кривые обнаружения пачки частично когерентных импульсов, состоящей из четырех некогерентных субпачек (с коэффициентом корреляции между субпачками $r = 0$), после их некогерентного накопления (—), при обработке по предлагаемому алгоритму с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (.....) и после их когерентного накопления (—)

входы трех различных алгоритмов накопления (см. рис. 3) достигается при отношении сигнал-шум 15 дБ после их некогерентного накопления (красная кривая) и при чуть меньшем отношении сигнал – шум для предлагаемого алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (штриховая кривая). Обнаружить пачку таких некогерентных импульсов с вероятностью $D = 0,9$ на выходе схемы когерентного накопления удастся при большем отношении сигнал – шум 19 дБ (зеленая кривая).

Обнаружить пачку когерентных импульсов (см. рис. 4) с вероятностью $D = 0,9$ удастся при отношении сигнал – шум 10 дБ после когерентного накопления импульсов (зеленая кривая), при чуть меньшем отношении сигнал – шум для предлагаемого алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (штриховая кривая) и при 14 дБ на выходе схемы некогерентного накопления (красная кривая).

Обнаружить пачку частично когерентных импульсов, состоящую из четырех некогерентных субпачек (см. рис. 5) с вероятностью $D = 0,9$ удастся при отношении сигнал – шум 20 дБ после когерентного накопления импульсов (зеленая кривая), при чуть меньшем отношении сигнал – шум для предлагаемого алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (штриховая кривая) и при 14 дБ на выходе схемы некогерентного накопления (красная кривая).



герентных субпачек (рис. 5), с вероятностью $D = 0,9$ удастся при отношении сигнал – шум 14 дБ для алгоритма с учетом межпериодного доплеровского набега фазы (штриховая кривая), при чуть меньшем отношении сигнал – шум после некогерентного накопления импульсов (кривая 1) и при 23 дБ на выходе схемы когерентного накопления. В данном случае предлагаемый алгоритм обладает лучшими характеристиками по сравнению с алгоритмами обнаружения после когерентного или некогерентного накопления пачки импульсов.

Таким образом, применение предложенного алгоритма позволяет проводить обнаружение сигналов в виде пачки импульсов с различной степенью когерентности, обусловленной доплеровским набегом фаз. При этом характеристики обнаружения (значения отношения сигнал – шум q , приведенного ко входу приемника, и вероятности правильного обнаружения D) близки к лучшим (см. рис. 2–4), в том числе и для длинной пачки из $N = 12$ радиоимпульсов, разделенной на $K = 4$ субпачки, причем субпачки являются попарно некогерентными (плотность распределения вероятности начальных фаз субпачек равномерна на интервале $[-\pi, \pi]$), а импульсы в составе каждой из субпачек когерентны.

Заключение

Разработан алгоритм приема пачки импульсов с учетом межпериодного доплеровского

набега фазы при постоянной радиальной скорости цели, основанный на использовании сумм элементов матрицы вида (1) произведений принимаемых сигналов, расположенных на каждой из ее диагоналей.

Алгоритм не требует знания радиальной скорости цели или применения многоканальной по доплеру схемы обработки и позволяет успешно обрабатывать когерентные, частично когерентные и некогерентные пачки импульсов, практически не уступая по эффективности соответственно алгоритмам когерентного или некогерентного накопления.

Эффективность алгоритма подтверждается результатами цифрового моделирования.

Список литературы

1. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория. Справочник / под ред. Я. Д. Ширмана. М.: Радиотехника, 2007. 512 с.
2. Чепкасов А. В., Молчанов Ф. А., Лякин Е. А. Оценка интервала когерентного накопления в радиолокационной станции дальнего обнаружения // Сборник докладов VI научно-технической конференции молодых ученых и специалистов (18–19 сентября 2014 г., ФГУП «НПЦАП», Москва). М.: ПАО «НПО «Алмаз», 2015. С. 438 – 443.
3. Справочник по радиолокации. В 2 кн. Кн. 1 / под ред. М. И. Скольника. М.: Техносфера, 2014. 672 с.

Поступила 29.11.19

Чепкасов Алексей Владимирович – ведущий инженер Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение «Алмаз» имени академика А. А. Расплетина», г. Москва.
Область научных интересов: радиолокационный обзор и обнаружение целей.

Сухоплюев Алексей Вадимович – инженер 1-й категории Публичного акционерного общества «Научно-производственное объединение «Алмаз» имени академика А. А. Расплетина», г. Москва.
Область научных интересов: радиолокационный обзор и обнаружение целей.

Radar receiving of long pulse burst when detecting moving targets

The paper introduces an algorithm for detecting a burst of radio pulses. The algorithm takes into account the phase advance due to the Doppler effect at a constant radial velocity of the target, as well as the degree of pulse coherence in the received burst. The algorithm proposed is highly competitive in terms of detection performance with the algorithms of coherent or incoherent integration.

Keywords: radar detection, integration of radio pulse bursts, algorithm for detecting radio pulse bursts.

Chepkasov Aleksey Vladimirovich – leading engineer, Public joint-stock company “Research and Production Corporation “Almaz” named by Academician A. A. Raspletin”, Moscow.
Science research interests: radar surveillance and target detection.

Sukhoplyuev Aleksey Vadimovich – first category engineer, Public joint-stock company “Research and Production Corporation “Almaz” named by Academician A. A. Raspletin”, Moscow.
Science research interests: radar surveillance and target detection.



УДК 621.396.96

В. К. Битюков, В. А. Петров, А. А. Сотникова

Работа инвертирующего *DC-DC* преобразователя с накачкой заряда и *LDO* в микросхеме *LM27762*

Представлены результаты исследований работы инвертирующего *DC-DC* преобразователя с накачкой заряда и *LDO*, находящихся в составе комбинированного двухполярного источника вторичного электропитания *LM27762*. Измерения охватывали два режима, входящих с запасом в диапазон нормированных параметров с входными напряжениями, равными 3,5 и 5,5 В, и выходными напряжениями –1,8 и –4,9 В соответственно, а также режим с входным напряжением 5,0 В и выходным –4,7 В с разницей входного и выходного напряжения, не превышающей нормированного предела падения напряжения на *LDO*. Измерялись пульсации напряжений при различных токах нагрузки от 15 до 250 мА на положительном и отрицательном полюсах летающего конденсатора, на выходе из системы накачки заряда и в последнем случае также на выходе микросхемы. На основе полученной информации впервые показано, как при малых токах нагрузки примерно до 100 мА система накачки заряда работает в режиме пачек импульсов, а при больших токах – в режиме накачки заряда с постоянной частотой.

Ключевые слова: микросхема, *DC-DC* преобразователь, накачка заряда, инвертор, летающий конденсатор, *LDO*, режим пачки импульсов, режим постоянной частоты.

Введение

Малошумящие источники вторичного электропитания находят все более широкое применение в портативных мобильных устройствах, таких как медицинское оборудование, переносная измерительная техника, беспроводные системы связи, наушники и др. Первичным источником электроэнергии при этом в большинстве случаев являются литий-ионные батареи или перезаряжаемые аккумуляторы. Помимо обеспечения малых габаритов к микросхемам источников вторичного электропитания предъявляются высокие требования по стабильности выходного напряжения, малым его пульсациям и большим значениям КПД преобразователя. Одним из видов микросхем, обеспечивающих получение стабилизированного напряжения положительной или отрицательной полярностей, являются микросхемы с накачкой заряда.

Большинство производителей электронных компонентов предлагает микросхемы, предназначенные для построения либо повышающих, либо понижающих, либо полярно-инвертирующих преобразователей. И лишь небольшое число микросхем можно использовать для получения регулируемого однополярного стабилизированного напряжения как в режиме понижения, так и в режиме повышения входно-

го напряжения. Анализ работы подобных микросхем представлен в статьях [1–5].

Основными недостатками разработанных в начале 2000-х гг. и выпускаемых вплоть до настоящего времени микросхем, использующих классическую технологию накачки заряда, являются достаточно большая пульсация выходного напряжения, обычно составляющая 20...40 мВ, и значительное уменьшение КПД при отклонениях соотношений между входным и выходным напряжениями от оптимальных. Попытки уменьшить пульсации выходного напряжения и увеличить КПД при различных режимах предпринимались неоднократно. В микросхеме однополярного *DC-DC* преобразователя *LTC3245* (*Linear Technology*), согласно опубликованной в 2013 г. информации [6], система накачки заряда, в отличие от классической схемы, может работать в двух режимах. Режим с низкими пульсациями выходного напряжения реализуется с помощью постоянной частоты накачки заряда. При этом в системе стабилизации выходного напряжения используются два компаратора. Каждый компаратор имеет регулируемое смещение, значение которого увеличивается (уменьшается) пропорционально увеличению (уменьшению) тока нагрузки. Тем самым стабилизация выходного напряжения достигается за счет регулирования количества заряда, переносимого за цикл. Пульсации выходного напряжения в этом режиме не превышают 20 мВ. Однако при

низких токах нагрузки в режиме с постоянной частотой накачки заряда существенно уменьшается КПД. Для его увеличения микросхему можно перевести в режим накачки с помощью пачек импульсов (*BURST MODE*). Переход от одного режима накачки к другому может быть осуществлен путем подачи на вывод *BURST* микросхемы логического сигнала высокого или низкого уровня. Необходимо отметить, что в режиме пачек импульсов увеличение КПД одновременно сопровождается увеличением пульсаций выходного напряжения, которые, согласно работе [6], типично составляют 50 мВ.

Микросхемы двухполярных *DC-DC* преобразователей, в которых используется накачка заряда, появились совсем недавно. В поисковых системах и материалах компаний, производящих электронные компоненты, удалось найти ссылки лишь на две микросхемы. Из результатов поиска следует, что первой из них была комбинированная микросхема *LTC3260* (*Linear Technology*) [7]. Отрицательное напряжение вырабатывает инвертор с накачкой заряда, за которым следует *LDO* (линейный стабилизатор с малым падением напряжения), а положительное выходное напряжение вырабатывает *LDO* положительного напряжения. В этой микросхеме система накачки заряда в тракте получения отрицательного напряжения, аналогично *LTC3245*, для повышения КПД работает в режиме пачек импульсов при малых токах нагрузки и в режиме постоянной частоты при больших токах нагрузки. *LDO* в тракте отрицательного напряжения уменьшает пульсации напряжения на выходе, что особенно важно для режима пачек. Согласно приводимым в работе [7] данным, соответствующая амплитуда пульсаций на выходе микросхемы менее 10 мВ.

Более поздней разработкой двухполярного комбинированного источника электропитания, в котором используется накачка заряда, является микросхема *LM27762* (*Texas Instruments*), исследованная в настоящей работе.

Статья является продолжением цикла работ [1–5], в которых исследовались однополярные *DC-DC* преобразователи с накачкой заряда. Она отражает результаты первого этапа исследований двухполярных источников вторичного

электропитания с накачкой заряда, причем в ней рассматривается только выработка отрицательного напряжения.

Объект исследований и методика измерений

В технических характеристиках *LM27762* указан возможный диапазон входного напряжения от 2,7 до 5,5 В [8], при этом преобразователь позволяет получать одновременно два выходных напряжения положительной и отрицательной полярности в пределах от 1,5 до 5 В при токах нагрузки до 250 мА. Для выработки нужной величины положительного напряжения используется *LDO*. Отрицательное напряжение получают с помощью инвертора, за которым следует *LDO*. В настоящей статье рассмотрена работа только той части микросхемы, которая служит для получения выходного напряжения отрицательной полярности.

Использованный в *LM27762* принцип работы системы накачки заряда с инвертированием напряжения [8] показан на рис. 1. Схема инвертора имеет три внешних конденсатора – входной C_{in} , летающий C_1 и стоящий перед *LDO* конденсатор C_{cpout} , иногда обозначаемый в [8] как C_{cp} . Инвертируемое входное напряжение V_{in} берется с входного конденсатора C_{in} . Заряд с помощью четырех ключей $S1...S4$ и летающего конденсатора C_1 переносится на конденсатор C_{cpout} . Цикл переноса состоит из двух стадий. На первой происходит заряд летающего конденсатора C_1 от входного напряжения на C_{in} при замыкании ключей $S1$ и $S3$, во второй происходит перенос заряда от C_1 к C_{cpout} при замыкании ключей $S2$ и $S4$. Поскольку при этом

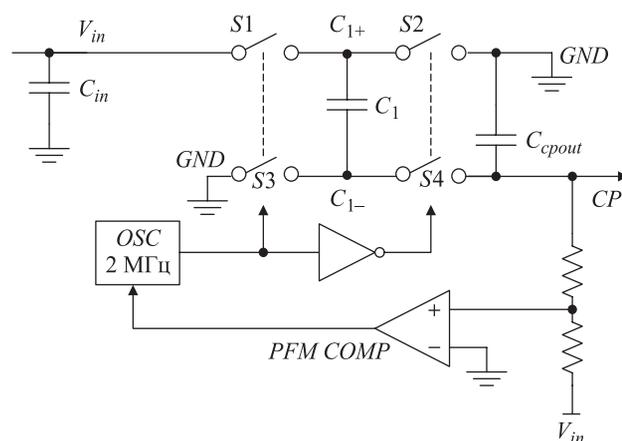


Рис. 1. Принцип инвертирования напряжения [8]



положительный полюс $C_{срout}$ подсоединен к земле, напряжение на его отрицательном полюсе, близкое к значению $-V_{in}$, подается на выход и на систему регулирования через цепь обратной связи. Алгоритм работы системы регулирования в [8] не описан. Определение этого алгоритма было одной из целей настоящей работы.

В соответствии с [8] тактовая частота системы накачки заряда отрицательного выходного напряжения составляет 2 МГц. Такая высокая тактовая частота позволяет уменьшить выходное сопротивление и пульсации напряжения [8]. К сожалению, приводимая в [8] таблица электрических характеристик микросхемы очень ограничена и представленные в ней сведения даны лишь для одного случая схемной реализации, в котором входное напряжение $V_{in} = 5$ В, входной и оба выходных конденсатора $C_{in} = C_{out+} = C_{out-} = 2,2$ мкФ, летающий конденсатор $C_1 = 1$ мкФ, а конденсатор $C_{срout} = 4,7$ мкФ. В соответствии с таблицей [8], падение напряжения на отрицательном LDO, приведенное лишь для одного тока нагрузки 100 мА и одного выходного напряжения -5 В, составляет 30 мВ. Из представленных в виде графиков крайне ограниченных типичных характеристик можно лишь заключить, что величины падения напряжения на LDO очень сильно зависят от тока нагрузки и при 250 мА могут достигать 100 мВ, а пульсации выходного напряжения (напряжения на выходе LDO) составляют от 1 до 3 мВ.

Анализируя все характеристики микросхемы LM27762, приведенные в [8], нужно отметить, что их явно недостаточно как для определения алгоритмов ее работы в различных режимах, так и для вычисления пульсаций напряжения в различных точках ее схемы включения. Это и было основной целью исследований, проведенных в настоящей работе.

При проведении этих исследований была важна возможность получения от производителя LM27762 готовой тестовой платы – тестового модуля LM27762EVM [9]. Принципиальная электрическая схема этого модуля и размещение контрольных точек для подключения измерительных приборов показаны на рис. 2.

Поскольку главными причинами возникновения пульсаций напряжения в микросхеме LM27762 являются накачка заряда и система регулирования величины отрицательного выходного напряжения, в настоящей работе им было уделено основное внимание. Для изучения этих причин использовались измерения временных зависимостей напряжения на положительном U_{fyDC+} и отрицательном U_{fyDC-} полюсах летающего конденсатора C_1 емкостью 1 мкФ при открытых входах осциллографа, а также переменная составляющая U_{out-} напряжения на конденсаторе $C_{срout}$ емкостью 4,7 мкФ (см. рис. 1 и 2) при закрытом входе осциллографа. Напряжение на этом конденсаторе является напряжением на выходе из системы регулирования накачки заряда. Оно поступает на вход LDO отрицательного выходного напряжения.

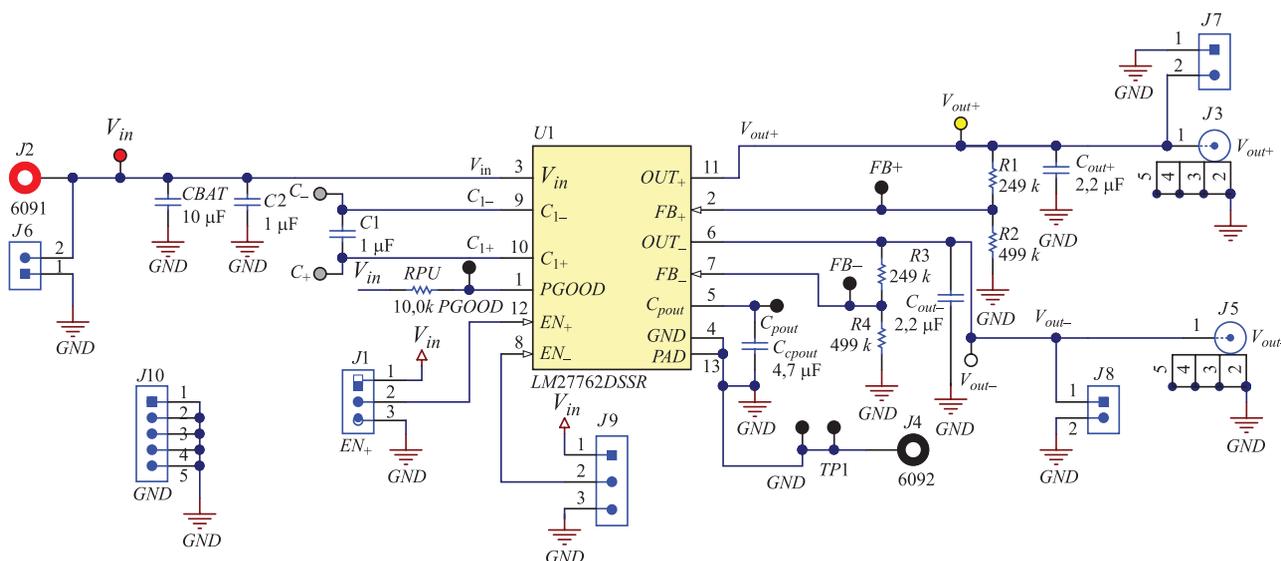


Рис. 2. Схема платы модуля LM27762EVM [9]

Формы напряжений регистрировали осциллографом *GDS-72202* компании *GW instek* с использованием программного обеспечения *FreeWave*. В качестве триггера обычно применялось напряжение U_{fly} . Для обеспечения высокого качества регистрации сигналов использовались имеющиеся в осциллографе *GDS-72202* возможности цифровой фильтрации и однократного запуска.

В настоящей работе были проведены исследования работы микросхемы *LM27762* в трех различных режимах. Один из них был реализован на стандартном модуле *LM27762EVM* в состоянии поставки, когда в системе регулирования в качестве делителя напряжения для цепи обратной связи используются резисторы 249 кОм и 499 кОм, как показано на рис. 2. Такой делитель обеспечивает на обоих выходах напряжение 1,8 В. С целью реализации типового режима работы микросхемы в качестве входного для этого режима использовалось напряжение 3,5 В.

Проведение измерений в двух других режимах было направлено на изучение работы микросхемы в предельных случаях при больших входных и выходных напряжениях. Эти режимы хотя и называются предельными, однако не выходят за границы, установленные в технической документации [8]. Один из них был реализован при входном напряжении 5,5 В и выходном напряжении –4,9 В, а второй при входном напряжении 5,0 В и выходном напряжении, которое с увеличением тока нагрузки уменьшалось –4,70 до –4,07 В. Реализация этих двух режимов была осуществлена путем замены резисторов в цепи обратной связи на резисторы сопротивлением 82 кОм и 249 кОм.

Результаты экспериментов

Режим $U_{in} = 3,5$ В, $U_{out} = -1,8$ В. Режим характеризуется большой разницей величин входного и выходного напряжений. На рис. 3 в качестве примера представлены некоторые результаты измерения для сравнительно малых токов нагрузки, равных 15 и 50 мА. В левом поле рисунка показаны нулевые уровни сигналов. Здесь и далее нечетные цифры соответствуют напряжениям на положительном или отрицательном полюсе летающего конденсатора, а четные – переменной

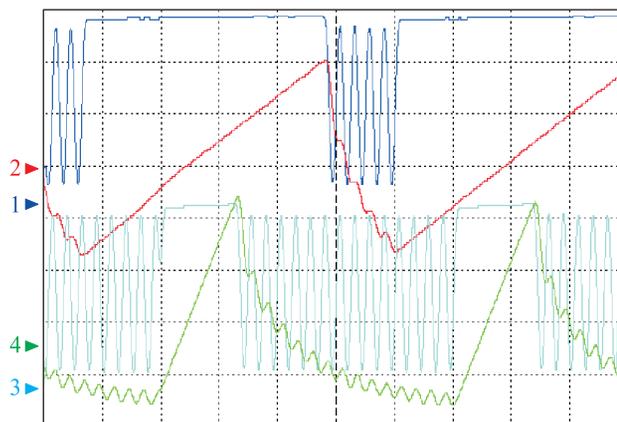


Рис. 3. Формы сигналов (2 мкс/дел) напряжений U_{flyDC+} (1 В/дел) и U_{out-} (20 мВ/дел) при различных токах нагрузки: 1, 2 – 15 мА; 3, 4 – 50 мА

составляющей напряжения на выходе системы накачки заряда. При этих измерениях использовался цифровой отрезающий фильтр с частотой 10 МГц.

Для тока нагрузки 15 мА хорошо видны пять циклов разряд – заряд летающего конденсатора и соответствующие им ступеньки на U_{out-} . При токе нагрузки 50 мА число циклов разряд – заряд летающего конденсатора увеличилось до 15, а промежуток между пачками переноса заряда значительно уменьшился. По мере дальнейшего увеличения тока нагрузки промежуток времени между пачками импульсов разряд – заряд летающего конденсатора становится еще меньше и при некотором токе совсем исчезает.

На рис. 4 сравниваются формы сигналов при токах 100 мА и 250 мА. При этих токах циклы разряд – заряд летающего конденсато-

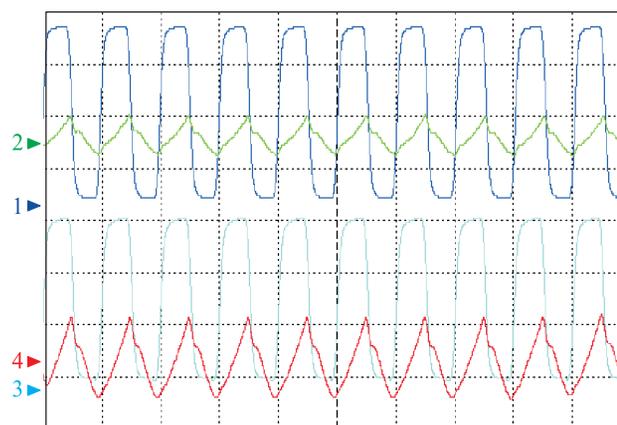


Рис. 4. Формы сигналов (500 нс/дел) напряжений U_{flyDC+} (1 В/дел) и U_{out-} (20 мВ/дел) при различных токах нагрузки: 1, 2 – 100 мА; 3, 4 – 250 мА



ра происходят с постоянной частотой, равной 2 МГц.

Наряду с регистрацией форм сигналов U_{fyDC+} на положительном полюсе летающего конденсатора в работе проводили регистрацию форм U_{fyDC-} и на его отрицательном полюсе. На рис. 5 показаны формы для тока нагрузки 50 мА. Видно, что результаты хорошо соответствуют данным, показанным на рис. 3 (кривые 3 и 4). На рис. 6 представлено сравнение форм сигналов при токах нагрузки 50 и 100 мА (накачка пачками импульсов и накачка с постоянной частотой).

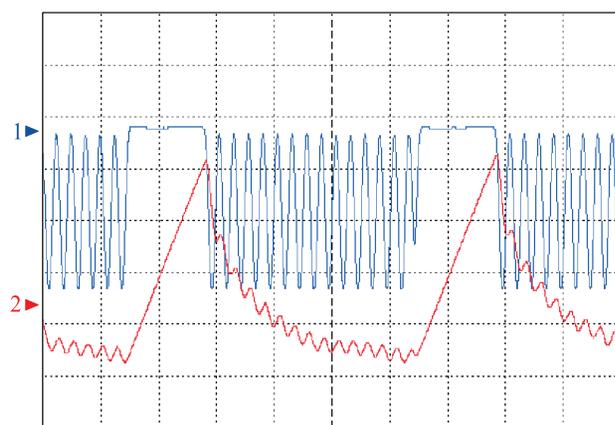


Рис. 5. Формы сигналов (2 мкс/дел) напряжений: 1 – U_{fyDC-} (1 В/дел); 2 – U_{out-} (20 мВ/дел) при токе нагрузки 50 мА

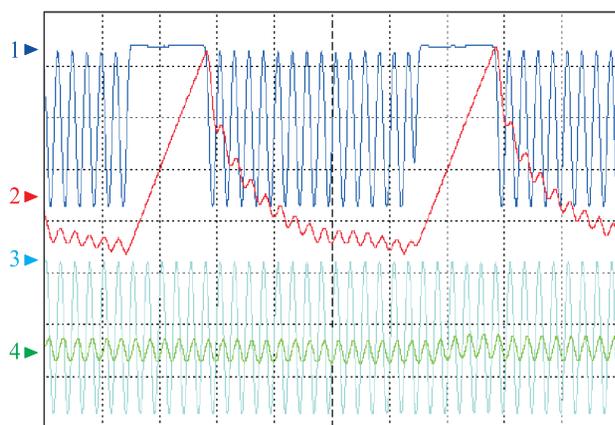


Рис. 6. Формы сигналов (2 мкс/дел) напряжений U_{fyDC-} (1 В/дел) и U_{out-} (20 мВ/дел) при различных токах нагрузки: 1, 2 – 50 мА; 3, 4 – 100 мА

Режим $U_{in} = 5,5 \text{ В}$, $U_{out} = -4,9 \text{ В}$. Проведенные измерения показали, что при токе нагрузки 15 мА в пачках всего три цикла импульсов разряд – заряд летающего конденсатора (рис. 7), в то время как при токе нагрузки 50 мА

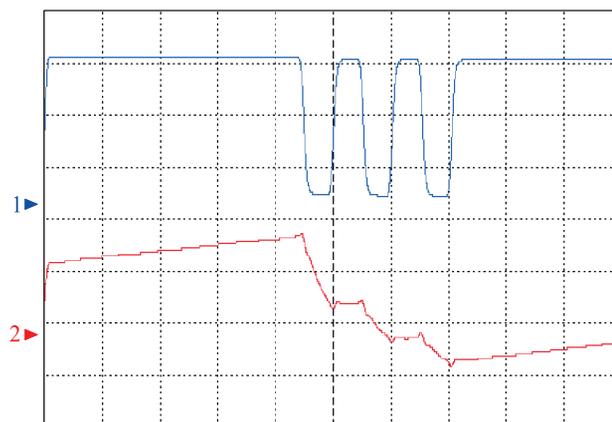


Рис. 7. Формы сигналов (500 нс/дел) напряжений: 1 – U_{fyDC+} (2 В/дел); 2 – U_{out-} (50 мВ/дел) при токе нагрузки 15 мА

наблюдалось 5 циклов, причем за время накачки уменьшение U_{out-} составляло соответственно 125 и 160 мВ.

При токе нагрузки 100 мА имеет место разное число циклов разряд – заряд в разных пачках. Это видно на рис. 8. Режим близок к состоянию перехода от накачки пачками импульсов к накачке с постоянной частотой.

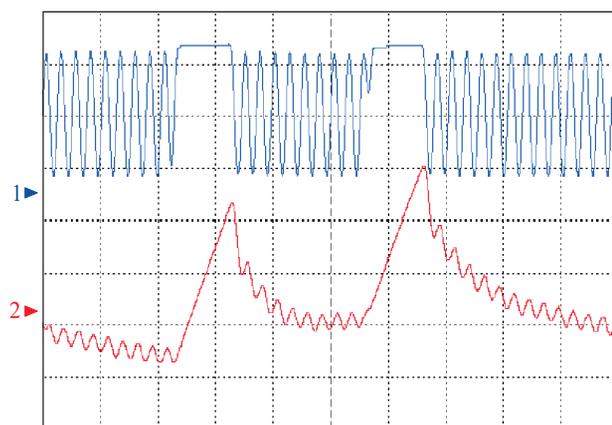


Рис. 8. Формы сигналов (2 мкс/дел) напряжений: 1 – U_{fyDC+} (2 В/дел); 2 – U_{out-} (50 мВ/дел) при токе нагрузки 100 мА

На рис. 9 показано сравнение форм сигналов при токах 153 и 220 мА. Импульсы следуют с одной и той же частотой, но их амплитуда при токе нагрузки 220 мА немного больше.

В связи с тем что во многих случаях применения комбинированных $DC-DC$ преобразователей, сочетающих накачку заряда с LDO , большое значение имеют пульсации выходного напряжения (см. рис. 2), проведены измерения таких пульсаций как при работе системы накач-

ки заряда в режиме пачек (малые токи нагрузки), так и при накачке с постоянной частотой (большие токи нагрузки). Два примера полученных результатов показаны на рис. 10 и 11. Видно, что в режиме пачек размах пульсаций выходного на-

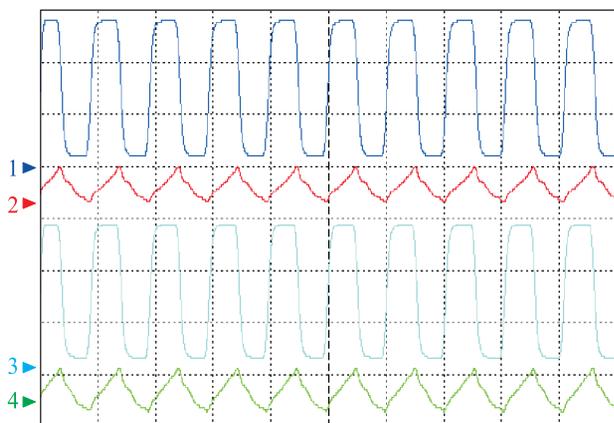


Рис. 9. Формы сигналов (500 нс/дел) напряжений U_{flyDC+} (2 В/дел) и U_{out-} (50 мВ/дел) при различных токах нагрузки: 1, 2 – 153 мА; 3, 4 – 220 мА

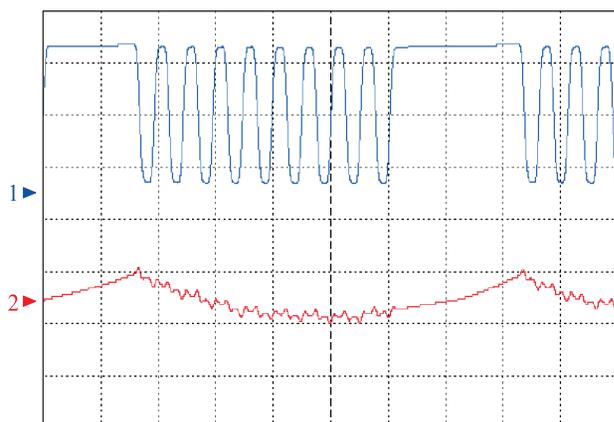


Рис. 10. Формы сигналов (1 мкс/дел) напряжений U_{flyDC+} (2 В/дел) и V_{out-} (20 мВ/дел) при токе нагрузки 90 мА

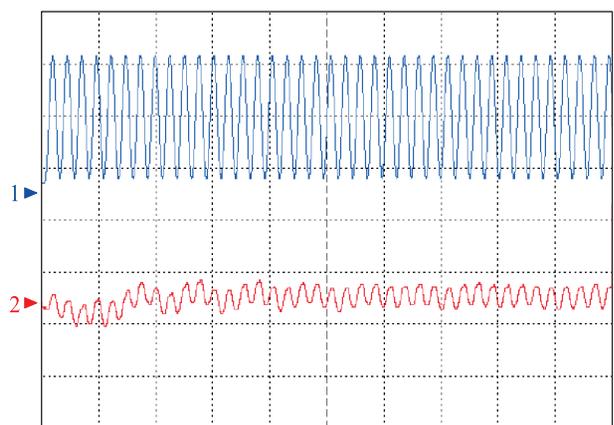


Рис. 11. Формы сигналов (2 мкс/дел) напряжений U_{flyDC+} (2 В/дел) и V_{out-} (20 мВ/дел) при токе нагрузки 157 мА

пряжения составляет около 18 мВ, их период – около 7 мкс, а в режиме с постоянной частотой (2 МГц) размах напряжения пульсаций 7 мВ.

Режим $U_{in} = 5,0$ В, $U_{out} = -4,7$ В. В соответствии с данными производителя микросхемы LM27762 [8] при выходном напряжении –5 В и токе нагрузки 100 мА падение напряжения на V_{LDO-} должно составлять 30 мВ. В этой связи для исследований был выбран режим, близкий к предельному. Именно в этом случае при тех же резисторах в цепи обратной связи при отсутствии нагрузки на выходе установилось напряжение, равное не –4,9 В, как было для предыдущего режима, а –4,7 В.

Проведенные измерения показали, что при отсутствии нагрузки в пачках было всего три цикла переноса разряд – заряд, при этом промежуток времени между двумя последовательными пачками составлял около 150 мкс.

При токе нагрузки 50 мА было шесть циклов переноса разряд – заряд, при этом промежуток времени между пачками был около 5 мкс.

При токе нагрузки 147 мА не было пачек, циклы разряд – заряд следовали непрерывно, а напряжение на выходе микросхемы понизилось до –4,44 В. При токе нагрузки 239 мА напряжение понизилось до –4,11 В. На рис. 12 показано сравнение форм сигналов для токов нагрузки 147 мА и 239 мА.

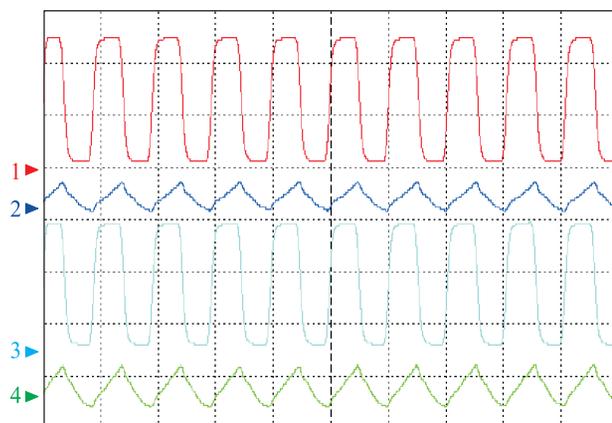


Рис. 12. Формы сигналов (500 нс/дел) напряжений U_{flyDC+} (2 В/дел) и U_{out-} (50 мВ/дел) при различных токах нагрузки: 1, 2 – 147 мА; 3, 4 – 239 мА

Анализ полученных экспериментальных результатов

Экспериментальные результаты исследований инвертирующего DC-DC преобразователя



микросхемы *LM27762* позволяют заключить, что имеющиеся в технической документации [8] сведения о ее работе являются неполными, а иногда и неточными. Из описания микросхемы нельзя представить алгоритм ее работы в различных режимах. К такой информации, имеющейся в [8], относятся лишь два коротких замечания. Первым является примечание к таблице с электрическими характеристиками: «при входном напряжении 5,5 В накачка заряда может войти в режим ШИМ в горячих условиях» [8]. Второе замечание относится к работе с частотно-импульсной модуляцией (ЧИМ): «Для того чтобы минимизировать ток покоя во время работы с легкими нагрузками, *LM27762* разрешает ЧИМ или работу с пропуском импульсов. Давая возможность системе накачки делать меньше переключений, когда выходной ток низкий, ток покоя, отбираемый от источника питания, минимизируется. Частота пульсирующей работы не ограничивается и может падать в суб-2-кГц-диапазон, когда нет нагрузки. Когда нагрузка увеличивается, частота импульсной работы повышается до тех пор, пока она не переходит к постоянной частоте. Фундаментальная частота переключений в *LM27762* составляет 2 МГц» [8]. Никаких зарегистрированных форм сигналов в [8] не приводится.

Из полученных в настоящей работе результатов следует, что переход в ШИМ-модуляцию при входном напряжении 5,5 В не наблюдается. Ни в каком режиме работы микросхемы в системе накачки заряда ЧИМ не используется. Везде частота цикла разряд – заряд составляет 2 МГц. При относительно малых токах нагрузки при любых значениях входных и выходных напряжений (исключая ситуации, когда входное напряжение превышает выходное на величину, меньшую падения напряжения на *LDO*) система накачки заряда работает в режиме пачки импульсов, в которой частота циклов разряд – заряд составляет 2 МГц. Количество импульсов в пачке зависит от тока нагрузки и верхнего и нижнего порога срабатывания системы регулирования, которая сравнивает напряжение обратной связи с опорным напряжением. Полученные результаты показывают, что разница между верхним и нижним порога-

ми срабатывания большая. В результатах для входного напряжения 3,5 В и выходного –1,8 В, показанных на рис. 3, при токах нагрузки 15 и 50 мА она составляет примерно 75 мВ. В результатах для входного напряжения 5,5 В и выходного –4,9 В, показанных на рис. 7, при токе нагрузки 15 мА она составляет примерно 125 мВ. При токе нагрузки 50 мА она составляет примерно 160 мВ. Это очень большие значения, но использование *LDO* после системы накачки заряда позволяет снизить пульсации выходного напряжения до малых значений порядка 18 мВ, что, несомненно, является большим достижением.

Необходимо отметить, что режим пачки импульсов при накачке заряда в случае малых токов нагрузки, по-видимому, впервые был применен компанией *Linear Technology* в преобразователе *LTC3245* [6, 7] и получил название *Burst Mode® Operation*. Применение пачки импульсов накачки при малых токах в [6] реализовано на основе совместного использования обычной системы регулирования накачки по верхнему и нижнему пределам совместно с контролем и регулированием заряда, переносимого за один цикл. Когда преобразователь *LTC3245* находится в *Burst Mode® Operation*, при легких нагрузках за один цикл переносится минимальное количество заряда. Регулировка тока заряда в пачке позволяет без использования *LDO* держать пульсации выходного в пределах 50 мВ.

Производитель микросхемы *LM27762* не называет алгоритм ее работы при малых токах режимом пачки, но из измерений авторов статьи следует, что в данной микросхеме используется именно такой режим. Однако пульсации напряжения на выходе из системы накачки заряда у *LM27762*, во-первых, много больше, чем у *LTC3245*, и, во-вторых, они зависят от тока нагрузки. Заряд, передаваемый за один цикл в режиме пачки, может зависеть от ряда факторов, в частности, от сопротивления ключей, характеристик использованных конденсаторов, величины напряжения на входе в инвертор и др. Поэтому контроль за количеством передаваемого заряда или за током при такой передаче является очень важным. По-видимому, в *LM27762* такого контроля нет. Здесь осущест-



вляется лишь постоянный контроль величины выходного напряжения. Именно этим можно объяснить полученные в настоящей работе и показанные на некоторых рисунках неполные последние циклы разряд – заряд (см. рис. 5, 6, 8).

Важным разделом, связанным с алгоритмом работы микросхемы *LM27762*, является ее переход при увеличении тока нагрузки от режима пачек к режиму накачки с постоянной тактовой частотой 2 МГц. Здесь возникают два вопроса. Первый – об условии перехода, а второй – о том, за счет чего поддерживается постоянное напряжение на выходе при увеличении тока нагрузки. Из полученных в настоящей работе результатов видно, как с увеличением тока нагрузки при работе в режиме пачек уменьшаются промежутки времени между пачками и система в режим постоянной частоты накачки переходит плавно.

Что касается поддержания постоянным напряжения на выходе в случае постоянной частоты накачки, то из зарегистрированных форм U_{out} видно, что с увеличением тока нагрузки амплитуда пульсаций этого напряжения лишь немного увеличивается. Здесь поддержание выходного напряжения постоянным обеспечивается за счет *LDO*. Когда запас по напряжению на входе *LDO* мал, как это было в режиме с $U_{in} = 5,0$ В и $U_{out} = -4,7$ В, с увеличением тока нагрузки выходное напряжение уменьшается.

В заключение необходимо отметить, что в статье отражены результаты первого этапа работы по экспериментальным исследованиям пульсаций двухполярных комбинированных *DC-DC* преобразователей с накачкой заряда. Этот этап относится к выработке напряжения отрицательной полярности. В дальнейшем предполагается получить необходимые результаты для вырабатываемого напряжения положительной полярности и провести достаточно полное моделирование работы преобразователя в целом.

Представленные в статье результаты исследований получены в рамках выполнения государственного задания Министерства образования и науки Российской Федерации

№ 8.5577.2017/8.9 на выполнение проекта по теме «Исследование шумовых характеристик и пульсаций микросхем мобильных источников вторичного электропитания».

Список литературы

1. Битюков В. К., Иванов А. А., Миронов А. В., Михневич Н. Г., Перфильев В. С., Петров В. А. Стенд для исследования характеристик микросхем источников вторичного электропитания с накачкой заряда // Российский технологический журнал. 2016. Т. 4. № 3. С. 37–52.
2. Битюков В. К., Иванов А. А., Миронов А. В., Михневич Н. Г., Перфильев В. С., Петров В. А. Исследование характеристик микросхем источников вторичного электропитания с накачкой заряда // Радиотехника. 2017. № 2. С. 126–134.
3. Битюков В. К., Миронов А. В., Михневич Н. Г., Петров В. А. Работа системы накачки заряда *DC-DC* преобразователя MAX1759 в режиме повышения напряжения // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 1. С. 48–59.
4. Битюков В. К., Петров В. А., Сотникова А. А. Работа системы накачки заряда *DC-DC* преобразователя MCP1253 в режиме понижения напряжения // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2018. № 1. С. 10–21.
5. Битюков В. К., Петров В. А., Сотникова А. А. Алгоритм работы микросхемы *DC-DC* преобразователя MCP1253 в режиме повышения напряжения // Радиотехника. 2018. № 9. С. 178–184.
6. Wide VIN Range, Low Noise, 250 mA Buck-Boost Charge-Pump LTC3245. Datasheet 3245fa // Linear Technology. 2013. Pp. 1–18.
7. Low Noise Dual Supply Inverting Charge Pump LTC3260. Datasheet 3260fa // Linear Technology. 2012. Pp. 1–19.
8. LM27762 Low-Noise Positive and Negative Output Integrated Charge Pump Plus *LDO*. Datasheet SNVSAF7B // Texas Instruments Incorporated. 2016 (Rev. 2017). Pp. 1–29.
9. Using the LM27762EVM Evaluation Module. User's Guide, SNVU534 // Texas Instruments Incorporated. 2016. Pp. 1–19.

Поступила 27.02.19



Битюков Владимир Ксенофонович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры телекоммуникаций и радиотехники федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «МИРЭА – Российский технологический университет», г. Москва.

Область научных интересов: физика и схемотехника устройств радиоэлектроники, методы и средства бесконтактного контроля их теплового состояния.

Петров Вадим Александрович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры телекоммуникаций и радиотехники федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «МИРЭА – Российский технологический университет», г. Москва.

Область научных интересов: мобильные источники вторичного электропитания, автоматизация экспериментальных исследований, теплофизические и терморadiационные характеристики материалов.

Сотникова Анастасия Александровна – студент федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «МИРЭА – Российский технологический университет», г. Москва.

Область научных интересов: мобильные источники вторичного электропитания.

Operation of an inverting *DC-DC* converter with charge pumping and *LDO* in the *LM27762* microcircuit

The paper focuses on the study of operation of an inverting *DC-DC* converter with charge pumping and *LDO*, which are the part of the combined bipolar secondary power supply *LM27762*. The measurements covered two modes amply included in the range of normalized parameters with input voltages equal to 3.5 and 5.5 V, and output voltages 1.8 and 4.9 V, respectively, as well as the mode with an input voltage of 5.0 V and an output voltage 4.7 V, with a difference in the input and output voltage not exceeding the normalized limit of the voltage drop across *LDO*. Pulsations of voltages were measured at various load currents from 15 to 250 mA at the positive and negative poles of the flying capacitor, at the output of the charge pumping system and, in the latter case, also at the output of the microcircuit. Based on the results obtained, it was shown for the first time how at low load currents up to about 100 mA the charge pumping system operates in the burst mode, and at higher currents, it operates in the charge pumping mode with a constant frequency.

Keywords: microcircuit, *DC-DC* converter, charge pumping, inverter, flying capacitor, *LDO*, burst mode, constant frequency mode.

Bitjukov Vladimir Ksenofontovich – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Department of Telecommunications and Radio Engineering, Federal State Budget Educational Institution of Higher Education “MIREA – Russian Technological University”, Moscow.

Science research interests: physics and circuit design of radio-electronic devices, methods and means of noncontact control of their thermal state.

Petrov Vadim Aleksandrovich – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Department of Telecommunications and Radio Engineering, Federal State Budget Educational Institution of Higher Education “MIREA – Russian Technological University”, Moscow.

Science research interests: mobile secondary power sources, automation of experimental studies, thermo-physical and thermo-radiation performance of materials.

Sotnikova Anastasiya Aleksandrovna – student, Federal State Budget Educational Institution of Higher Education “MIREA – Russian Technological University”, Moscow.

Science research interests: mobile secondary power sources.



УДК 666.3

Н. В. Жиренкина, М. А. Машковцев, Н. В. Обабков, И. Ф. Закиров

Изучение влияния свойств исходных порошков $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$ на свойства керамических изделий

Рассмотрена возможность формирования керамических изделий методом шликерного литья без стадии механического измельчения порошков. Исследовано влияние значения pH осаждения гидроксидов и проведения гидротермальной обработки на свойства порошков $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$, а также на механические свойства керамических изделий, изготовленных из синтезированных порошков $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$ без стадии помола. Показано, что на качество керамических изделий на основе оксида циркония в большей степени влияет удельная поверхность, а не размер частиц исходных порошков.

Ключевые слова: оксид циркония, порошки, осаждение, pH , удельная поверхность, керамические изделия, прочность на изгиб, шликерное литье.

Введение

Керамика на основе оксида циркония обладает рядом уникальных свойств, таких как низкая теплопроводность, высокий коэффициент термического расширения, высокая термостабильность, высокая прочность, трещиностойкость, термоударная прочность [1], и используется в качестве термозащитных покрытий, биосовместимых материалов, коррозионно-стойких материалов, электропроводящей керамики [2]. При формировании керамических изделий на основе оксида циркония широко применяется метод шликерного литья [3]. Приготовление шликера включает стадию помола порошков, которая является энерго- и трудозатратной, приводит к загрязнению порошка мелющими телами и к его потере. Для приготовления шликера по стандартной технологии требуется измельчать полученные порошки в шаровых мельницах до размера порядка 3–5 мкм. Поэтому важно изучать синтез порошков на основе оксида циркония субмикронного размера для изготовления керамических изделий методом шликерного литья без стадии механического измельчения порошков. Широко распространено получение порошков субмикронного размера золь-гель технологией [4, 5], но результаты синтезов сильно разнятся, поэтому необходимо было воспроизвести патенты и изучить влияние процессов гидролиза на свойства порошков. Сложность изучения этой проблемы заключается в большом количестве параметров, влияющих на

свойства частиц и на небольшой размер зародышей, образующихся на первых минутах синтеза [6, 7]. Оригинальность работы связана с изучением влияния таких параметров как значение pH осаждения и введения сульфат-ионов. Целью работы являлось исследование влияния условий синтеза на свойства получаемых порошков и керамических образцов.

Экспериментальная часть

В качестве исходных соединений использовали карбонат циркония $ZrCO_3$ и оксид иттрия Y_2O_3 . Соединения растворили в стехиометрическом количестве азотной кислоты, далее провели смешение приготовленных растворов в соотношении, необходимом для получения конечного продукта, содержащего 93 % ZrO_2 и 7 % Y_2O_3 по массе. Была определена оптимальная концентрация общего раствора после разбавления 150 г/л в пересчете на сумму оксидов.

Из раствора нитратов соответствующих металлов сформировали золь по технологии, детально описанной в патенте [5]: с помощью автоматической пипетки в раствор нитратов добавляли серную кислоту до достижения мольного соотношения $Zr^{4+}/SO_4^{2-} = 1/0,5$, полученный раствор нагревали на электрической плитке с термодатчиком до 60 °С. При этом образовывался золь белого цвета. Для стабилизации золь выдерживали при температуре 60 °С в течение 15 мин. В дальнейшем его использовали для осаждения гидратированных оксидов. В реактор при непрерывном перемешивании дозировали золь и водный раствор аммиака, постоянное значение pH в реакторе поддерживали равным 5 или 8 в зависимо-

© Жиренкина Н. В., Машковцев М. А., Обабков Н. В., Закиров И. Ф., 2019



сти от образца путем регулирования скорости приливания водного раствора аммиака. После осаждения значение pH реакционной среды по каплям доводили до 9 водным раствором аммиака. Затем часть образцов подвергали гидротермальной обработке в автоклаве при 130 °С. Все образцы сушили при температуре 120 °С и обжигали при 800 °С. Образцы, осажденные при $pH=5$ и $pH=8$, обозначены соответственно ZrY-5 и ZrY-8, а образцы с гидротермальной обработкой – ZrY-5go и ZrY-8go.

На следующем этапе готовили шликеры из полученных порошков без использования стадии механического измельчения. Для изготовления шликера брали 20 г порошка, 2 г волокна (Al_2O_3 – 50–56 %, ZrO_2 – 14–17 %, SiO_2 – 27–36 %, средний диаметр волокна 2–4 мкм), 40 г раствора 5 % парафина в бензине, все реагенты смешивали в стеклянном стакане, и проводили отгонку бензина при температуре 130 °С. Высушенную смесь засыпали в пресс-форму, нагретую до 60 °С, и прессовали при 5 МПа. Заготовки извлекали из пресс-формы, обжигали при 1200 °С в течение 1 ч, скорость нагрева заготовок составляла 4 °С в минуту. Из полученных заготовок вырезали образцы и проводили испытания на изгиб на разрывной машине [8].

Рентгенофазовый анализ образцов проводили на дифрактометре *XPertPro MPD* с твердотельным пиксельным детектором в излучении $Cu_{K\alpha}$ с использованием β -фильтра на вторичном пучке. ОКР (области когерентного рассеяния) определяли методом Шеррера по рефлексам в малых углах рассеяния (фактор формы $K = 0,9$).

Электронные фотографии образцов материалов были получены при использовании электронного растрового микроскопа *Carl*

Zeiss SIGMA VP в режиме высокого вакуума с применением *InLens* детектора. Ускоряющее напряжение составляло 2 кВ.

Характеристики удельной поверхности и пористости образцов определяли с помощью метода низкотемпературной адсорбции/десорбции азота на приборе *Quantachrome NOVA 1200E*. Изотермы адсорбции/десорбции всех исследуемых образцов получали в следующем диапазоне относительных давлений: 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,45; 0,5; 0,55; 0,6; 0,65; 0,7; 0,75; 0,8; 0,85; 0,9; 0,95; 0,98 и 0,99. Время предварительной дегазации образцов составляло 1 ч.

Гранулометрический состав порошков определяли методом лазерной дифракции на приборе *ANALYSETTE 22 NanoTec plus* компании *FRITSCH*. Измерение проводилось в водной среде, для дополнительного диспергирования частиц в процессе измерения использовали ультразвуковой генератор.

Плотность образцов определяли путем замера массы и геометрических размеров. Для определения открытой пористости проводили гидростатическое взвешивание образцов в воде.

Результаты и обсуждение

Рентгенофазовый анализ показал, что все синтезированные порошки являются твердыми растворами замещения тетрагональной структуры с эмпирической формулой, близкой к $Y_{0,08}Zr_{0,92}O_2$, отличающимися только размерами областей когерентного рассеивания (ОКР). Для образцов ZrY-8 и ZrY-8go обнаружены следовые количества ~7 % моноклинной фазы, в табл. 1 приведены размеры ОКР тетрагональной фазы для всех образцов. Для образца ZrY-8go характерен наименьший размер ОКР. Гидротермальная обработка приводит к уменьшению размеров ОКР, возможно, вследствие

Таблица 1

Свойства порошков $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$

Образец	Порошки				
	ОКР, Å	Средний размер частиц, $D_{ср}$, мкм	Удельная поверхность, m^2/g	Общая пористость, мл/г	Средний диаметр пор $D_{ср}$, Å
ZrY-8go	120	22,20	73,0	0,387	212
ZrY-8	185	15,40	38,5	0,268	278
ZrY-5go	230	3,16	44,4	0,082	73
ZrY-5	260	3,10	24,6	0,051	84

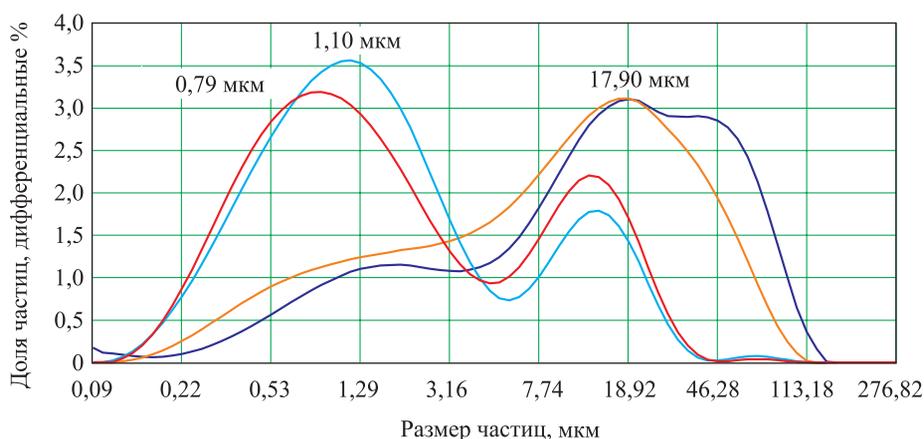


Рис. 1. Распределение частиц по размеру:
— ZrY-8go; — ZrY-8; — ZrY-5go; — ZrY-5

увеличения дефектности и пористости на границе кристаллитов.

Гранулометрический состав порошков показан на рис. 1. В табл. 1 приведен средний размер частиц (D_{cp}). Для всех образцов характерно бимодальное распределение частиц по размеру с первым пиком в области 1 мкм и со вторым пиком в области 10–18 мкм. Наименьшим средним диаметров обладают образцы, осажденные при $pH = 5$, что может быть связано с наличием поблизости изоэлектрической точки оксида циркония. Установлено, что гидротермальная обработка несущественно влияет на распределение частиц образцов по размерам. Наибольший средний диаметр частиц имеет образец ZrY-8go.

На рис. 2 представлены изотермы адсорбции и десорбции азота для всех образцов. По виду петель гистерезиса на изотермах можно определить форму пор. Для полученных образцов характерны поры цилиндрической формы, однако в образце ZrY-5 присутствуют щелевидные поры [9]. Параметры поверхности и пористости образцов приведены в табл. 1. Образец ZrY-8go имеет наибольшую удельную поверхность, пористость и диаметр пор. Вероятно, pH осаждения наиболее сильно влияет на размеры ОКР и параметры пористости: осаждение при высоком значении pH обуславливает высокую степень пересыщения в месте падения капли, а также высокую специфическую адсорбцию гидроксил-ионов на поверхно-

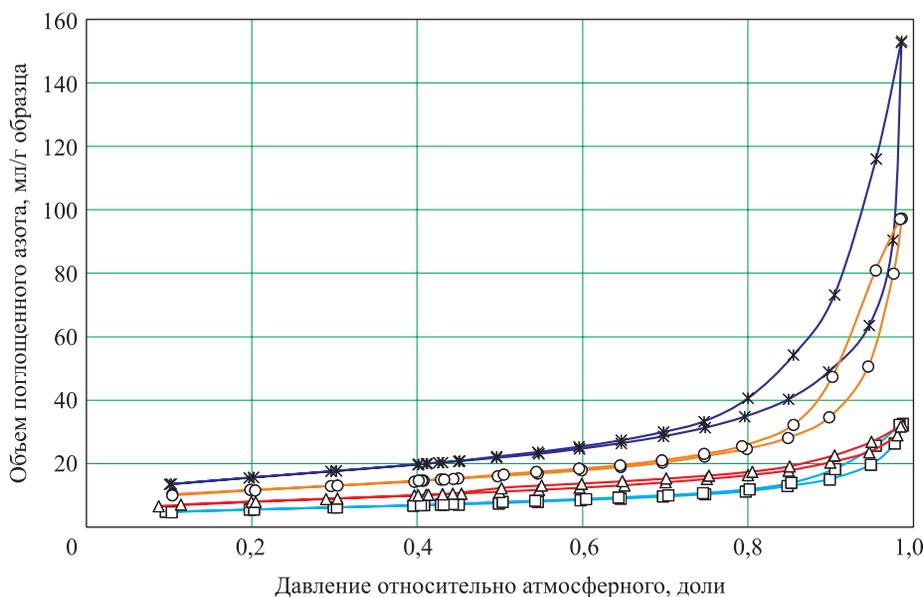


Рис. 2. Изотермы адсорбции/десорбции образцов:
—*— ZrY-8go; —o— ZrY-8; —□— ZrY-5go; —△— ZrY-5

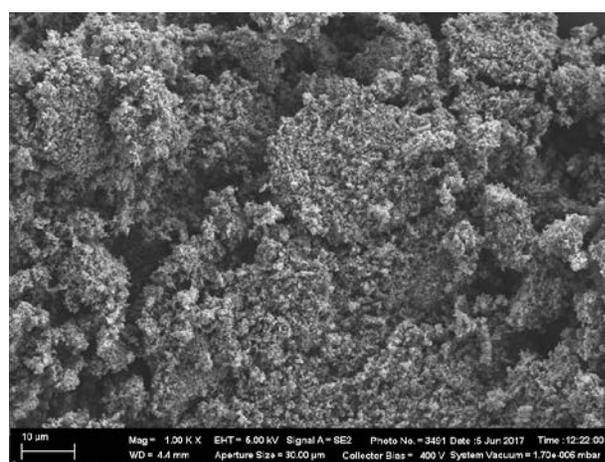


сти образующихся частиц, что предотвращает процессы рекристаллизации частиц гидратированных оксидов в процессе осаждения и гидротермальной обработки и приводит к формированию частиц с низким размером ОКР и с высокоразвитой пористостью. Осаждение при $pH = 5$ обуславливает снижение степени пересыщения в месте падения капли, а также уменьшение специфической адсорбции гидроксил-ионов, что приводит к интенсификации процессов рекристаллизационного роста частиц в процессе осаждения и к конечному увеличению размеров ОКР.

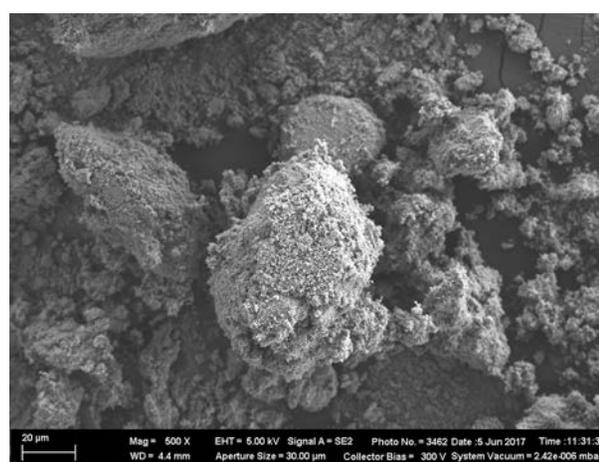
На рис. 3 приведены электронные фотографии образцов $ZrY-5go$ и $ZrY-5$. На фотографиях видно, что оба образца представляют собой слабосвязанные агрегаты, состоящие из частиц, имеющих близкую к сферической форму и размер порядка 25 нм, что согласуется со

значением размеров ОКР, полученных из данных рентгенофазового анализа. Для образца $ZrY-5go$ характерна меньшая плотность агрегирования первичных частиц, что согласуется с большим значением удельной поверхности и пористости этого образца по сравнению с образцом $ZrY-5$. Вероятно, введение стадии гидротермальной обработки приводит к снижению избыточной поверхностной энергии за счет процессов плавной дегидратации и рекристаллизации.

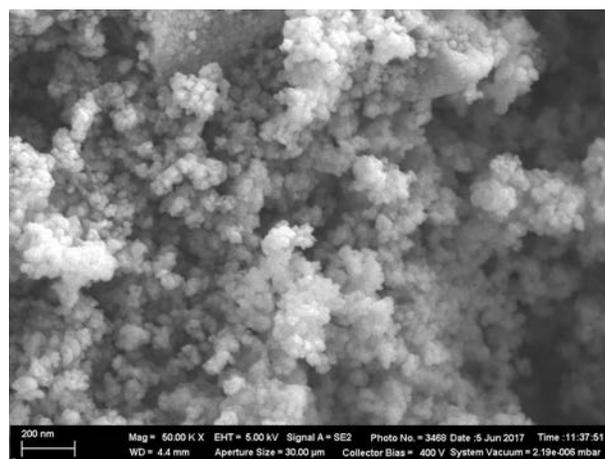
На рис. 4 представлены электронные фотографии образцов $ZrY-8go$ и $ZrY-8$. Для образца $ZrY-8go$ наблюдаются агрегаты осколочной формы, которые состоят из первичных частиц, частицы имеют достаточно плотную упаковку и их размер существенно ниже, чем у предыдущих образцов, что согласуется со значением размера ОКР 120 Å, полученным



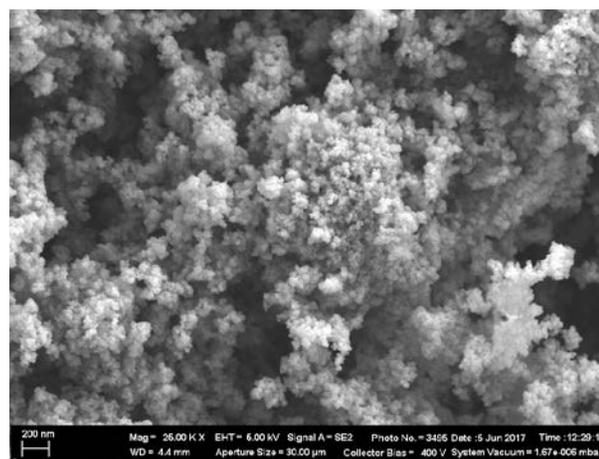
а



б

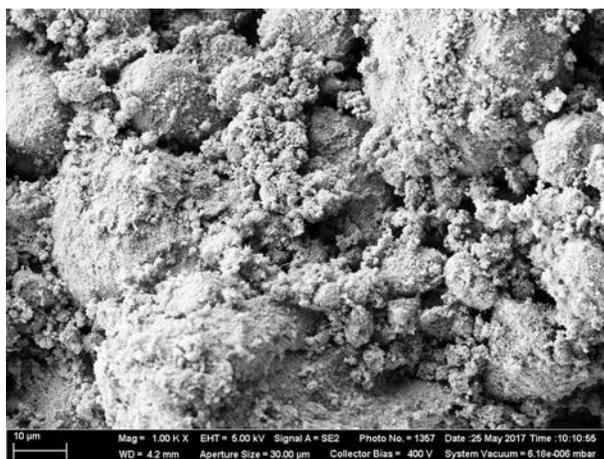


в

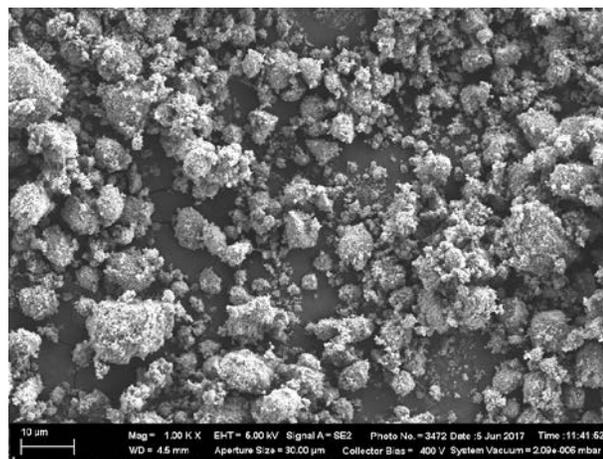


г

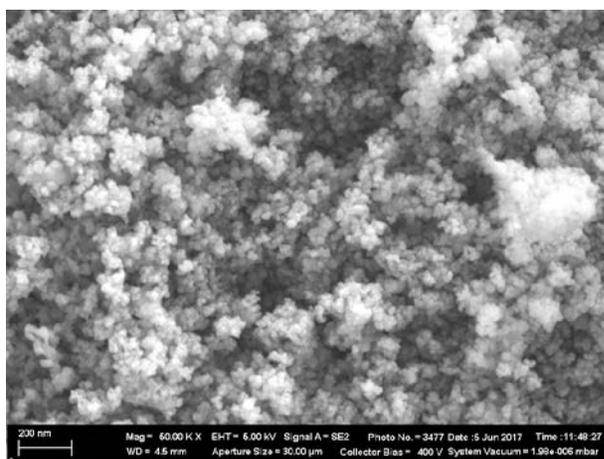
Рис. 3. Электронные фотографии образцов:
а, г – $ZrY-5go$; б, в – $ZrY-5$



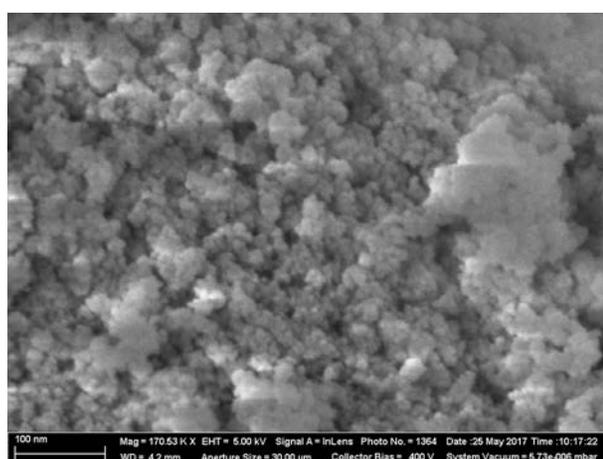
а



б



в



г

Рис. 4. Электронные фотографии образцов:
а, г – ZrY-8go; б, в – ZrY-8

из данных рентгенофазового анализа. Образец обладает наибольшей удельной поверхностью и наименьшим размером ОКР, что провоцирует сильное агрегирование частиц. На рис. 4 показано, что размер первичных частиц у образца ZrY-8 больше, чем у образца с гидротермальной обработкой, что согласуется с данными рентгенофазового анализа.

Параметры композитов, полученных из синтезированных порошков, приведены в табл. 2. Керамическое изделие из образца ZrY-8 развалилось, и не удалось измерить его свойства, предположительно, ввиду большого размера частиц, относительно низкой удельной поверхности, достаточно высокой пористости. Керамический образец в процессе обжига, не обладая развитой поверхностью, недостаточно сильно связался между собой, претерпел сильную усадку, вероятно, вследствие этого

он распался. Для всех исследованных керамических образцов характерны низкие значения предела прочности на изгиб по сравнению с образцами, получаемыми по традиционной технологии. Вероятно, что в процессе помола осуществляется не только механическое измельчение, но и механохимическая активация поверхности образцов, за счет чего происходит лучшее спекание. Так, композит ZrY-8go характеризуется самой высокой плотностью и

Таблица 2

Свойства керамических изделий

Образец	Керамические изделия		
	Плотность, г/см ³	Открытая пористость, %	Предел прочности на изгиб, МПа
ZrY-8go	3,3	35,2	18
ZrY-5go	2,9	34,3	13
ZrY-5	2,3	38,8	5



пределом прочности на изгиб на уровне только 18 МПа. Вероятно, за счет высокой пористости и удельной поверхности порошка частицы эффективно спекаются даже без дополнительной механохимической активации.

У композитов ZrY–5 и ZrY–5go все механические характеристики ниже, чем у композита ZrY–8go, причем наблюдается тенденция роста плотности и предела прочности композитов с ростом удельной поверхности исходных порошковых материалов и снижением размера ОКР. Возможно, введение операции предварительного диспергирования порошков стабилизированного иттрием диоксида циркония в бисерной или коллоидной мельнице приведет к существенному улучшению механических свойств композитов, получаемых при использовании технологии шликерного литья.

Заключение

В работе проведен синтез порошков ZrO₂–(7 %) Y₂O₃ в различных условиях. Удалось синтезировать высокодисперсные порошки без дополнительного измельчения с пиком распределения частиц размером менее 1 мкм. Из полученных порошков без помола синтезированы керамические композиты методом шликерного литья, исследованы свойства порошков и спеченных изделий. Выявлено, что склонность порошков к спеканию в первую очередь определяют их удельная поверхность и пористость, а не размер частиц исходных порошков. Для улучшения механических свойств композитов необходимо ввести стадию дополнительной механохимической активации поверхности порошков.

Список литературы

1. Navin Ch., Deepesh K. S., Meenakshi Sh. et al. Synthesis and characterization of nano-sized zirconia powder synthesized by single emulsion-assisted direct precipitation // Journal of

Colloid and Interface Science. 2010. No. 342. Pp. 327–332.

2. Khorramie S. A., Baghchesara M. A., Lotfil Sh., Moradi D. et al. Synthesis of ZrO₂ nanoparticle by combination of sol-gel auto-combustion method- irradiation technique, and preparation of Al–ZrO₂ metal matrix composites // International Journal of Nano Dimension. 2012. No. 4. Pp. 261–267.

3. А. П. Гаришин, В. М. Гропянов, Г. П. Зайцев и др. Керамика для машиностроения. М.: Научтехлитиздат, 2003. С. 121–131.

4. Manufacturing method for zirconia/ceria-based composite oxide: pat. JP2003137550 / I. T. Yasuhide, N. Colin, E. Gavin, Ch. Ian. Published 14.05.2003. 8 p.

5. Zirconium oxide, precursor of the same and method for producing them: pat. JP2010143813 / I. I. Naoki, S. Mineo, K. Kazuyuk, S. Yasuhiro. Published 01.07.2010. 12 p.

6. Zhirenkina N. V., Mashkovtsev M. A., Obabkov N. V. et al. The effect of addition of SO₄ 2-ions on the properties of ZrO₂–(7 %) Y₂O₃ powders obtained by hydroxide precipitation // AIP Conference Proceedings. 2018. № 1886. С. 020047-1–020047-5.

7. Zhirenkina N. V., Mashkovtsev M. A., Bereskina P. A. et al. The effect of preliminary hydrolysis on the properties of ZrO₂–(7 %) Y₂O₃ powders prepared by hydroxide precipitation // AIP Conference Proceedings. 2017. № 2015. С. 020125-1–020125-6.

8. ГОСТ Р 56805–2015. Композиты полимерные. Методы определения механических характеристик при изгибе. М.: Стандартинформ, 2016. 15 с.

9. Broekhoff J. C. P. Mesopore determination from nitrogen sorption isotherms: Fundamentals, scope, limitations // Studies in surface science and catalysis. 1979. Vol. 3. Pp. 663–684.

Поступила 21.03.18

Жиренкина Нина Валерьевна – аспирант федерального государственного автономного профессионального учреждения высшего профессионального образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, Физико-технологический институт» кафедры «Редкие металлы и наноматериалы», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: оксидные керамические материалы и наноматериалы.



Машковцев Максим Алексеевич – кандидат химических наук, доцент федерального государственного автономного профессионального учреждения высшего профессионального образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, Физико-технологический институт» кафедры «Редкие металлы и наноматериалы», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: оксидные керамические материалы и наноматериалы.

Обабков Николай Васильевич – доктор технических наук, доцент, профессор федерального государственного автономного профессионального учреждения высшего профессионального образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, Физико-технологический институт» кафедры «Редкие металлы и наноматериалы», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: оксидные керамические материалы и наноматериалы.

Закиров Ильсур Фларитович – инженер 2-й категории кафедры «Редкие металлы и наноматериалы» Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Studying the influence of properties of initial $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$ powders on properties of ceramic products

The paper focuses on the possibility of forming ceramic products by the method of slip casting without the stage of mechanical grinding of powders. We studied the influence of pH value of hydroxides precipitation and hydrothermal treatment on the properties of $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$ powders, and on the mechanical properties of ceramic products made from synthesized $ZrO_2-(7\%)Y_2O_3$ powders without a grinding stage. Findings of research show that the quality of ceramic products based on zirconium oxide is more influenced by the specific surface area, rather than the particle size of the initial powders.

Keywords: zirconium oxide, powders, precipitation, pH, specific surface, ceramic products, bending strength, slip casting.

Zhirenkina Nina Valer'evna – post-graduate student, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Professional Education “Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin”, Institute of Physics and Technology, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ekaterinburg.

Science research interests: oxide ceramic materials and nanomaterials.

Mashkovtsev Maksim Alekseevich – Candidate of Chemical Sciences, Associate Professor, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Professional Education “Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin”, Institute of Physics and Technology, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ekaterinburg.

Science research interests: oxide ceramic materials and nanomaterials.

Obabkov Nikolay Vasil'evich – Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Professor, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Professional Education “Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin”, Institute of Physics and Technology, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ekaterinburg.

Science research interests: oxide ceramic materials and nanomaterials.

Zakirov Isur Flaritovich – second category engineer, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin”, Ekaterinburg.

Science research interests: high-temperature ceramics and composite materials.



$$\mathbf{V}(\mathbf{r}) = \begin{cases} \frac{\Gamma}{4\pi} c_v \mathbf{a}_v, & R \geq \varepsilon, \\ \frac{\Gamma}{4\pi \varepsilon} c_\varepsilon \mathbf{a}_\varepsilon, & R < \varepsilon, \\ 0, & R = 0, \end{cases} \quad (2)$$

где $\mathbf{a}_\varepsilon = \mathbf{h}(\mathbf{r}_\varepsilon - \mathbf{r}_0)$;

$$c_\varepsilon = |\mathbf{a}_\varepsilon|^{-2} \left[\left(\frac{\mathbf{r}_\varepsilon - \mathbf{r}_0 + \mathbf{h}}{|\mathbf{r}_\varepsilon - \mathbf{r}_0 + \mathbf{h}|} - \frac{\mathbf{r}_\varepsilon - \mathbf{r}_0 - \mathbf{h}}{|\mathbf{r}_\varepsilon - \mathbf{r}_0 - \mathbf{h}|} \right) \mathbf{h} \right];$$

$$\mathbf{r}_\varepsilon = \mathbf{r} - \left(\frac{\varepsilon}{R} - 1 \right) \left(\mathbf{h} \frac{\mathbf{s}_0 \mathbf{h}}{h^2} - \mathbf{s}_0 \right);$$

$$R = \frac{|\mathbf{h} \mathbf{s}_0|}{|\mathbf{h}|}.$$

Уравнения движения вихревого отрезка

Так как все точки вихревого элемента движутся со скоростью потока в данной точке, то к любой его точке применимо следующее уравнение:

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{r}). \quad (3)$$

Записав это уравнение применительно к центру отрезка \mathbf{r}_0 и к концу отрезка \mathbf{r}_1 , можно получить систему уравнений, описывающую динамику движения вихревого отрезка с точностью $o(\mathbf{h})$:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}_0}{dt} &= \mathbf{V}(\mathbf{r}_0, t) \\ \frac{d\mathbf{h}}{dt} &= \mathbf{B}(\mathbf{r}_0) \mathbf{h} \end{aligned} \right\}; \quad (4)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{r}_0) = \begin{pmatrix} \frac{\partial V_x}{\partial x}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_x}{\partial y}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_x}{\partial z}(\mathbf{r}_0) \\ \frac{\partial V_y}{\partial x}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_y}{\partial y}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_y}{\partial z}(\mathbf{r}_0) \\ \frac{\partial V_z}{\partial x}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_z}{\partial y}(\mathbf{r}_0) & \frac{\partial V_z}{\partial z}(\mathbf{r}_0) \end{pmatrix},$$

где $\mathbf{B}(\mathbf{r}_0)$ – тензор деформации вихревого отрезка [2].

$\mathbf{V}(\mathbf{r})$ – поле скорости в точке \mathbf{r} , которое является векторной суммой скорости потока \mathbf{V}_∞ и полей скорости, индуцируемых всеми N вихревыми элементами, имеющимися в потоке

$$\sum_{i=1}^N \mathbf{V}_i, \text{ т. е. } \mathbf{V}(\mathbf{r}_0) = \mathbf{V}_\infty + \sum_{i=1}^N \mathbf{V}_i(\mathbf{r}_0).$$

Аналогично $\mathbf{B}(\mathbf{r}_0) = \sum_{i=1}^N \mathbf{B}_i(\mathbf{r}_0)$, где $\mathbf{B}_i(\mathbf{r}_0)$ –

тензор деформации i -го вихревого отрезка. Для компонент тензора $\mathbf{B}_i(\mathbf{r})$ от одного вихревого отрезка в произвольной точке пространства имеется аналитическая формула:

$$\mathbf{B}_{mn}(\mathbf{r}) = \begin{cases} \frac{\Gamma}{4\pi} \left(\frac{\partial c_v}{\partial p_n} (\mathbf{a}_v)_m + c_v \frac{\partial (\mathbf{a}_v)_m}{\partial p_n} \right), & R \geq \varepsilon, \\ \frac{R}{\varepsilon} B_{mn}(\mathbf{r}_\mu), & R < \varepsilon, \\ 0, & R = 0, \end{cases} \quad (5)$$

где $\frac{\partial (\mathbf{a}_v)_m}{\partial p_n} = \varepsilon_{mkn} (\mathbf{h})_k$;

$$\frac{\partial c_v}{\partial p_n} = |\mathbf{a}_v|^{-2} \left[\left(\frac{1}{|\mathbf{s}_2|} - \frac{1}{|\mathbf{s}_1|} + 2c_v(\mathbf{s}_0, \mathbf{h}) \right) (\mathbf{h})_n - \left(\frac{(\mathbf{s}_2)_n \mathbf{s}_2}{|\mathbf{s}_2|^3} - \frac{(\mathbf{s}_1)_n \mathbf{s}_1}{|\mathbf{s}_1|^3} + 2c_v(\mathbf{s}_0)_n \mathbf{h} \right) \mathbf{h} \right].$$

Интегрирование уравнений движения динамики в реализованном программном комплексе выполняется с помощью метода Эйлера. Использование схем более высокого порядка с целью получения более точного решения не имеет смысла, так как формулы динамики вихревого отрезка выведены с точностью $o(\mathbf{h})$.

Вихревые рамки

Вихревая рамка представляет собой замкнутую систему вихревых отрезков. В работе используются два вида рамок (рис. 2, 3).

Четырехугольная рамка задается координатами своих четырех вершин: \mathbf{r}_{01} , \mathbf{r}_{11} , \mathbf{r}_{21} , \mathbf{r}_{31} .

Правильная многоугольная рамка характеризуется координатами своего центра \mathbf{r}_0 , ко-

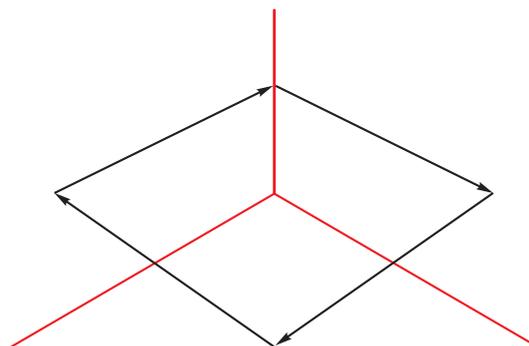


Рис. 2. Пример четырехугольной рамки

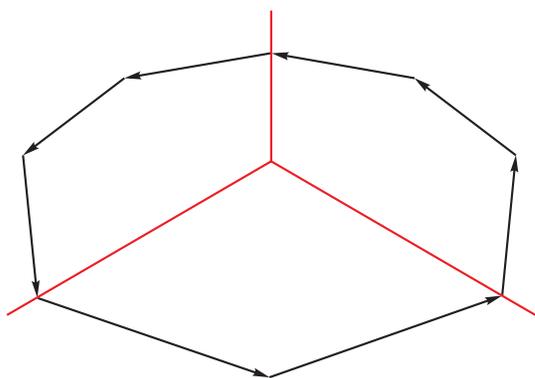


Рис. 3. Пример восьмиугольной рамки

ординатами двух своих вершин r_{01}, r_{11} и числом N отрезков, составляющих рамку.

Разбиение тела на рамки

Для расчета обтекаемое тело аппроксимируется многогранником, поверхность которого состоит из вихревых рамок двух вышеупомянутых типов. В обоих полюсах тела располагаются правильные многоугольные рамки. Остальные участки покрываются с помощью четырехугольных рамок (рис. 4). Точками обозначены центры вихревых отрезков, сошедших в поток с поверхности тела.

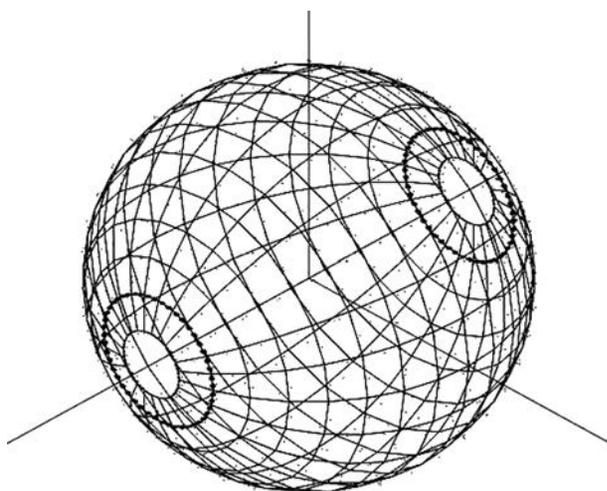


Рис. 4. Пример разбиения сферы с помощью вихревых рамок

Поля V и B , индуцируемые рамкой в произвольной точке пространства являются суммами полей V и B , создаваемых каждым отрезком, входящим в рамку.

Алгоритм подготовки к расчету

Подготовка к расчету совершается согласно представленному ниже алгоритму.

1. Выполнение алгоритма «разбиение тела», после чего имеются совокупность вихревых рамок, аппроксимирующих тело, совокупность контрольных точек K_i , точек вычисления давления K_i^p , нормаль поверхности n_i и площадей рамок S_i . Разбиение тела однозначно определяется числами N_L – количество разбиений вдоль образующей, N_ϕ – количество разбиений по углу относительно оси симметрии, n^p – высота, на которую приподняты точки вычисления давлений относительно контрольных точек, а также формой образующей:

$$K_i^p = K_i + n^p n_i. \quad (6)$$

Под образующей имеется в виду кривая, путем вращения которой относительно оси получается тело вращения.

2. Вычисление матрицы A . Элемент матрицы $A_{ij} = (Q_j(K_i), n_i)$, где $Q_j(K_i)$ – проекция вектора скорости, создаваемой j -й рамкой с единичной циркуляцией в контрольной точке K_i на нормаль n_i к этой рамке. При вычислении матрицы для рамок полагается $\varepsilon = 0$.

3. Вычисление матрицы A^{-1} один раз в начале расчета.

Алгоритм одного шага расчета

Один шаг расчета выполняется в представленной ниже последовательности.

1. Вычисление столбца правых частей системы $A\Gamma = b$:

$$b_i = (V(K_i), n_i), \quad (7)$$

где $V(K_i)$ – скорость, индуцируемая всеми свободными вихревыми элементами и набегающим потоком в K_i .

2. Нахождение циркуляций рамок, рожденных на данном шаге на поверхности тела, по формуле:

$$\Gamma = A^{-1}b. \quad (8)$$

3. Выполнение процедур:

П1 – подъем рамок и их расформирование. Образовавшиеся на текущем шаге рамки поднимаются на высоту δ_{up} над поверхностью, после чего «разбираются» на составляющие их отрезки и пополняют вихревой след;

П2 – объединение соседних отрезков из рамок. Аналогична процедуре П8 (приведена



ниже), но выполняется только для вихревых элементов, рожденных на текущем шаге расчета;

ПЗ – уничтожение отрезков малой интенсивности. Если существует вихревой элемент со значением интенсивности $|\Gamma| < \Gamma_{\min}$, то такой вихревой элемент удаляется из расчета.

4. Расчет давлений в контрольных точках и вычисление гидродинамических сил и коэффициентов.

Давление в произвольной точке пространства \mathbf{r} вычисляется с помощью обобщенного интеграла Коши – Лагранжа [3]. Сила, действующая на тело, рассчитывается путем суммирования сил, действующих на каждую панель тела:

$$\mathbf{R} = -\sum_i p(\mathbf{K}_i^p) S_i \mathbf{n}_i. \quad (9)$$

5. Численное интегрирование системы (4) методом Эйлера первого порядка с шагом τ .

Для каждого вихревого элемента вычисляется новое положение его центра \mathbf{r}_0 и новое значение направляющего вектора \mathbf{h} :

$$\begin{aligned} (\mathbf{r}_0)_k^{n+1} &= (\mathbf{r}_0)_k^n + \mathbf{V}(\mathbf{r}_0)_k \tau; \\ \mathbf{h}_k^{n+1} &= \mathbf{h}_k^n + \mathbf{B}(\mathbf{r}_0)_k \mathbf{h}_k^n \tau, \end{aligned} \quad (10)$$

где n – номер шага расчета;

k – номер вихревого элемента.

6. Выполнение следующих процедур:

П4 – возвращение в поток вихревых элементов, попавших внутрь тела. Вихревой элемент, попавший внутрь тела, возвращается в поток путем симметричного отражения относительно поверхности тела;

П5 – удаление вихревых элементов, расположенных далеко от тела. Если расстояние от некоторого вихревого элемента до центра тела превышает L_{\max} , то вихревой элемент удаляется из расчета, так как его влияние на тело незначительно;

П6 – контроль приращения \mathbf{h} и поворота вихревого элемента. Если для некоторого вихревого элемента приращение длины направляющего вектора \mathbf{h} за один шаг превышает ε_Δ , то приращение направляющего вектора на данном шаге обнуляется. Если для некоторого вихревого элемента угол поворота направля-

ющего вектора \mathbf{h} относительно оси за один шаг превышает φ_{\max} , то приращение направляющего вектора на данном шаге обнуляется;

П7 – разворот отрезков параллельно поверхности в слое толщиной H над поверхностью. Вихревые элементы, расстояние до поверхности для которых $\rho < H$, претерпевают следующее изменение: направляющий вектор \mathbf{h} разворачивается параллельно поверхности тела при неизменной длине вихревого элемента;

П8 – объединение близких вихревых элементов. Объединяются элементы, расстояние между центрами которых меньше, чем ε^* и $|\cos(\alpha)| > \varepsilon^{**}$, где α – угол между направляющими векторами \mathbf{h} вихревых элементов.

На практике матрица \mathbf{A} оказывается близкой к вырожденной. Во избежание вычислительных проблем вводят регуляризующую переменную, после чего система приобретает вид

$$\begin{pmatrix} (\mathbf{Q}_1(\mathbf{K}_1), \mathbf{n}_1) & (\mathbf{Q}_2(\mathbf{K}_1), \mathbf{n}_1) & \dots & (\mathbf{Q}_N(\mathbf{K}_1), \mathbf{n}_1) & 1 \\ (\mathbf{Q}_1(\mathbf{K}_2), \mathbf{n}_2) & (\mathbf{Q}_2(\mathbf{K}_2), \mathbf{n}_2) & \dots & (\mathbf{Q}_N(\mathbf{K}_2), \mathbf{n}_2) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & 1 \\ (\mathbf{Q}_1(\mathbf{K}_N), \mathbf{n}_N) & (\mathbf{Q}_2(\mathbf{K}_N), \mathbf{n}_N) & \dots & (\mathbf{Q}_N(\mathbf{K}_N), \mathbf{n}_N) & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \\ R \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\mathbf{V}(\mathbf{K}_1), \mathbf{n}_1) \\ (\mathbf{V}(\mathbf{K}_2), \mathbf{n}_2) \\ \vdots \\ (\mathbf{V}(\mathbf{K}_N), \mathbf{n}_N) \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Таким образом, результаты расчета определяются следующими параметрами:

$$N_L, N_\varphi, \varepsilon, \tau, \varepsilon_\Delta, \varphi_{\max}, \varepsilon^*, \varepsilon^{**}, n^p, \delta_{\text{up}}, H, L_{\max}, \Gamma_{\min}.$$

Методика выбора параметров расчета

Исходя из проведенных вычислительных экспериментов и их сопоставления с экспериментальными данными, была составлена методика подбора параметров.

N_L является свободным параметром, а N_φ подбирается таким образом, чтобы размеры получающихся при разбиении тела рамок были как можно более одинаковы.

Параметр ε выбирается, как правило, равным примерно половине среднего разме-



ра рамок на поверхности тела. Малое значение ε , как уже упоминалось, может привести к неустойчивости расчета, а большое хотя и увеличивает устойчивость и сглаживает поле скорости, но приводит к нарушению граничных условий в контрольных точках.

Шаг интегрирования τ должен быть сопоставим со временем прохождения вихревым элементом расстояния, равного характерному размеру рамки \bar{L} , т. е. $\tau \sim \frac{\bar{L}}{V_\infty}$.

Поворот вихревого отрезка и приращение его длины за один шаг интегрирования не должен быть слишком большим. Значения $\varphi_{\max} = \frac{\pi}{12}$ и $\varepsilon_\Delta = 0,05\bar{L}$ показали хорошие результаты в модельной задаче перезамыкания вихревых колец.

Значение параметра разворота H составляет примерно половину характерного размера рамки. Разворот вихревых отрезков вблизи тела предотвращает возникновение циркуляции поля скорости внутри тела.

Значение L_{\max} , при котором влияние вихревых элементов на тело можно не учитывать, выбирается, как правило, равным 5–10 характерным размерам тела.

Разработка программного комплекса

Программный комплекс, реализующий данный алгоритм, выполнен с использованием кроссплатформенного фреймворка *Qt*, что обеспечивает его функционирование в большинстве существующих операционных систем. В созданном программном комплексе параллельные вычисления осуществляется с помощью высокоуровневого *API QtConcurrent*. Картина расчета визуализируется с помощью библиотеки *OpenGL* в режиме реального времени и представляет собой 3D-отображение сетки из рамок на поверхности тела и вихревых элементов. Результаты расчета сохраняются в формате, пригодном для обработки постпроцессором *ParaView*.

Результаты расчета

Расчет останавливается по достижении заданного числа итераций. Число итераций было принято равным $N_{steps} = 400$ для всех расчетов.

В ходе работы исследовалась зависимость значений коэффициента сопротивле-

ния сферы C_x , а также распределения давления вдоль образующей $C_p(\theta)$ в зависимости от основных параметров расчета. Сравнение расчетных данных с экспериментальными осуществлялось с использованием книги [4], в которой приведены экспериментальные данные стационарных значений коэффициента C_x сферы для различных чисел Re .

На рис. 5 приведен график среднего распределения давления $\bar{C}_p(\theta)$ за последние 200 шагов, а на рис. 6 отображены значения C_x за тот же временной промежуток. Расчет был проведен со следующими значениями параметров:

$$N_L = 50, N_\varphi = 40, \varepsilon = 0,04 \text{ м}, \tau = 0,0785 \text{ с},$$

$$\varepsilon_\Delta = 0,003, \varphi_{\max} = \frac{\pi}{12}, \varepsilon^* = 0,028 \text{ м}, \varepsilon^{**} = 0,9,$$

$$n^p = 0,039 \text{ м}, \delta_{up} = 0,00785 \text{ м}, H = 0,0785 \text{ м},$$

$$L_{\max} = 10 \text{ м}, \Gamma_{\min} = 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}.$$

Средняя длина панели для такого разбиения оказалась равной $\Delta L = 0,06 \text{ м}$.

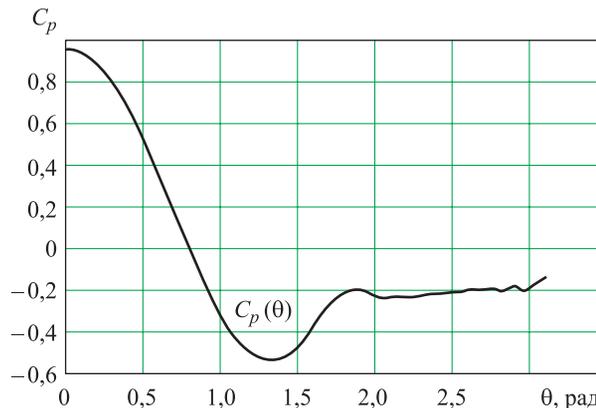


Рис. 5. График среднего распределения давления

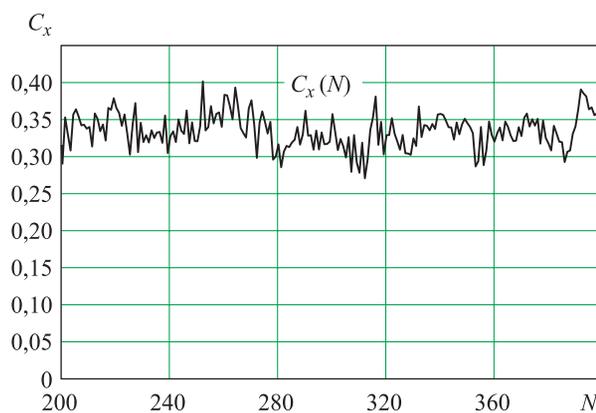


Рис. 6. Коэффициент сопротивления в зависимости от номера шага расчета



Среднее значение коэффициента сопротивления за последние 200 шагов оказалось равным $\bar{C}_x = 0,33$. Из сопоставления с результатами эксперимента [4] можно сделать вывод, что обтекание с данными параметрами соответствует числу Рейнольдса $Re = (2...5) \cdot 10^5$. На рис. 7 приведена визуализация картины вихревого следа на последнем шаге расчета. К этому моменту расчета в следе было 18 876 вихревых элементов.



Рис. 7. Картина вихревого следа на последнем шаге расчета

Исследование влияния параметров производилось следующим образом. Относительно вышеуказанных значений изменялось ε в пределах от 0,02 до 0,1 при неизменных значениях остальных величин. На рис. 8 приведен график зависимости среднего значения коэффициента сопротивления за последние 200 шагов расчета $\bar{C}_x(\bar{\varepsilon})$, где $\bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon}{\Delta L}$. Аналогичным образом исследовалось влияние параметра n^p , который варьировался в пределах от 0 до 0,1 м. На рис. 9 показан график зависимости $\bar{C}_x(\bar{n}^p)$, где $\bar{n}^p = \frac{n^p}{\Delta L}$. Также приведено распределение давления при разной высоте точек вычисления давления над поверхностью n^p (рис. 10). На рис. 11 представлено распре-

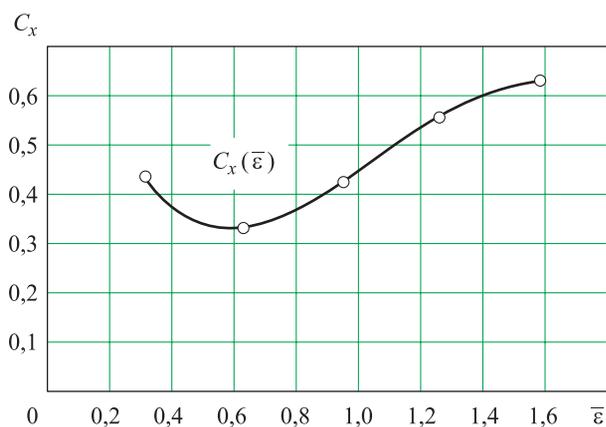


Рис. 8. Среднее значение коэффициента сопротивления в зависимости от $\bar{\varepsilon}$

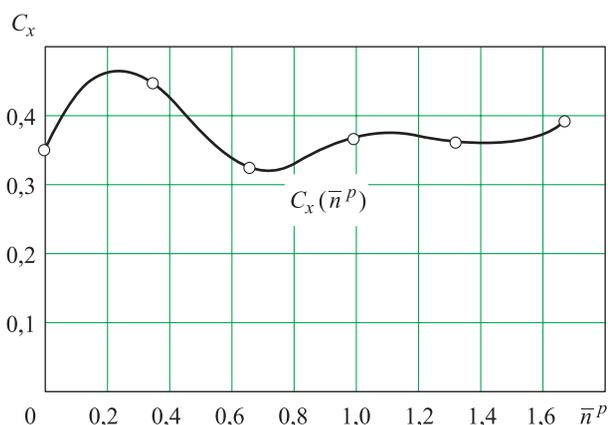


Рис. 9. Среднее значение коэффициента сопротивления от высоты подъема точек вычисления давлений

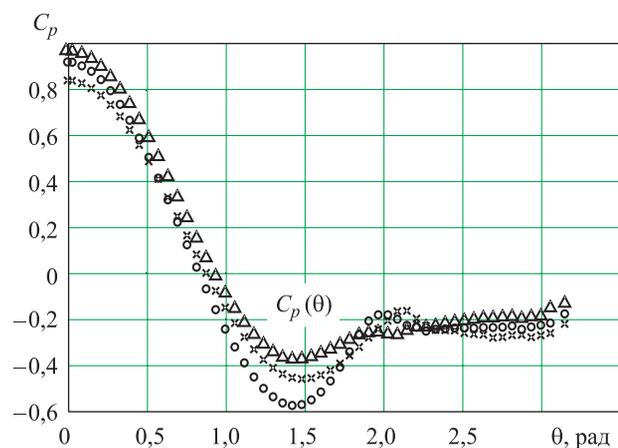


Рис. 10. Распределение давления для различных значений параметра n^p :

$\Delta - n^p = 0,02$ м; $\circ - n^p = 0,04$ м; $\times - n^p = 0,1$ м

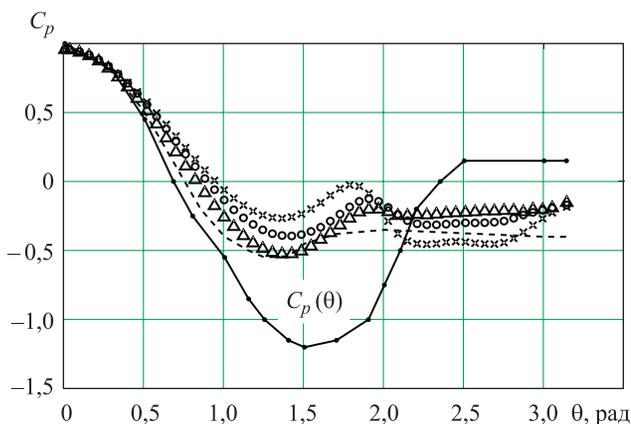


Рис. 11. Распределение давления для различных значений параметра ε :

$\Delta - \varepsilon = 0,04$ м; $\circ - \varepsilon = 0,06$ м; $\times - \varepsilon = 0,08$ м;
 --- $Re = 10^4$ (экспериментальные данные);
 — $Re = 10^6$ (экспериментальные данные)



деление давления при различных значениях параметра ε . На том же графике изображены экспериментальные распределения давления, соответствующие $Re = 10^4$ (штриховая линия) и $Re = 10^6$ (сплошная линия).

Заключение

На основе существующих статей [1, 2] по данному методу были разработаны алгоритмы для расчета нестационарных аэродинамических характеристик тел вращения и создан программный комплекс, реализующий этот алгоритм. В настоящей статье продемонстрированы результаты расчета методом вихревых элементов.

Достоинства метода вихревых элементов:

- гораздо более высокая производительность по сравнению с сеточными методами;
- возможность распараллеливания большинства процедур метода;
- отсутствие необходимости построения пространственной расчетной сетки;
- отсутствие схемной вязкости.

Недостатки метода вихревых элементов:

- ограниченная область применения по числу Маха ($M < 0,3 \dots 0,4$);

• несколько более низкая точность результатов расчетов по сравнению с сеточными методами.

Список литературы

1. Щеглов Г. А. Модификация метода вихревых элементов для расчета аэродинамических характеристик гладких тел // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2009. № 2. С. 26–36.
2. *Marchevsky I. K., Scheglov G. A.* 3D Vortex structures dynamics simulation using vortex fragmentons. URL: https://www.researchgate.net/publication/286939552_3D_vortex_structures_dynamics_simulation_using_vortex_fragmentons (дата обращения 10.12.2018).
3. Андронов П. Р., Гувернюк С. В., Дынникова Г. Я. Вихревые методы расчета нестационарных гидродинамических нагрузок. М.: Изд-во МГУ, 2006. 184 с.
4. Виноградов Н. И., Крейнделъ С. А., Лев И. Г., Нисневич М. З. Привязные подводные системы: Аэродинамические характеристики при установившемся движении. СПб.: Изд-во СПбГУ, 2005. 304 с.

Поступила 01.03.19

Кудров Максим Александрович – кандидат технических наук Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» факультета аэромеханики и летательной техники, г. Жуковский.

Область научных интересов: разработка комплекса программ для компьютерного моделирования физических процессов.

Щеглов Андрей Сергеевич – инженер Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» факультета аэромеханики и летательной техники, г. Жуковский.

Область научных интересов: динамика полета, вихревые методы расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

Бугаев Василий Сергеевич – техник Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» факультета аэромеханики и летательной техники, г. Жуковский.

Область научных интересов: область научных интересов: численное решение прикладных задач аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов.



Study of vortex element method parameters and their effect on rigid rotation bodies aerodynamic computations

The purpose of this study was to implement a software package that allows non-stationary aerodynamic computations of fixed rotation bodies using the vortex element method. In the course of the work, we developed an algorithm for rigid rotation bodies aerodynamic computations by means of this method. Furthermore, we studied the influence of calculation parameters on the results obtained.

Keywords: vortex segment, vortex frame, Cauchy – Lagrange integral, drag coefficient, pressure distribution, deformation tensor.

Kudrov Maksim Aleksandrovich – Candidate of Engineering Sciences, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Moscow Institute of Physics and Technology (State University)”, Department of Aeromechanics and Flight Engineering, Zhukovsky.

Science research interests: development of software system for computer simulation of physical processes.

Shcheglov Andrei Sergeevich – engineer, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Moscow Institute of Physics and Technology (State University)”, Department of Aeromechanics and Flight Engineering, Zhukovsky. Science research interests: flight dynamics, vortex methods for aerodynamic computations.

Bugaev Vasily Sergeevich – technician, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Moscow Institute of Physics and Technology (State University)”, Department of Aeromechanics and Flight Engineering, Zhukovsky. Science research interests: numerical solution of applied aerodynamics and flight dynamics problems.



УДК 621.762

И. В. Горбатов, Ю. А. Орлов, В. А. Антюфеев,
Т. В. Тельгерекова, Н. Ю. Орлова

Определение геометрической точности и шероховатости поверхности малогабаритных деталей круглого и квадратного сечения, получаемых в зависимости от расположения в рабочем пространстве принтера по технологии селективного лазерного плавления из стали марки 12X18H10T

Внедрение аддитивных технологий для изготовления деталей позволит значительно повысить эффективность и мобильность производства. Наибольшей точностью при изготовлении деталей из металлов и сплавов обладает технология селективного лазерного плавления. Имеется ряд публикаций о физико-механических свойствах таких изделий, которые часто превышают свойства материалов, получаемых по традиционной технологии, но нет данных о геометрической точности изготовления. В статье приведены конкретные данные по геометрической точности, зависимости от различных факторов.

Ключевые слова: аддитивные технологии, селективное лазерное плавление, SLM-технология, CAD-модель, 3D-модель, STL-формат.

Успешность современных производств определяется их способностью максимально быстро реагировать на меняющиеся запросы потребителей. Это становится возможным при глубоком внедрении цифровых технологий в процессы проектирования и производство. При проектировании компьютерные технологии достаточно широко используются. В процессе изготовления также применяются принципиально новые технологии послойного синтеза, или аддитивные технологии (*Additive Manufacturing*), которые позволяют в кратчайшие сроки изготовить модель, прототип или даже функциональную деталь. Наибольшее практическое применение в настоящее время получили:

- SLM-технология (*StereoLithography*) – стереолитография, исходный материал – фотополимер;

- FDM-технология (*Fused Deposition Modelig*) – моделирование методом послойного наплавления, исходный материал – термопластичный полимер;

- SLS-технология (*Selective Laser Sintering*) – выборочное лазерное спекание, исходный материал – порошкообразный, в большинстве случаев полимер сложного состава;

- SLM-технология (*Selective Laser Melting*) – выборочное лазерное плавление, исходный материал – металлический порошок.

Активно используя различные технологии объемной (3D) печати в производственном процессе как на стадии проектирования, так и на стадии изготовления деталей, можно существенно сократить время на разработку новых изделий, подготовку производства и изготовление, а также уменьшить трудоемкость изготовления и расход материалов. Большинство аддитивных технологий (технология SLM, SLS, FDM) применяются для изготовления моделей и прототипов, чтобы определить собираемость и эксплуатационные показатели, а также для ускорения и упрощения вспомогательных технологических процессов производства (мастер-модели, формы для литья, пресс-формы). Более редко, но все же используются аддитивные технологии для производства слабо нагруженных деталей не очень ответственного назначения (декоративные накладки, защитные кожухи и т. д.). SLM-технология позволяет создавать не только прототипы [1], но и готовые изделия из металлов и сплавов с высоким комплексом механических свойств. Как показали исследования, в том числе проведенные в Снежинском физико-техническом институте (СФТИ НИЯУ МИФИ) совместно с РФЯЦ-ВНИИТФ, химический состав металлических порошков, используемых для печати, может быть различным. Переход на печать другим материалом, который наиболее интересен для данного производителя, можно осуществить достаточно быстро. Разработка режимов печати новых материалов проводится аналитически с последующим анали-



зом структуры и физико-механических свойств изготовленных образцов. В настоящее время отработаны режимы печати металлическими порошками нержавеющей стали и жаропрочного никелевого сплава, соответствующими по химическим составам российским стандартам. Свойства получаемых изделий соответствуют физико-механическим свойствам материалов, получаемых по традиционным технологиям, а в ряде случаев значительно превышают эти свойства (табл. 1).

Таблица 1

Сравнение действительных размеров цилиндров

Параметры	Пробная печать	Уточненная печать
Средний диаметр, мм	9,977	10,0015
Интервал действительных размеров цилиндров вне зависимости от расположения, мкм	109,0	58,0
Доверительный интервал ($P = 0,95$), мкм	80,0	40,0

В ядерно-оружейном комплексе, авиа- и ракетостроении существует ряд особенностей при выборе материала, из которого производят изделие, в частности, на первый план выходят эксплуатационные (физико-механические) свойства материалов, в то время как их технологические свойства (обрабатываемость) не являются лимитирующим фактором. В связи с этим изготовление изделий с использованием традиционных технологий зачастую связано с большими материальными и временными затратами. Поэтому данные производства нельзя отнести к высокоэффективным. Значительно повысить эффективность можно путем внедрения аддитивных технологий в производственный процесс. В целом ситуация с внедрением аддитивных технологий в российскую промышленность остается недостаточно благополучной. Одним из факторов, который тормозит внедрение аддитивных технологий, является неопределенность в показателях точности изготавливаемых деталей. В данной статье, в частности, остановимся на вопросах геометрической точности и показателях качества поверхности деталей, получаемых по технологии

селективного лазерного плавления (*SLM*), как наиболее перспективного для изготовления функциональных деталей ответственного назначения.

Анализ показал, что основные вопросы, на которые необходимо ответить для широкого внедрения *SLM*-технологии в производственный процесс, следующие: какова максимально высокая геометрическая точность изготовления и какова микрогеометрия поверхности?

Таким образом, с прикладной точки зрения необходимо ответить на вопросы:

- возможно ли изготавливать изделия достаточной точности и качества поверхности, чтобы не использовать дополнительную обработку;
- какова стабильность/повторяемость размеров изготавливаемых деталей;
- влияет ли форма поверхности изготавливаемых деталей на их отклонение от номинальных размеров 3D-модели;
- возможна ли последующая обработка изделий, полученных с использованием *SLM*-технологии;
- какие методы постобработки можно использовать и какие будут наиболее эффективными;
- если необходима постобработка, то какой минимальный припуск необходимо оставлять;
- какова себестоимость постобработки;
- выгодно ли использовать 3D-печать, если будет применяться постобработка?

Исходным вопросом является определение точности и стабильности/повторяемости геометрических размеров 3D-печати.

При определении точности геометрии необходимо выявить наибольшую теоретическую геометрическую точность. Она следует из физической сущности процесса.

По своей физической сущности *SLM*-технология относится к *Bed Deposition*, т. е. первоначально формируется слой (*bed*), в котором выборочно идет отверждение (плавление) металлического порошка. Слой формируется за счет движения рабочего стола (платформы построения) в вертикальном направлении (ось *z*) и последующем распределении порошка материала построения по платформе. В этом



процессе имеются два лимитирующих фактора: величина единичного шага 3D-принтера (технические характеристики оборудования) и размер фракции материала построения.

Обзор технических характеристик 3D-принтеров показал, что минимальный шаг построения 20 мкм.

Каждый производитель 3D-принтеров дает свои рекомендации по фракционному составу порошков, используемых для печати: *Phenix (3D Systems)* – порошок с размерами частиц $d_{50} = 10$ мкм [1], *Concept Laser* – дисперсность порошка $d_{50} = 26,9$ мкм (25...52 мкм), *SLM Solutions* – $d_{50} = 10...30$ мкм, *Arcam* – размер частиц 45...100 мкм. Числовое значение показателя d_{50} означает, что 50 % частиц порошка должно быть не более указанного числового значения (если $d_{50} = 40$ мкм, то это означает, что у 50 % частиц порошка размер частиц меньше или равен 40 мкм), соответственно остальные частицы могут быть больше указанного числового значения d_{50} . Как видно из приведенных данных по различным 3D-принтерам, в большинстве случаев частицы используемого порошка превышают размер 20 мкм, следовательно, такую величину слоя *bed* с достаточно плотной упаковкой частиц расходуемого порошка технически сформировать невозможно. Исходя из вышесказанного и на основе рекомендаций от производителей 3D-принтеров, толщина слоя *bed* обычно устанавливается начиная с 40 мкм с возможностью его увеличения (пошагово) на 20 мкм. На основе этого все криволинейные поверхности смогут повторять форму 3D-модели только в виде ступенек (рис. 1). Причем высота ступеньки будет не менее толщины единичного слоя.

Следующий лимитирующий фактор определяется самим процессом плавления (рис. 2).

В процессе формирования изделия происходит расплавление металла слоя *bed* под воздействием луча лазера. Размер единичной ванны расплава будет зависеть от фокусировки луча лазера, теплопроводности металла, плотности расположения частиц в слое *bed*, поверхностного натяжения, которое образуется на поверхности расплава и т. д. Это многофакторный процесс, но можно отметить, что единич-

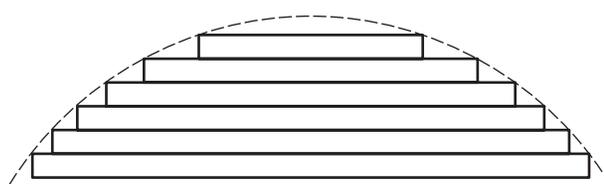


Рис. 1. Форма криволинейных поверхностей

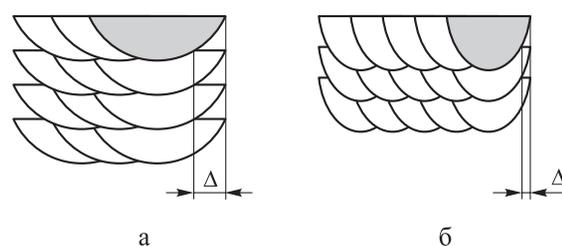


Рис. 2. Схемы процесса плавления по SLM-технологии: а – единичная ванна при малой степени фокусировки луча лазера; б – единичная ванна при высокой степени фокусировки луча лазера [2]

ная ванна всегда больше пятна воздействия лазера на слой *bed*. Величина пятна воздействия лазера (степень фокусировки) определяется на стадии создания управляющей программы, обычно варьируется в пределах 40...80 мкм. В связи с тем что единичная ванна расплава имеет определенную (близкую к полукругу) форму (см. рис. 2), на поверхности будут появляться неровности, величина которых зависит от степени фокусировки луча и теплопроводности слоя *bed*. Кроме того, в крайних единичных ваннах могут оставаться частично расплавленные («приплавленные») частицы, что искажает микрогеометрию поверхности и изменяет геометрические размеры получаемых изделий. Степень приплавления частиц в крайних слоях может быть разнообразной, а следовательно, и прочность их удерживания поверхностью будет разной. Частицы с минимальной величиной приплавления (размер частицы обычно от 18...80 мкм) могут значительно влиять на шероховатость поверхности и на геометрический размер, но их легко удалить. Если степень приплавления частицы более или около 50 %, то для ее удаления необходимы усилия, близкие по величине к прочности самого материала, но влияние на изменение размера изделия значительно меньше, чем в предыдущем случае. Из вышесказанного следует, что микрогеометрия поверхности

изделий, получаемых по *SLM*-технологии, будет определяться размером единичной ванны (т. е. пятном воздействия лазера) и величиной частиц исходного металлического порошка. Если исходить из предположения, что размер частиц исходного порошка 25...45 мкм и единичная ванна 40 мкм, то шероховатость поверхности должна быть около $R_z = 20$.

Таким образом, анализ физической сущности процесса селективного лазерного плавления показал, что чем меньше шаг построения и мельче размер частиц исходного материала, тем выше точность и меньше шероховатость поверхности. Нижний размер частиц, используемых в *SLM*-технологии, ограничен исходя из технологических особенностей процесса [3]. В частности, размер частиц должен обеспечить достаточную сыпучесть для создания слоя *bed*, но необходимо, чтобы он не сдувался потоками газа из рабочей области. Из этого следует, что минимальный размер частиц будет зависеть от удельной плотности самого исходного сплава.

Для получения конкретных данных по точности был проведен ряд экспериментов. На основании ранее полученного опыта по изготовлению образцов и деталей по *SLM*-технологии было выявлено, что на точность получаемых размеров и микрогеометрию поверхности, кроме фракционного состава исходного порошка, могут влиять расположение образцов при печати в рабочем пространстве 3D-принтера, их форма и расположение относительно вертикали в рабочем пространстве при изготовлении. Для подтверждения (опровержения) этого были выбраны образцы простой формы:

- прямоугольный параллелепипед с размерами 10 × 10 × 30 мм;
- цилиндр с диаметром 10 мм, длиной 30 мм.

Для выявления возможного влияния расположения детали в зоне печати при составлении управляющих программ 3D-модели расположили вертикально и под углом 45° к горизонту.

Печать проводилась на 3D-принтере *Realizer SLM 100* по *SLM*-технологии. При печати были установлены следующие параметры: толщина слоя *bed* – 50 мкм, пятно лазера – 20 мкм. Фракция исходного порошка $d_{50} = 20$ мкм.

Полученные образцы были измерены с использованием универсальных средств бесконтактным методом: трехмерное сканирование (точность 0,005 мм) (рис. 3) и микрометр с точностью 0,001 мм (рис. 4). Измерения с использованием трехмерного сканирующего устройства были обработаны с применением специализированного программного обеспечения *Magic*. Данные измерения позволяют оценить отклонения от исходной модели по всей поверхности образца по очень большому

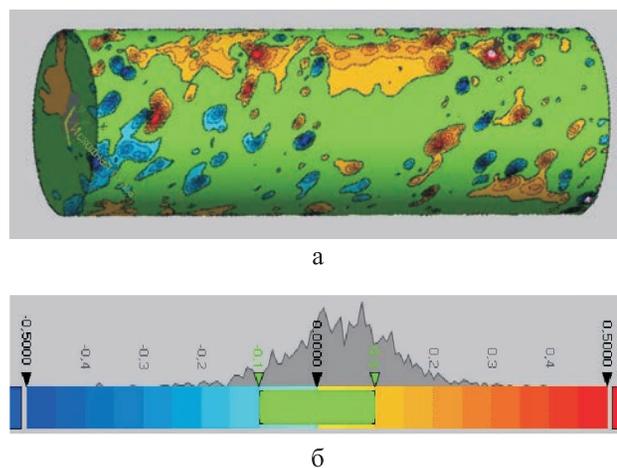


Рис. 3. Сканированные поверхности призмы в сравнении с исходной 3D-моделью (а) и распределение отклонений действительных размеров призмы от номинальных (б) (синий цвет – превышение действительного размера, красный – размер меньше допустимого, зеленый – размер находится в допуске)

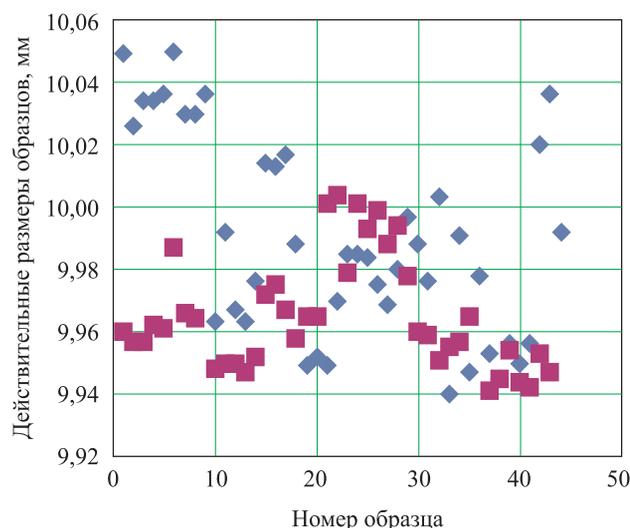


Рис. 4. Действительные диаметры цилиндров, измеренные с использованием микрометра:
♦ – вертикальное расположение; ■ – наклонное расположение



количеству точек. Единичный скан содержит до 1 млн точек. При сканировании образца использовалось 14 единичных сканов. Недостатком данного метода является более высокая погрешность измерения (0,005 мм), чем при измерении микрометром, поэтому в данном эксперименте сканирование используется как дополнительный (оценочный) вид контроля, который дает более полную оценочную картину отклонений действительной поверхности, но числовые значения имеют существенные отклонения, в том числе из-за бликования поверхности.

С целью надежного получения результата с использованием микрометра было проведено 8 серий измерительных экспериментов для каждого из образцов. Полученные результаты были обработаны с помощью методов статистического анализа [4, 5]. Результаты приведены на рис. 4. При вертикальном расположении цилиндров разброс действительных значений составил 100 мкм, при наклонном расположении – 70 мкм, что соответствует 10–11 квалитетам.

По результатам измерений обоими методами была выявлена закономерность: большая часть действительных размеров цилиндров несколько меньше номинального размера. Это объясняется особенностями подготовки управляющей программы для печати [6]. Управляющая программа для 3D-принтера составляется по 3D-модели, представленной в формате *STL* (триангулированная модель). При описании цилиндрической поверхности треугольниками появляется погрешность, связанная с этой неточностью (рис. 5).

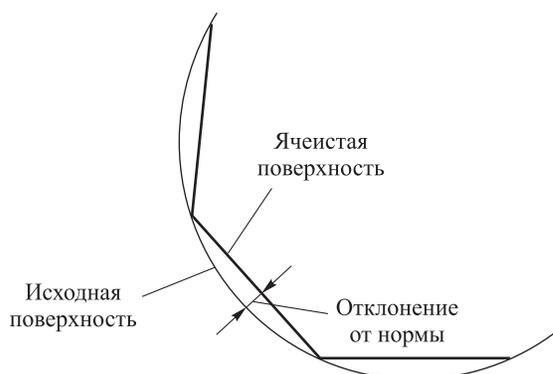


Рис. 5. Отклонение от исходной поверхности в *STL*-файле

Для уменьшения отклонений действительных размеров криволинейных поверхностей от номинала можно использовать два способа:

- повысить точность *STL*-модели путем уменьшения шага разбиения;
- провести пересчет и увеличить (уменьшить) номинальный размер 3D-модели, используемой для создания управляющих программ для 3D-принтера.

Первый способ можно использовать для достаточно простых изделий. Для изделий сложной пространственной формы при уменьшении шага модель может оказаться очень большой, и появятся дополнительные погрешности, связанные с проверкой 3D-модели на сплошность, а также повышаются требования к материально-аппаратному обеспечению.

Для реализации второго способа необходимо провести пробную печать, выявить отклонения, ввести поправочные коэффициенты на размеры 3D-модели. Преимуществом данного способа является то, что одновременно можно учесть влияние температурного коэффициента расширения и влияние расположения изготавливаемой детали в рабочем пространстве. На практике был реализован второй способ с частичным уменьшением шага разбиения. Действительные значения изготовленных цилиндров после введения поправочных коэффициентов приведены на рис. 6.

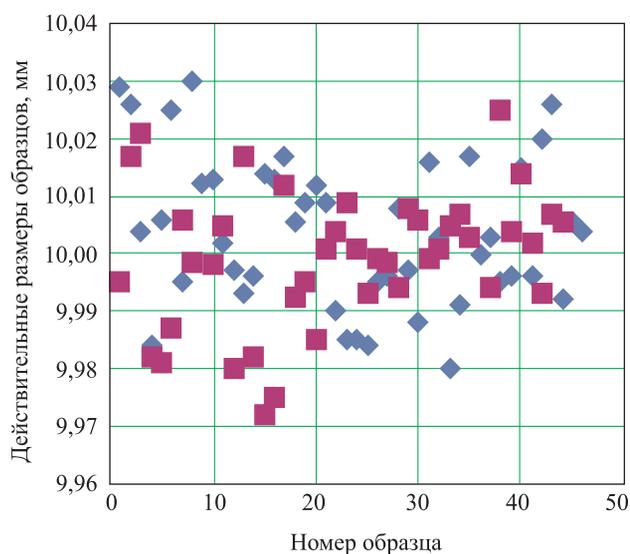


Рис. 6. Действительные диаметры цилиндров, изготовленные по *SLM*-технологии после введения поправочного коэффициента в 3D-модель (уточненная печать):
 ◆ – вертикальное расположение; ■ – наклонное расположение

После введения поправочных коэффициентов в 3D-модель (уточненная печать) при вертикальном расположении цилиндров разброс действительных значений составил 52 мкм, при наклонном расположении – 50 мкм, что не превышает допуска на 9 квалитет.

После введения поправочных коэффициентов разброс действительных значений цилиндров, вне зависимости от их расположения в рабочем пространстве 3D-принтера при изготовлении, составляет 58 мкм, что на 6 мкм превышает допуск по квалитету 9 (IT9 – 52 мкм), но значительно меньше допуска по квалитету 10 (IT10 – 84 мкм). Как показала обработка экспериментальных данных, большая часть (95 %) действительных размеров изготавливаемых образцов группируется вблизи номинального размера, разброс составляет 40 мкм. Дальнейшее повышение точности изготовления возможно, но будет осложняться из-за приплавления частиц, т. е. шероховатости поверхности. Повысить точность геометрических размеров можно путем использования минимальной постобработки, например пескоструйной обработки.

Результаты измерений действительных размеров призм пробной печати приведены на рис. 7, 8.

Анализ формы поверхности с использованием трехмерного сканирования вы-

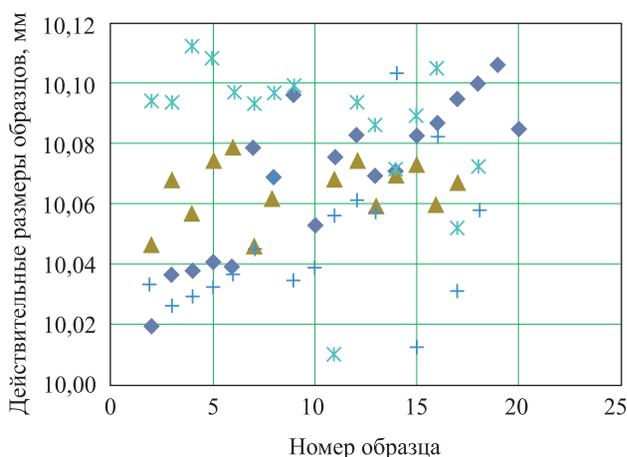
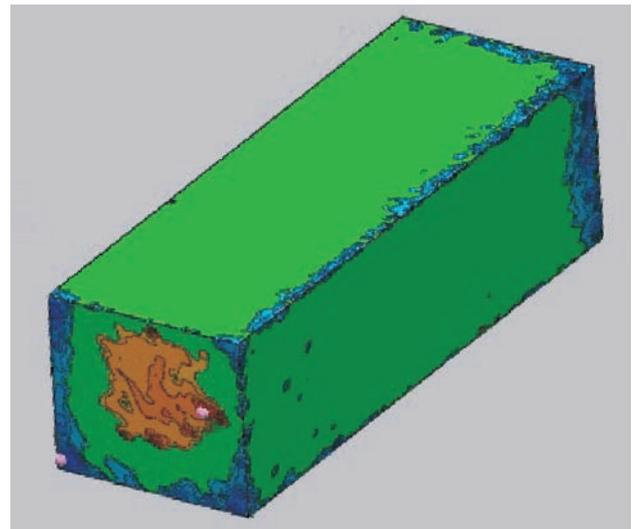


Рис. 7. Действительные размеры сторон призм из стали 12X18H10T по SLM-технологии. Измерения проводились с использованием микрометра, 8 серий:
 ◆ – первая сторона, вертикальное расположение; ▲ – первая сторона, наклонное расположение; * – вторая сторона, вертикальное расположение; + – вторая сторона, наклонное расположение



а



б

Рис. 8. Сравнение сканированной поверхности призмы (а) с исходной 3D-моделью (б) (синий цвет указывает на превышение действительных размеров)

явил приплавление частиц порошка на ребрах призмы, что дало значительное отклонение действительных размеров при измерении микрометром от номинальных. Была проведена пескоструйная постобработка, в результате чего действительные размеры граней призмы приблизились к номинальным (рис. 9, табл. 2).

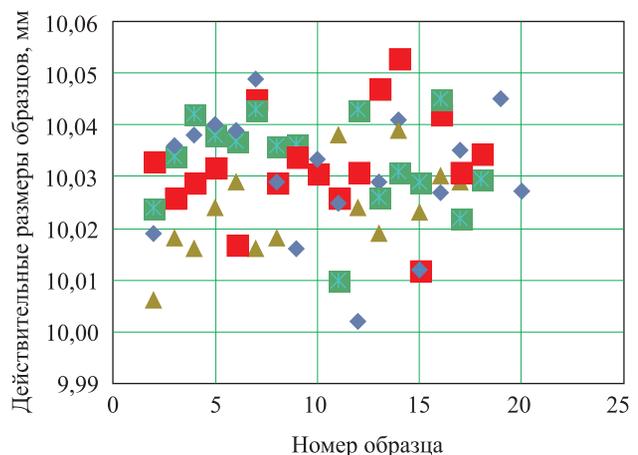


Рис. 9. Действительные размеры граней призм из стали 12X18H10T по SLM-технологии после введения поправочных коэффициентов в исходную 3D-модель перед созданием управляющей программы:
 ◆ – первая сторона, вертикальное расположение;
 ▲ – первая сторона, наклонное расположение;
 * – вторая сторона, вертикальное расположение;
 + – вторая сторона, наклонное расположение



Таблица 2

Сравнение действительных размеров сторон призм

Параметры	Пробная печать	После пескоструйной обработки
Средний размер грани, мм	10,067	10,018
Интервал действительных размеров вне зависимости от расположения, мкм	98,0	56,0
Доверительный интервал ($P = 0,95$), мкм	85,0	38,0

Как видно из результатов опыта, повторяемость выполнения размеров высокая.

Анализ действительных размеров изготовленных образцов выявил следующие особенности:

- образцы с вертикальным расположением (и цилиндрические, и призмы) имеют небольшую конусность на высоте 30 мм в пределах до 6 мкм;

- образцы, расположенные под углом 45° , при изготовлении не имеют конусности, разброс действительных размеров на 42 % меньше, чем у вертикальных.

Исследованию шероховатости поверхности были подвергнуты 40 образцов с различным расположением поверхностей относительно вертикали в рабочем пространстве 3D-принтера по *SLM*-технологии при печати. После проведения измерений было выявлено, что шероховатость поверхности зависит от ее положения в рабочем пространстве при печати и не зависит от формы. Наименьшая шероховатость получается на вертикальных поверхностях – $R_a = 1,6...2,5$. Чем больше поверхность отклоняется от вертикали, тем больше шероховатость. На горизонтальных поверхностях она может составлять до $R_z = 40...50$.

Таким образом, в результате анализа физической сущности процесса селективного лазерного плавления и проведения эксперимента по объемной печати нержавеющей стали 12X18H10T можно сделать следующие выводы:

- точность изготовления соответствует качеству 9–10;

- разброс действительных геометрических размеров меньше, если деталь при печати имеет небольшой угол к вертикали (до 43°);

- образцы, произведенные с использованием *SLM*-технологии, имеют высокую повторяемость размеров;

- форма изготавливаемой поверхности влияет на точность геометрических размеров;

- для повышения точности можно вводить поправочные коэффициенты в 3D-модель на стадии подготовки управляющей программы;

- поверхности, получаемые по *SLM*-технологии, могут быть подвергнуты пескоструйной обработке, что приводит к значительному снижению шероховатости поверхности и приближению действительных размеров к заданным;

- шероховатость изготавливаемых поверхностей зависит от расположения ее в рабочем пространстве при изготовлении, чем ближе поверхность к вертикали, тем меньше шероховатость, и наоборот.

Точность изготовления (кавалитет 9–10) может полностью соответствовать требованиям, предъявляемым к несопрягаемым поверхностям, т. е. такие поверхности могут изготавливаться по технологии селективного лазерного сплавления *SLM* без последующей механической обработки. Для поверхностей с более высокими требованиями по точности (кавалитет 6–7) и меньшей шероховатостью необходимо использовать последующую механическую обработку, поэтому новым этапом исследований должно являться определение глубины дефектного слоя при изготовлении деталей по технологии селективного лазерного плавления.

Список литературы

1. NASA 3-D Prints First Full-Scale Copper Rocket Engine Part. URL: <https://www.nasa.gov/marshall/news/nasa-3-d-prints-first-full-scale-copper-rocket-engine-part.html> (дата обращения 20.02.2019).

2. Зленко М. А., Нагайцев М. В., Довбыш В. М. Аддитивные технологии в машиностроении. Пособие для инженеров. М.: ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. 220 с.

3. Шишковский И. В. Основы аддитивных технологий высокого разрешения. СПб.: Питер, 2016. 400 с.

4. Потемкин А. В., Фридман М. Н., Эйсмонт И. М. Теория вероятностей и матема-



тическая статистика = Probability theory and mathematical statistics. М.: Финуниверситет, 2015. 100 с.

5. *Солонин И. С.* Математическая статистика в технологии машиностроения. М.: Машиностроение, 1972. 216 с.

6. *Валетов В. А.* Аддитивные технологии (состояние и перспективы). СПб.: Университет ИТМО, 2015. 63 с.

Поступила 26.03.19

Горбатов Игорь Викторович – аспирант, старший преподаватель Снежинского физико-технического института – филиала федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: аддитивные технологии, обработка резанием на станках с числовым программным управлением.

Орлов Юрий Александрович – аспирант, старший преподаватель Снежинского физико-технического института – филиала федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: аддитивные технологии, материаловедение.

Антюфеев Владимир Александрович – аспирант Снежинского физико-технического института – филиала федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: аддитивные технологии, IT-технологии.

Тельгереева Татьяна Владимировна – аспирант Снежинского физико-технического института – филиала федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: аддитивные технологии, технологии механической обработки.

Орлова Наталия Юрьевна – кандидат технических наук, заведующая кафедрой «Технологии машиностроения» Снежинского физико-технического института – филиала федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: аддитивные технологии, материаловедение.



Determination of geometric accuracy and surface roughness of small parts of circular and square sections, obtained depending on the printer location in the working space using selective laser melting technology from steel grade 12KH18N10T

The introduction of additive technologies for the manufacture of parts will significantly improve the efficiency and mobility of production. The technology of selective laser melting has the greatest accuracy in the manufacture of metal and alloyed parts. There are a number of publications on the physical and mechanical properties of such products, which often exceed the properties of materials obtained by traditional technology, but there is no data on the geometric accuracy of manufacturing. This paper provides explicit data on geometric accuracy, depending on various factors.

Keywords: additive technologies, selective laser melting, SLM technology, CAD model, 3D model, STL format.

Gorbatov Igor Viktorovich – post-graduate student, Assistant Professor, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.
Science research interests: additive technologies, machining with numerically controlled machines.

Orlov Yuriy Aleksandrovich – post-graduate student, Assistant Professor, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.
Science research interests: additive technologies, materials science.

Antufeev Vladimir Aleksandrovich – post-graduate student, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.
Science research interests: additive technologies, IT-technologies.

Telgerekova Tatiana Vladimirovna – post-graduate student, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.
Science research interests: additive technologies, mechanical technologies.

Orlova Nataliya Yurievna – Candidate of Engineering Sciences, Head of Department of Mechanical Engineering Technologies, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.
Science research interests: additive technologies, materials science.



УДК 629.762 + 533.27

Р. А. Пешков, Д. Р. Исмагилов

Численное моделирование взаимодействия продуктов сгорания порохового аккумулятора давления с кислородом воздуха в пусковом контейнере

Представлена математическая модель расчета газодинамических параметров в пусковом контейнере с учетом химических взаимодействий основных компонентов продуктов сгорания: окиси углерода и водорода с кислородом. Полученная энергия может использоваться для увеличения стартового импульса ракеты. Описаны основные требования, предъявляемые к сеточной модели, и проанализирована точность получаемых результатов. Проведено сравнение данных расчета давления в пусковом контейнере с результатами известной методики. Сделан вывод о том, что использование двухмерных и трехмерных моделей позволяет получать не только среднеобъемные газодинамические параметры (давление, температуру, плотность), но и распределение этих параметров по расчетной области. Разработанная методика численного моделирования позволит оценить влияние изменения конфигурации подракетного объема и других параметров на динамику движения ракеты без проведения дорогостоящего эксперимента.

Ключевые слова: газодинамика, моделирование, методика, диссоциация, рекомбинация.

Основными задачами при старте ракеты являются обеспечение заданного темпа выхода ракеты и определение газодинамических нагрузок на элементы конструкции пускового контейнера и ракеты. Исследование нагружения должно проводиться на этапе эскизного проектирования пусковой установки до изготовления натуральных узлов, либо при частичной готовности некоторых узлов и элементов ракеты и пускового контейнера. При рассмотрении периода движения ракеты в контейнере основной целевой функцией является изменение давления в объеме за ракетой, которое и определяет динамику движения ракеты в контейнере, скорость выхода ракеты из контейнера. Если раньше главным инструментом для получения результатов был физический эксперимент, то теперь с развитием компьютерной техники еще одним инструментом, дополняющим его и позволяющим снизить затраты на выпуск ракеты, является численный эксперимент. Существует множество методик определения газодинамических параметров в пусковом контейнере. Одним из вопросов при разработке методик является учет процессов смешения продуктов сгорания твердого топлива с холодным воздухом. Данные процессы мало изучены, особенно начальный этап заполнения объема контейнера за ракетой. Сложность этих термогазодинамических про-

цессов состоит прежде всего в нестационарном химическом взаимодействии. Для того чтобы оценить влияние учета нестационарности протекающих термогазодинамических процессов проведены расчеты с использованием двухмерной осесимметричной и нульмерной моделей.

Термогазодинамика переменной массы газа должна рассматриваться с учетом догорания горючих компонентов при наличии газофазовых превращений оксида углерода в момент смешения высокотемпературных продуктов сгорания твердотопливных пороховых зарядов с воздушной средой.

В продуктах сгорания твердотопливных зарядов имеется значительное содержание оксида углерода (до 70 %). Оксид углерода наряду с водородом (содержание которого в продуктах сгорания может достигать 3 %) являются горючим компонентом и реагируют с кислородом воздуха в начальном объеме пускового контейнера. Кроме указанных горючих компонентов в продуктах сгорания твердотопливных зарядов содержатся негорючие вещества – двуоксид углерода, азот, пары воды, каждого из них – до 10 % [1].

С целью оценки влияния процессов догорания на изменение среднеобъемного давления в начальном подракетном объеме проведен расчет, в котором в качестве исходных данных были выбраны параметры ракеты *Peacekeeper* [2]: длина 21,5 м, диаметр 2,4 м, масса 88 500 кг,



длина контейнера 24,4 м, диаметр контейнера 2,44 м.

В рамках численных экспериментов принимались следующие основные упрощения и допущения:

- рабочее вещество представляет собой газовую смесь, параметры которой определяются по закону идеального сжимаемого газа;
- принята $k-\epsilon$ -модель турбулентности;
- решение ведется в осесимметричной постановке;
- поверхности поддона и днища пускового контейнера являются гладкими, неразрушаемыми и непроницаемыми;
- стенки конструкции являются адиабатическими.

Математическая модель расчета аналогична моделям, описанным в статье [3], однако имеет свои особенности, связанные прежде всего с заданием граничных условий, выбором сеточной модели и учетом процессов взаимодействия газовой смеси с кислородом воздуха в подракетном объеме. В качестве граничных условий на выходе из порохового аккумулятора давления задавались массовый расход, температура и давление [4]. Термодинамические параметры продуктов сгорания твердотопливных зарядов зависят от марки топлив, содержащих различные массовые доли химических компонент, и в целом слабо отличаются, для

различных эксплуатационных давлений они могут составлять [1]:

- температура от 2800 до 3800 К (в редких случаях может составлять и 1500 К, например, для топлив, предназначенных для вспомогательных целей и экспериментальной отработки);
- газовая постоянная от 290 до 330 Дж/кг·К (в редких случаях может достигать 400 Дж/кг·К для топлив, используемых во вспомогательных целях и при экспериментальной отработке);
- показатель адиабаты от 1,05 до 1,25.

Так как граничные условия зависели от времени, то использовались специальные пользовательские функции *UDF (User-Defined-Functions)*. В качестве граничных условий на стенке задавались непроницаемость и начальная температура стенки.

Схема расположения поддона и подачи пороховых газов в объем представлена на рис. 1, а [4]. На основе имеющейся геометрии была построена двухмерная сеточная модель, симметричная относительно оси ракеты. Подобная постановка задачи позволила использовать гексаэдрическую расчетную сетку. Применение тетраэдрической сетки возможно, но потребует для получения сравнимых по точности результатов большего количества элементов. При построении сетки выполнялось

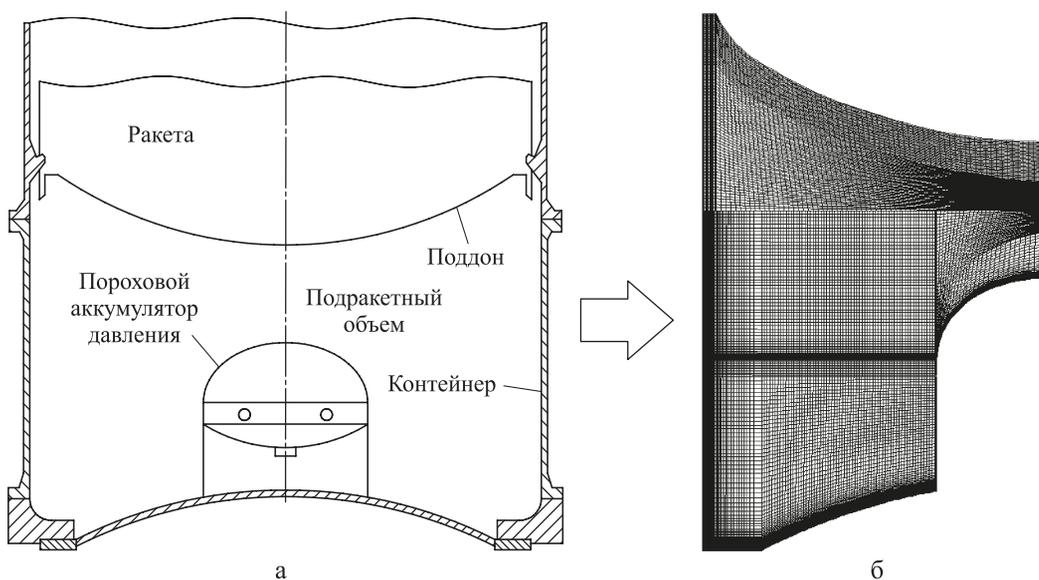


Рис. 1. Этапы формирования сеточной модели:
а – схема расположения поддона; б – сеточная модель



сгущение к поверхности поддона и днищу пускового контейнера – это необходимо для расчета параметров пограничного слоя. При этом для определения высоты ячейки на данных поверхностях необходимо обеспечить условие параметра $y^+ = 30...50$, требуемое используемой моделью турбулентности $k-\epsilon$.

Результат задания сетки для моделирования газодинамических процессов в начальном объеме пускового контейнера с использованием разработанных рекомендаций представлен на рис. 1, б.

В настоящей работе рассматривается газовая смесь, состоящая из следующих компонентов: N_2 , O_2 , CO_2 , CO , H_2 , N_2 , H_2O , C , O , H , HO_2 , OH , H_2O_2 , HCO .

Состав и массовые доли компонентов газовой смеси в подракетном пространстве в начальный момент времени следующие: $N_2 - 77\%$, $O_2 - 23\%$.

Состав и массовые доли продуктов сгорания, поступающих из порохового аккумулятора: $CO_2 - 10\%$, $CO - 67\%$, $H_2 - 3\%$, $N_2 - 10\%$, $H_2O - 10\%$.

Закон смеси идеального газа для сжимаемых течений:

$$\rho = \frac{p_{абс}}{RT \sum_i \frac{Y_i}{M_{wi}}}$$

где $p_{абс} = p_{отн} + p_{изб}$;

$Y_i = m_i/m$ – массовая доля i -го компонента;

M_{wi} – молекулярный вес i -го компонента.

Уравнение переноса массы каждого компонента газовой смеси:

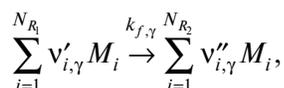
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla(\rho \mathbf{V} Y_i) = -\nabla(\mathbf{J}_i) + R_i,$$

где Y_i – локальная массовая концентрация i -го компонента;

\mathbf{J}_i – диффузионный поток i -го компонента,

R_i – скорость образования i -го компонента в химических реакциях.

В смеси происходят реакции горения, диссоциации и рекомбинации, которые можно записать в виде:



где N_{R_1} – число реагентов;

$v'_{i,\gamma}$, $v''_{i,\gamma}$ – стехиометрические коэффициенты;

M_i – символ, соответствующий сорту газовой смеси;

$k_{f,\gamma}$ – константа скорости γ -й химической реакции;

γ – номер реакции;

N_{R_2} – число продуктов реакции.

Скорость образования i -го компонента в химических реакциях R_i :

$$R_i = M_{wi} \sum_{\gamma=1}^{N_R} \hat{R}_{i,\gamma},$$

где M_{wi} – молекулярный вес i -го компонента;

N_R – количество химических реакций;

$\hat{R}_{i,\gamma}$ – скорость образования/гибели i -го компонента в химической реакции.

В таблице представлена структура используемых химических превращений и одно-температурные константы скоростей реакций в пределе низких давлений.

Список химических превращений и одно-температурные константы скоростей реакций

Реакция	A_f , м ³ /кмоль·с	β	E_a , Дж/кмоль
$2H_2 + O_2 \leftrightarrow 2H_2O$ (глобальная реакция горения, состоящая из 19 элементарных реакций) [5]	–	–	–
$2CO + O_2 \leftrightarrow 2CO_2$ (горение) (глобальная реакция горения, состоящая из 17 элементарных реакций) [6]	–	–	–
$CO_2 \leftrightarrow CO + O$ (диссоциация) [7]	1,7·1028	–4,22	538,8·106
$CO + O \leftrightarrow CO_2$ (рекомбинация) [7]	4·1021	–2,97	31,8·106
$CO \leftrightarrow C + O$ (диссоциация) [7]	1,4·1018	–1,39	1069,3·106

Скорость образования/гибели i -го компонента в химической реакции:

$$\hat{R}_{i,\gamma} = (v''_{i,\gamma} - v'_{i,\gamma}) \left(k_{f,\gamma} \prod_{j=1}^{N_{R_1}} [C_j] \right),$$

где C_j – молярная концентрация j -го компонента.

Константы скоростей химических реакций определяются по закону Аррениуса:



$$k_f = A_f T^\beta e^{-\frac{E_a}{RT}},$$

где A_f – предэкспоненциальный фактор;
 β – температурный показатель;
 E_a – энергия активации;
 $R = 8314,46$ Дж/кмоль · К – универсальная газовая постоянная;
 T – температура.

В современных программных комплексах оценка сходимости решения осуществляется с использованием уровней невязок. Невязка, вычисляемая решателем, представляет собой дисбаланс в уравнении (1), просуммированный по всем расчетным ячейкам P :

$$a_p \Phi_p = \sum_{nb} a_{nb} \Phi_{nb} + b, \quad (1)$$

где a_p – центральный коэффициент;
 a_{nb} – коэффициенты влияния на соседние ячейки;
 b – вклад постоянной части источникового члена S_c в $S = S_c + S_p$ и граничных условий.

Несмотря на то что на начальном этапе моделирования значения глобально масштабируемых невязок немного превышали рекомендуемые значения, в среднем при анализе сходимости и устойчивости счета в ходе проведения численных экспериментов глобально масштабируемые невязки не превышали 10^{-3} для всех уравнений, кроме уравнения энергии, для которого они составили менее 10^{-6} , что соответствует рекомендациям, предоставляемым разработчиками современных программных комплексов газовой динамики.

При анализе влияния временного шага на среднеобъемное давление на начальном этапе заполнения объема контейнера за ракетой получено, что уменьшение шага по времени менее чем на 10^{-5} с не приводит к существенному изменению этого параметра (рис. 2). Выбранный шаг по времени носит рекомендательный характер и может быть указан в качестве дополнительного допущения при решении рассматриваемой задачи, так как характерное время протекания химических процессов не анализировалось.

Расчеты проводились до времени начала движения ракеты в пусковом контейнере, ко-

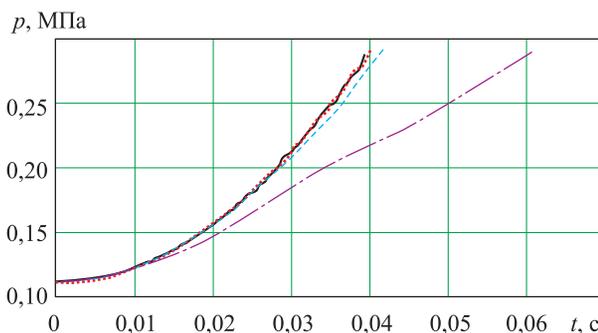


Рис. 2. Изменение среднеобъемного давления в контейнере для различных значений шага по времени: — — — 1e-03 с; - - - 1e-04 с; ····· 1e-05 с; — 1e-06 с

торое определяется необходимым значением давления выталкивания:

$$p = \frac{4mg}{\pi d_k^2} + p_h = \frac{88\,500 \cdot 9,8 \cdot 4}{\pi \cdot 2,44^2} + 101\,325 = 286\,900 \text{ Па},$$

где m – масса ракеты;
 g – ускорение свободного падения;
 d_k – диаметр контейнера;
 p_h – атмосферное давление.

При рассмотрении следующего этапа задачи – движения ракеты в контейнере шаг по времени рекомендуется уменьшить.

Следует отметить, что в целом невязки не являются универсальным критерием для оценки правильности получаемого результата, так как характеризуют лишь точность расчетной схемы и математической модели, при этом даже при высоких значениях невязок можно получить хорошие результаты с требуемой точностью. Поэтому в статье также проводится сравнение с результатами, полученными с использованием нульмерной модели.

По итогам проведения расчетов построены графики изменения среднеобъемного давления в контейнере с учетом и без учета процессов химического взаимодействия (рис. 3).

Расчеты газодинамических параметров в пусковом контейнере при старте ракеты с помощью разработанной методики численного моделирования показали, что учет химических процессов привел к уменьшению времени отрыва ракеты на 15 %. Таким образом, учет химических превращений играет немаловажную роль при расчете скорости и времени выхода ракеты из контейнера, которые являются

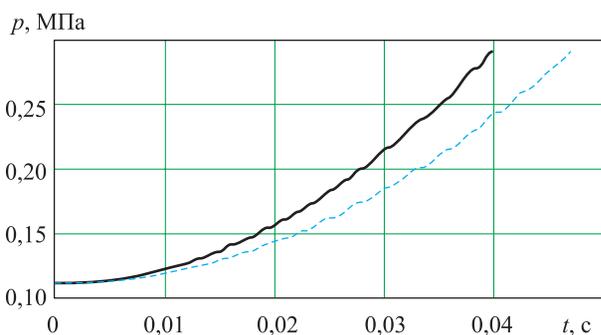


Рис. 3. Изменение среднеобъемного давления в контейнере:
— с учетом химических процессов; - - - без учета химических процессов

определяющими параметрами при создании системы управления.

На начальном этапе для сравнения полученных результатов проводился расчет с использованием нульмерной модели, основанной на решении дифференциального уравнения, описывающего изменение среднеобъемного давления в пусковом контейнере (без учета процессов рекомбинации, диссоциации, догорания и без учета теплообмена газа со стенками контейнера и поддоном ракеты) [1]:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k-1}{V} \left[\frac{k}{k-1} \dot{m}RT \right], \quad (2)$$

где p – давление;

k – показатель адиабаты;

V – объем подракетного пространства;

\dot{m} – массовый секундный расход газов из порохового аккумулятора давления;

R – начальная газовая постоянная.

Энергию за счет тепловыделения при догорании горючих компонентов (оксида углерода и водорода) в пороховых газах можно представить через теплотворную способность:

$$dQ_{\text{дор}} = (H_{\text{CO}}q_{\text{CO}} + H_{\text{H}_2}q_{\text{H}_2})\dot{m}, \quad (3)$$

где $H_{\text{CO}} = 283$ кДж/моль – теплотворная способность оксида углерода;

$q_{\text{CO}} = 0,7$ – содержание оксида углерода в газах, поступающих в подракетный объем;

$H_{\text{H}_2} = 241,84$ кДж/моль – теплотворная способность водорода;

$q_{\text{H}_2} = 0,03$ – содержание водорода в газах, поступающих в подракетный объем.

Таким образом, для учета догорания горючих компонентов продуктов сгорания в уравнение (2) необходимо добавить полученное выражение (3):

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k-1}{V} \left[\frac{k}{k-1} \dot{m}RT + (H_{\text{CO}}q_{\text{CO}} + H_{\text{H}_2}q_{\text{H}_2})\dot{m} \right].$$

Расчеты газодинамических параметров в пусковом контейнере в процессе старта ракеты с помощью нульмерной модели показали, что время отрыва ракеты изменилось незначительно – на 4,5 % (рис. 4) при учете энергии за счет тепло-

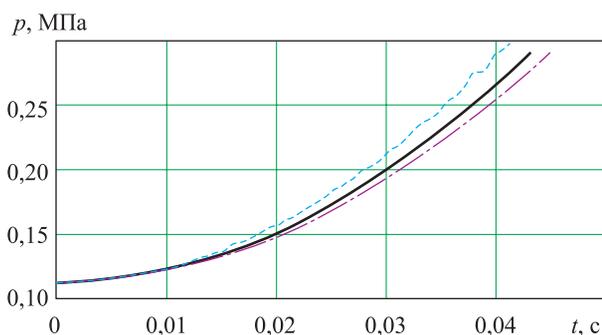


Рис. 4. Изменение среднеобъемного давления в контейнере:
— с догоранием (нульмерная модель); - - - с догоранием (двухмерная модель); - · - без догорания (нульмерная модель)

выделения при догорании горючих компонентов (оксида углерода и водорода) в пороховых газах.

Так как на рис. 4 приведены результаты без расчета реакций диссоциации и рекомбинации, то при расчете использовалась двухмерная сеточная осесимметричная модель, учитывающая только реакции догорания (первые две реакции в таблице).

В ходе сравнения с нульмерной моделью можно сделать вывод: расхождение времени отрыва ракеты с учетом только реакций горения составило 9 %, что подтверждает адекватность разработанной методики численного моделирования. Полученная разница в значениях, возможно, связана с тем, что в нульмерной модели не учитывались элементарные реакции, сопровождающие глобальную реакцию и ограниченность запаса кислорода.

Применение двух- и трехмерных моделей позволяет получать не только среднеобъемные газодинамические параметры (давление, температуру, плотность), но и распределение этих



параметров по расчетной области. Это преимущество может использоваться при решении задач теплообмена (где важную роль играет значение газодинамических параметров вблизи стенок, а не их среднее значение) и определении массовых долей содержания химических веществ в подракетном объеме. Следующим этапом исследования является численное моделирование динамики выхода ракеты из контейнера (до момента схода днища ракеты с кромки контейнера) с учетом химических превращений, процессов теплообмена и проведение анализа влияния различных конструктивных параметров (конфигурации днища контейнера и поддона ракеты, параметров теплозащитного покрытия) на скорость и время выхода ракеты.

Список литературы

1. *Конюхов С. Н., Логачев П. П.* Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет. Днепропетровск: НАН, НКА Украины, Институт технической механики, ГКБ «Южное», 1997. 211 с.

2. *Волков Е. Б., Филимонов А. А., Бебырев В. Н., Кобяков В. А.* Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. М.: РВСН, 1996. 337 с.

3. *Пешков Р. А., Сидельников Р. В.* Анализ ударно-волновых нагрузок на ракету, пусковую установку и контейнер в процессе старта // Вестник ЮУрГУ. Сер. «Машиностроение». 2015. Т. 15. № 2. С. 81–91.

4. *Edquist C. T., Romine G. L.* Canister Gas Dynamics of Gas Generator Launched Missiles // 16th Joint Propulsion Conference. 1980. AIAA-80-1186. 8 p.

5. *Anderson J. D.* Hypersonic and high temperature gas dynamics. McGraw-Hill, 1989. 702 p.

6. *Rightley M. L., Williams F. A.* Burning velocities of CO flames // Combustion and Flame. 1997. Vol. 110. Pp. 285–297.

7. *Ибрагимова Л. Б.* Константы скоростей химических реакций в высокотемпературном газе CO₂ // Математическое моделирование. 2000. Т. 12. № 4. С. 3–19.

Поступила 21.03.18

Пешков Руслан Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Летательные аппараты» Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет)», г. Челябинск.

Область научных интересов: численное моделирование газодинамики старта, проектирование космических аппаратов.

Исмагилов Денис Рашидович – инженер-исследователь научно-образовательного центра «Аэрокосмические технологии» Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет)», г. Челябинск.

Область научных интересов: численное моделирование аэродинамики высокоскоростного полета.

Numerical simulation of the interaction between combustion products of a cartridge pressure accumulator and oxygen in the launch container

The paper introduces a mathematical model for calculating the gas-dynamic parameters in the launch container. The model takes into account chemical interactions between the main components of the combustion products, i.e. carbon monoxide and hydrogen, and oxygen. The resulting energy can be used to increase the initiating pulse of the rocket. Within the research, we described the basic requirements for the grid model, and analyzed the accuracy of the results obtained. Furthermore, we compared calculation data of pressure in the launch container with the results of the known method. Findings of research show that the use of two-dimensional and three-dimensional models makes it possible to obtain not only medium-volume gas-dynamic parameters, such as pressure, temperature, density, but also the distribution of these parameters over the computational domain. The developed method of numerical simulation will allow us to estimate the effect of changes in the configuration of the sub-rocket volume and other parameters on the dynamics of the rocket movement without conducting an expensive experiment.

Keywords: gas dynamics, modeling, methods, dissociation, recombination.

Peshkov Ruslan Aleksandrovich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Department of Aircrafts, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “South Ural State University (national research university)”, Chelyabinsk.

Science research interests: numerical simulation of the dynamics of the launch, the design of spacecrafts.

Ismagilov Denis Rashidovich – research engineer scientific and educational center “Aerospace technologies”, Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “South Ural State University (national research university)”, Chelyabinsk.

Science research interests: numerical simulation of high-speed flight aerodynamics.



УДК 666.3

К. Е. Лукьяшин, В. А. Шитов, А. И. Медведев,
А. В. Ищенко В. С. Шевелев, Б. В. Шульгин

Се:YAG керамика: влияние особенностей технологии синтеза на люминесцентные и оптические свойства

Рассмотрено влияние на люминесцентные и оптические характеристики параметров синтеза оптических керамик на основе алюмоиттриевого граната (YAG) с церием, синтезированных двумя способами. Прозрачность образцов размером $\varnothing 10 \times 2$ мм составила от 60 до 81 % в области 500–900 нм. Исследовано влияние промежуточных стадий синтеза на оптические характеристики образцов и конечную концентрацию активатора Ce^{3+} в матрице керамики YAG.

Ключевые слова: керамика, YAG, гранат, церий, синтез, сцинтиллятор.

Введение

Большинство сцинтилляционных материалов, используемых в детекторах ионизирующего излучения, применяется в монокристаллической форме. Известно, что выращивание сцинтилляционных кристаллов с высокой температурой плавления – трудоемкий и дорогостоящий процесс [1]. Одним из перспективных подходов является замена монокристаллов керамическими материалами, например на основе алюмоиттриевого граната $\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}$, активированных Се (Се:YAG), исследование которых ведется достаточно давно [2, 3]. Благодаря своим уникальным сцинтилляционным свойствам данный материал применяется в качестве детектора рентгеновского и мягкого гамма-излучения [4, 5] и характеризуется высокой эффективностью, механической и термической устойчивостью. Показано потенциальное применение Се:YAG в качестве люминофора для визуализации рентгеновских изображений [6, 7].

В отличие от технологий создания монокристаллических материалов керамическая технология предлагает возможность изготовления высокопрозрачных и крупноразмерных образцов (в том числе и на основе YAG) при более низких температурах синтеза с однородным или контролируемым градиентным распределением ионов активатора [8, 9], что является ее несомненным преимуществом. Однако сегодня технологические особенности создания прозрачных керамических материалов еще остаются предметом активного изучения.

В настоящей работе представлены результаты исследований зависимости оптических и люминесцентных свойств алюмоиттриевого граната $\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}$, активированного ионами церия Ce^{3+} с концентрацией 0,1 и 1 ат. % (Ce^{3+} :YAG), от особенностей технологии синтеза.

Приготовление образцов

Технологическая карта, по которой проводился синтез керамик, приведена в табл. 1. Керамические образцы Ce^{3+} :YAG синтезировались из нанопорошков Al_2O_3 , Y_2O_3 , 1 ат. % Ce^{3+} : Y_2O_3 диаметром порядка 10–15 нм собственного производства, полученных методом лазерной абляции мишени [10]. В качестве исходных грубых порошков были взяты коммерческие порошки с чистотой > 99,99 %. Порошки синтезировались в метастабильных фазах, и для их перевода в основные фазы осуществлялись атмосферные отжиги в муфельных электропечах с карбидкремневыми нагревателями при температуре 1200 и 900 °C в течение 3 ч для нанопорошков Al_2O_3 и Y_2O_3 , 1 ат. % Ce^{3+} : Y_2O_3 соответственно. Для синтеза Ce^{3+} :YAG с необходимой концентрацией церия брали нанопорошки Al_2O_3 , Y_2O_3 , 1 ат. % Ce^{3+} : Y_2O_3 в необходимой стехиометрической пропорции. Смешивание нанопорошков проводилось на шаровой мельнице с наклонной осью в пластиковой емкости в среде этилового спирта в течение 48 ч. Массовое соотношение порошок : шары : спирт составляло 1 : 4 : 8. В качестве спекающей добавки во время смешивания порошков добавляли 0,5 масс. % ТЕОС (тетраэтоксисилан). Далее смесь выпаривалась в ротационном вакуумном испарителе и осуществлялся атмосферный отжиг при температуре 600 °C в течение 3 ч для удаления остатков спирта.

© Лукьяшин К. Е., Шитов В. А., Медведев А. И., Ищенко А. В., Шевелев В. С., Шульгин Б. В., 2019



Таблица 1

Технологическая карта синтеза керамики

Технологическая операция	Номер образца					
	№ 2420	№ 2405	№ 2421	№ 2406	№ 1854	№ 1851
Содержание Се, ат. %	0,1	1	0,1	1	0,1	1
Способ приготовления	Первый			Второй		
Сырье Al_2O_3 , Y_2O_3 , CeO_2 с чистотой > 99,99 %	Есть					
Синтез нанопорошков Al_2O_3 и Y_2O_3 , 1 ат. % $Ce^{3+}:Y_2O_3$ (10–15 нм) [10]	Есть					
Атмосферный отжиг нанопорошка: 1200 °C/3 ч оксид алюминия и 900 °C/3 ч оксид иттрия	Есть					
Смешивание (Y+Ce):(Al) = 3:5 (48 ч) в C_2H_5OH	Есть					
Спекающая добавка 0,5 мас. % ТЕОС (C_2H_5O) ₄ Si (0,14 мас. % SiO_2)	Есть					
Выпаривание смеси	Есть					
Атмосферный отжиг	600 °C/3 ч					
Брикетирование	Нет	Нет	Нет	Нет	Есть, 20 %	Есть, 20 %
Просеивание через сито	200 меш	200 меш	200 меш	200 меш	Нет	Нет
Синтез YAG	Нет	Нет	Нет	Нет	1200 °C/3 ч	1200 °C/3 ч
Помол брикетов в этиловом спирте	Нет	Нет	Нет	Нет	Есть	Есть
Выпаривание	Нет	Нет	Нет	Нет	Есть	Есть
Атмосферный отжиг 600 °C/3 ч	Нет	Нет	Есть	Есть	Есть	Есть
Холодное одноосное прессование, МПа	200					
Атмосферный отжиг	800 °C/3 ч					
Вакуумный синтез	1700 °C/~20 ч (или 1780 °C/~20 ч)					
Атмосферный отжиг	1300 °C/5 ч					
Оптическая полировка	Есть					

Смеси порошков прессовали в компакты методом одноосного статического прессования давлением 200 МПа в металлической пресс-форме с рабочим диаметром 14 мм до плотности 40–50 % от теоретической плотности YAG (4,55 г/см³). Для удаления органических примесей керамики смеси порошков отжигались в воздушной атмосфере при температуре 800 °C в течение 3 ч. Спекание компактов проводилось в высоковакуумной электропечи с графитовыми нагревателями при давлении $5 \cdot 10^{-5}$ мбар и температуре 1700–1780 °C в течение 20 ч [1]. После вакуумного спекания образцы имели черный цвет из-за дефицита кислорода в структуре. Для восполнения дефицита образцы отжигались в воздушной атмосфере при температуре 1300 °C в течение 5 ч.

В рамках этой процедуры образцы синтезировались двумя различными способами. Принципиальное различие между ними заклю-

чается в синтезе основной фазы алюмоиттриевого граната: непосредственно во время спекания (первый способ) и до спекания (второй способ). При применении первого способа смесь порошков после отжига дополнительно просеивается через сито 200 меш и затем отжигается (образцы № 2406 – 1 ат. % Се, № 2421 – 0,1 ат. % Се), либо не отжигается (образцы № 2405 – 1 ат. % Се, № 2420 – 0,1 ат. % Се) в воздушной атмосфере при температуре 600 °C в течение 3 ч для удаления органических примесей. При этом температура вакуумного спекания составляла 1700 °C в течение 20 ч.

При использовании второго способа еще до спекания (образцы № 1851 – 1 ат. % Се, № 1854 – 0,1 ат. % Се) смесь порошков после отжига переводилась в YAG в виде брикетов плотностью 20 % от теоретической плотности при температуре 1200 °C в течение 3 ч в атмосферной печи. Далее брикеты дробились и из-

мельчались, как и при процедуре смешивания порошков. При этом температура вакуумного спекания составляла 1780 °С в течение 20 ч. Далее керамики шлифовались и полировались с использованием полировального круга и алмазных паст (при чистовой полировке использовалась паста АСМ 1/0) по отработанной технологии. Контроль качества поверхности осуществлялся на оптическом микроскопе (BX51TRF-5, Olympus Corp., Япония). В основе синтеза данной керамики – способы, которыми авторы получали оптическую керамику ранее [8, 11].

Эксперимент

Измерения площади поверхности порошков (BET-анализ) были проведены на автоматизированном газовом адсорбционном анализаторе (TriStar 3000, Micromeritics Instrument Corporation, США). Структуры порошка и

синтезированной керамики были определены методом рентгенофазового анализа (РФА) на дифрактометре D8 Discover GADDS, Bruker AXS, Германия. Морфология поверхностей керамик изучена с применением оптического микроскопа BX51TRF-5, Olympus Corp., Япония. Оптические характеристики синтезированных керамических образцов $\text{Ce}^{3+}:\text{YAG}$ измерены на двухлучевом оптическом спектрофотометре Shimadzu UV-2450 (200–900 нм). Спектры рентгенолюминесценции (РЛ) измерены на установке на основе монохроматора МДР-23 с рентгеновским источником УРС-1,0 (W-анод, 20 кВ, 14 мА) и ФЭУ-106.

Результаты и их обсуждение

В результате синтеза были получены шесть образцов ($\text{Ø}10 \times 2$ мм) с концентрацией допанта Ce^{3+} 0,1 и 1 ат. % (рис. 1). Образцы харак-

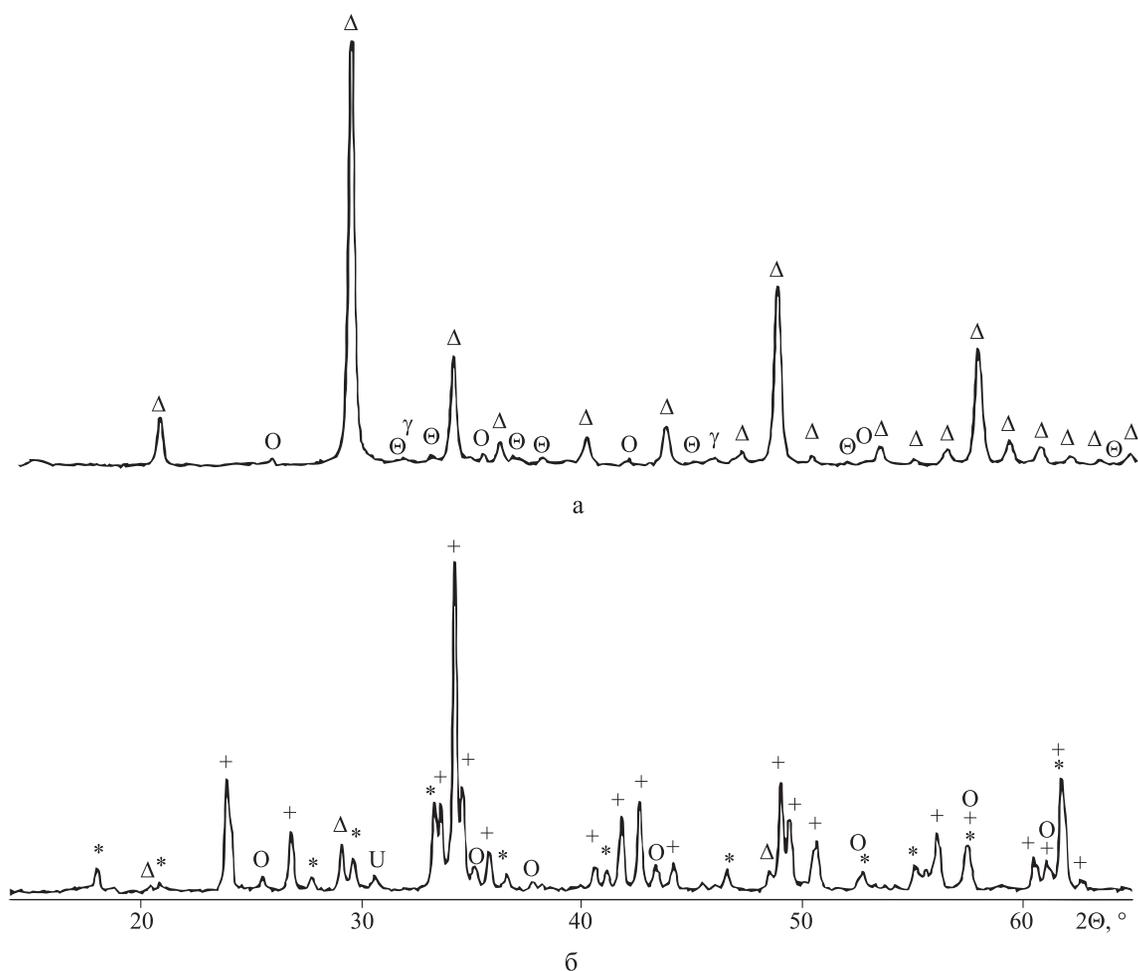


Рис. 2. Рентгенограммы РФА компактов (а – первый способ; б – второй способ) и керамик γ – Al_2O_3 кубическая γ -фаза; + – YAlO_3 орторомбический;

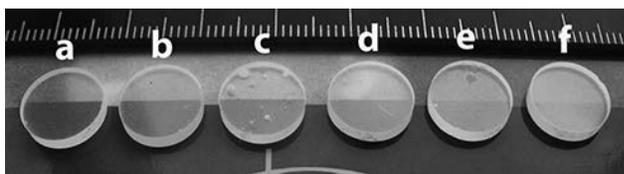


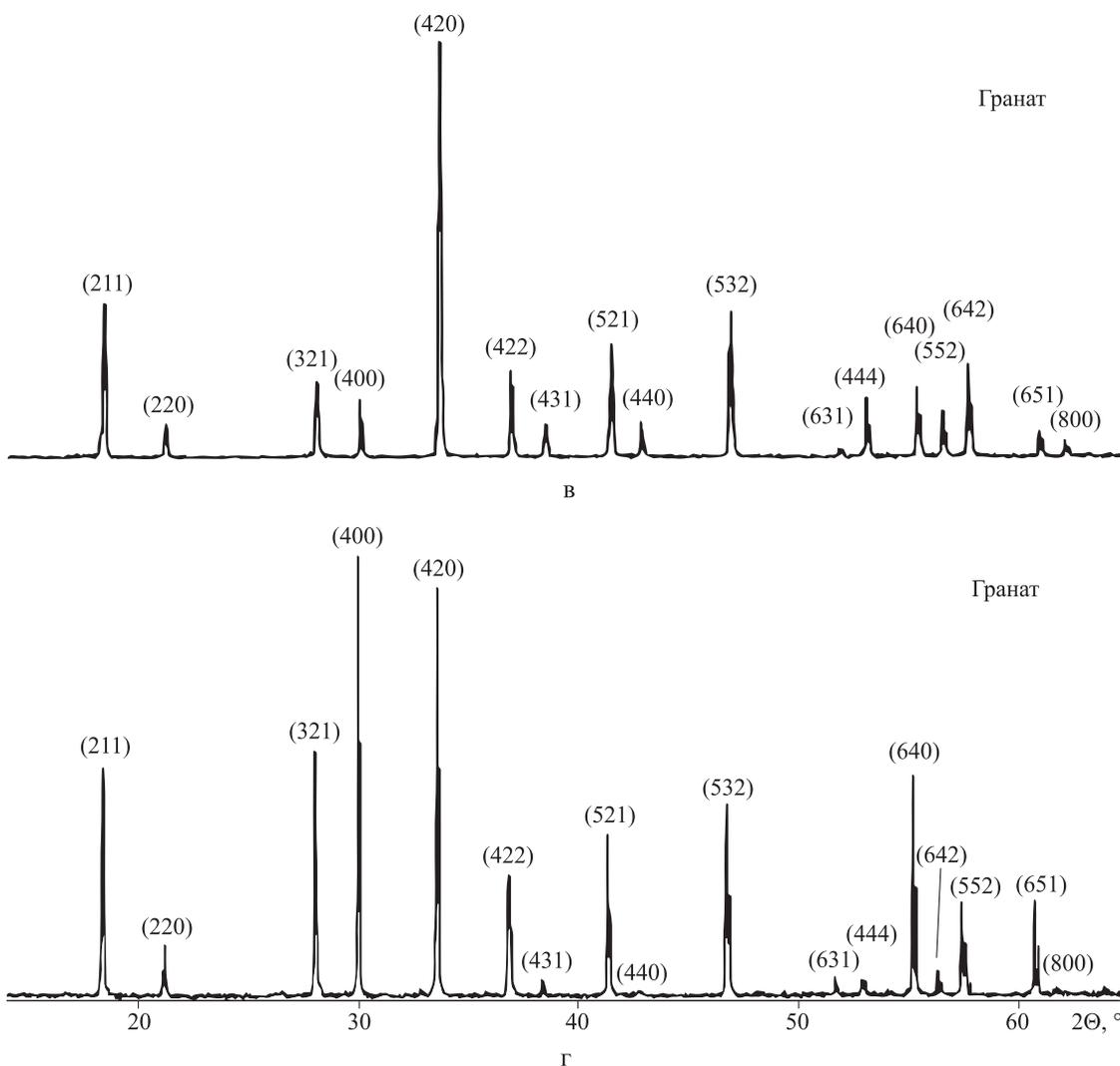
Рис. 1. Фотографии образцов $Ce^{3+}:YAG$ керамик:
 а – № 2420 – 0,1 ат. % Се; б – № 2405 – 1 ат. % Се;
 в – № 2421 – 0,1 ат. %; г – № 2406 – 1 ат. % Се;
 д – № 1854 – 0,1 ат. % Се; е – № 1851 – 1 ат. % Се

теризуются яркой желтой окраской и высокой прозрачностью [11].

В данной работе, как уже упоминалось ранее, принципиальное различие между способами заключается в синтезе основной фазы алюмоиттриевого граната из порошков оксидов иттрия и алюминия: непосредственно во время спекания (первый способ) и до спекания (второй способ). Это различие наглядно

можно наблюдать на рентгенограммах РФА компактов: первый способ показан на рис. 2, а, второй – на рис. 2, б.

При использовании первого способа компакт был отожжен при $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ в течение 10 ч. По технологии для удаления органики предусмотрен отжиг в течение 3 ч, но для точного фиксирования отсутствия реакций между оксидом иттрия и алюминия время было увеличено до 10 ч. В результате проведения исследований не было обнаружено реакций между оксидами (см. рис. 2, а). При этом РФА показывает наличие кубической фазы Y_2O_3 в количестве 60 вес. % и средних размеров кристаллитов (ОКР) = 43 (5) нм, наличие различных фаз оксида алюминия: корунд ромбоэдрический в количестве 10 вес. % и ОКР = 48 (10) нм, моноклинную θ -фазу Al_2O_3 в



(в – первый способ, г – второй способ): Δ – Y_2O_3 кубический; O – корунд; Θ – Al_2O_3 моноклинная θ -фаза; * – гранат; U – неустановленная кристаллическая фаза



количестве 20 вес. % и ОКР = 22 (2) нм, кубическую θ -фазу Al_2O_3 в количестве 10 вес. % и ОКР = 29 (3) нм. Наличие большого количества различных фаз оксида алюминия вызвано предварительными отжигами нанопорошка и компакта.

При применении второго способа компакт был также отожжен при 800 °С в течение 10 ч. Согласно данным РФА (см. рис. 2, б), он содержит следующие фазы: орторомбическую фазу перовскита $YAlO_3$ в количестве 65 вес. % и ОКР = 90 (20) нм, ромбоэдрический корунд в количестве 17 вес. % и ОКР = 70 (10) нм, кубический гранат $Y_3Al_5O_{12}$ в количестве 14 вес. % и ОКР = 78 (6) нм, кубический Y_2O_3 в количестве 4 вес. % и ОКР = 54 (6) нм, неустановленную кристаллическую фазу, содержание < 1 вес. %. Вероятно, это одна из модификаций оксида алюминия. Из РФА (см. рис. 2, б) видно, что исходный компакт был получен из уже прореагировавших оксидных порошков, которые образовали необходимую фазу кубического граната $Y_3Al_5O_{12}$ и промежуточную орторомбическую фазу перовскита $YAlO_3$. Кроме того, обнаружено, что часть исходного материала (оксидные порошки иттрия и алюминия) так и не прореагировала.

В результате использования обоих способов после вакуумного спекания были синтезированы керамики со 100%-ной фазой YAG , что подтверждается типичными рентгенограммами РФА (см. рис. 2, в, г). 100%-ной фазой YAG обладали все исследуемые керамики.

Важным этапом синтеза керамики является прессование порошка, поэтому стоит отметить, что уплотняемость нанопорошков при одних и тех же давлениях прессования (в данном случае 200 МПа) заметно отличается. Так, например, для первого способа плотность компакта составила порядка 2,02 г/см³ (44,4 % от плотности YAG), для второго способа – 2,18 г/см³ (47,9 % от плотности YAG). Порошки во втором случае были более грубыми после прокалики и помола, чем исходные нанопорошки при первом подходе. Проблема уплотняемости нанопорошков существует, и ее исследуют [12, 13]: чем меньше размер частиц, тем хуже они прессуются. Исходная плотность частиц порошка не может не сказываться на конечных характеристиках оптических керамик.

Кроме того, конечная дисперсность частиц учитывалась при выборе соответствующей температуры синтеза YAG . Для первого способа была выбрана температура 1700 °С, так как использовался мелкий порошок, более активный с точки зрения спекания за счет более развитой удельной поверхности частиц. Для второго способа была выбрана температура 1780 °С, так как порошок был более грубый даже после размола вследствие агломерации частиц и фазовых превращений. Согласно данным *BET*-анализа, у порошков, использованных в первом способе (перед этапом прессования), удельная поверхность оксида иттрия – 17,92 м²/г, оксида алюминия – 57,5 м²/г, во втором способе (перед этапом прессования) удельная поверхность частиц составила 11,7 м²/г. Данные *BET*-анализа порошков согласуются с ОКР РФА, приведенными выше (см. рис. 2, а, б), где ОКР фаз материалов в компакте значительно больше размеров частиц исходных нанопорошков. Для исследования микроструктуры (рис. 3) грани керамик были отполированы, а затем подвергнуты термотравлению на воздухе при температуре 1350 °С в течение 5 ч. Исследования показали, что средние размеры кристаллитов керамик не зависят от способа получения. Зависимость наблюдается в образцах с различной концентрацией ионов Ce^{3+} (см. рис. 3). Средний размер кристаллитов уменьшается с 24–27 мкм (0,1 ат. % Ce) до 17 мкм (1 ат. % Ce).

Спектры оптического поглощения и пропускания исследуемых образцов представлены на рис. 4, а и 4, б соответственно. На спектрах наблюдаются ярко выраженные полосы поглощения с максимумами в районе 228, 260, 304, 338 и 457 нм, связанные с $4f \rightarrow 5d$ -переходами в ионах Ce^{3+} .

Как видно по спектрам оптического поглощения (см. рис. 4, а), интенсивность вышеуказанных полос поглощения образцов, синтезированных в рамках одного способа, существенно зависит от концентрации активатора. Однако интенсивность полос поглощения у образцов с одинаковой расчетной концентрацией активатора, но синтезированных разными способами, отличается (например, спектры для образцов № 2420, 2421 (первый способ синтеза) и № 1854 (второй способ синтеза),

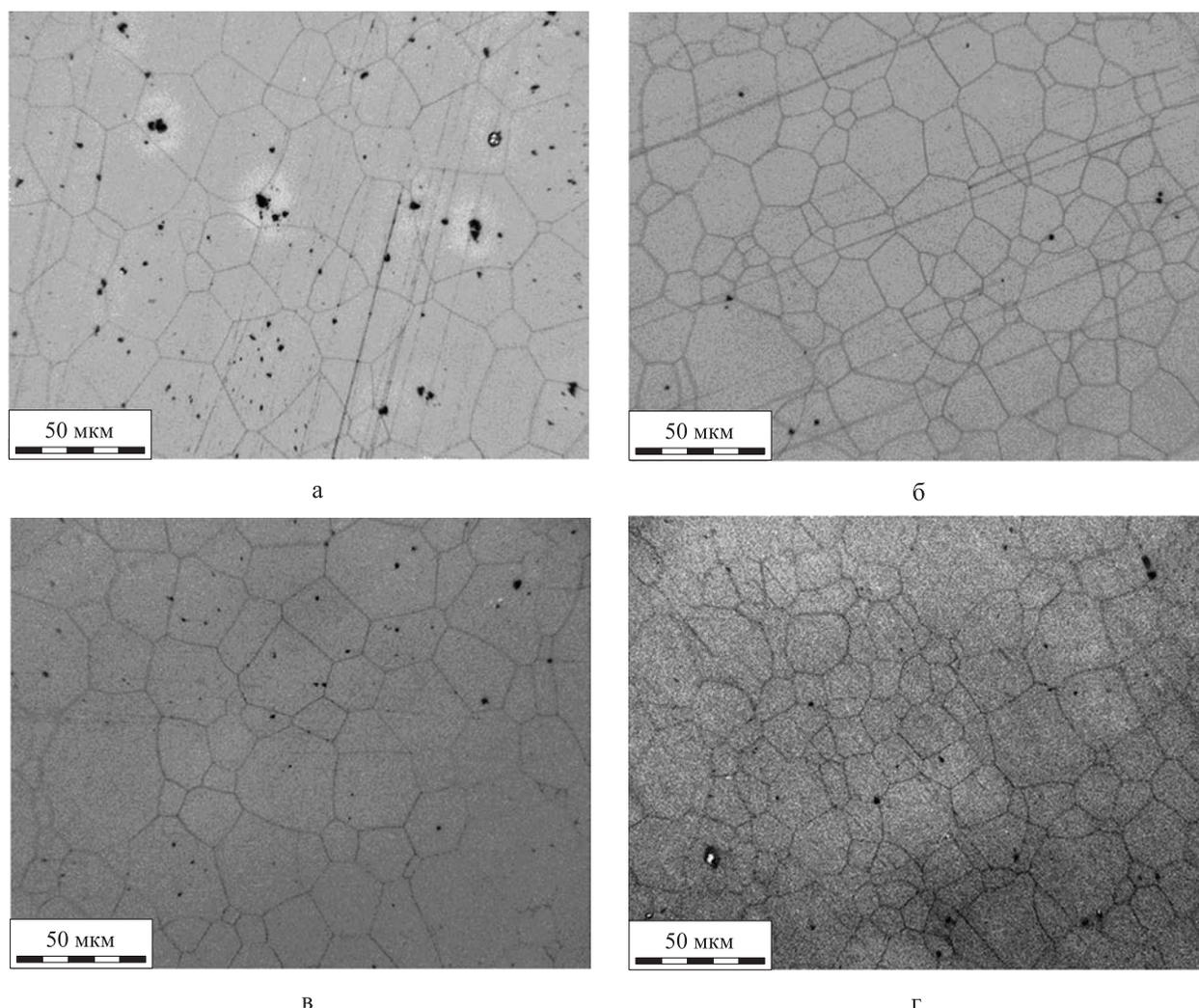


Рис. 3. Фотографии полированных поверхностей образцов $\text{Ce}^{3+}:\text{YAG}$ керамик:
 а – образец № 2420 – 0,1 ат. % Се (первый способ); б – № 2405 – 1 ат. % Се (первый способ);
 в – № 1854 – 0,1 ат. % Се (второй способ); г – № 1851 – 1 ат. % Се (второй способ)

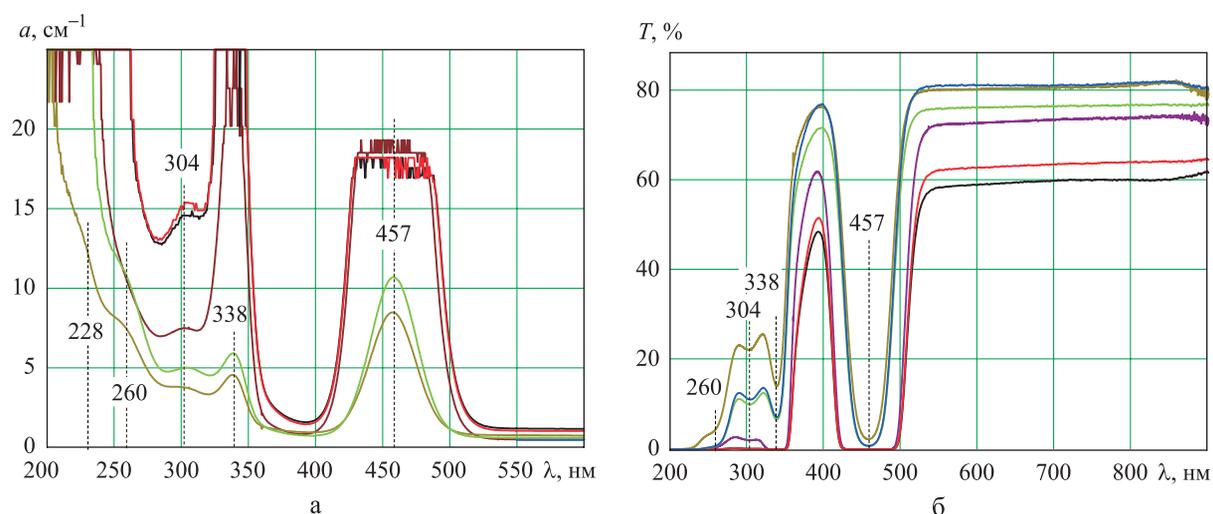


Рис. 4. Спектры поглощения (а) и пропускания (б) образцов $\text{Ce}:\text{YAG}$ керамик:
 — – № 2405 – 1 % Се (способ 1); — – № 2406 – 1 % Се (способ 1); — – № 2420 – 0,1 % Се (способ 1);
 — – № 2421 – 0,1 % Се (способ 1); — – № 1854 – 0,1 % Се (способ 2); — – № 1851 – 1 % Се (способ 2)

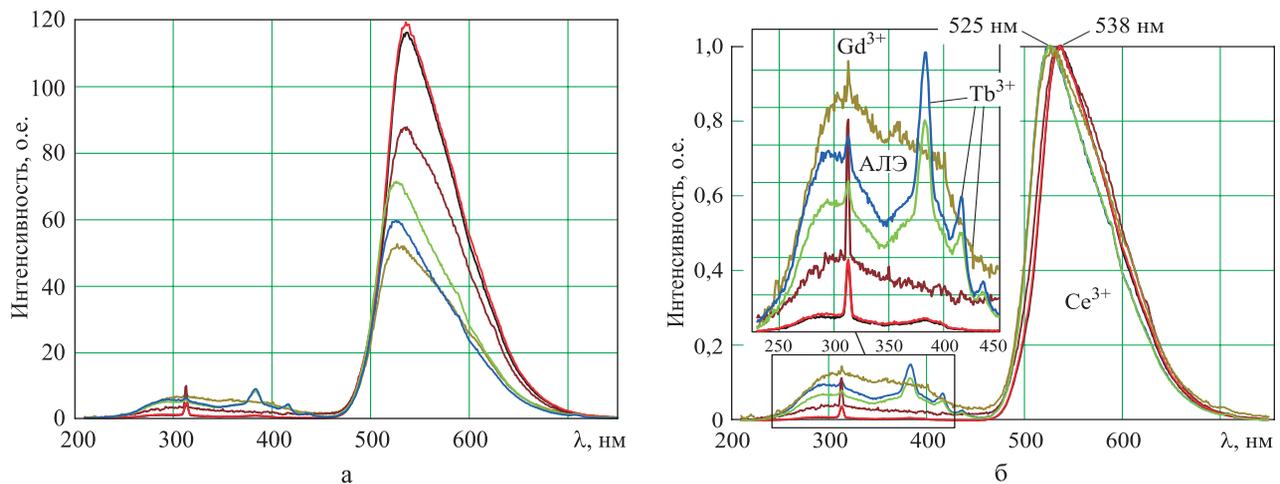


Рис. 5. Ненормированные (а) и нормированные (б) спектры РЛ образцов $\text{Ce}^{3+}:\text{YAG}$ керамик:

— № 2405 – 1 % Ce (способ 1); — № 2406 – 1 % Ce (способ 1); — № 2420 – 0,1 % Ce (способ 1);
— № 2421 – 0,1 % Ce (способ 1); — № 1854 – 0,1 % Ce (способ 2); — № 1851 – 1 % Ce (способ 2)

см. рис. 4, а). В результате можно сделать вывод, что образцы, синтезированные вторым способом, содержат меньшее количество ионов Ce^{3+} . Исходя из этого первый подход более предпочтителен с точки зрения точной дозировки допанта.

Из спектров оптического пропускания (см. рис. 4, б) видно, что в области прозрачности (540–900 нм) коэффициент пропускания для образцов керамик составил от 60 до 81 %. Значение коэффициента пропускания в этой области (см. рис. 4, б), определяющее оптическое качество образцов, зависит от концентрации ионов Ce^{3+} в решетке YAG. Чем ниже концентрация ионов церия, тем выше оптическое качество образцов. Одной из причин возникновения данного эффекта может быть влияние размеров кристаллитов на оптические свойства образцов. Как было отмечено выше, при увеличении концентрации Ce^{3+} средний размер кристаллитов в образце уменьшается. При меньшем размере кристаллита появляется больше центров рассеяния света, что приводит к ухудшению оптического качества образцов. Можно предположить, что увеличение времени отжига приводит к росту размеров кристаллитов и повышает прозрачность керамик с большей концентрацией активатора Ce^{3+} .

Стоит отметить следующий эффект. Образцы с одинаковой концентрацией активатора, синтезированные в рамках первого способа (образцы № 2420, 2421 (0,1 % Ce) и

№ 2405, 2406 (1 % Ce)), имеют разный коэффициент пропускания в области прозрачности (см. рис. 4, б). Размер кристаллитов в указанных парах образцов одинаковый. Различие в парах заключается в наличии или отсутствии дополнительного отжига образцов керамик после просеивания через сито 200 меш (см. табл. 1). Образцы, не подвергнутые дополнительному отжигу, содержат больше пор и дефектов, образовавшихся вследствие попадания в исходный порошок вспомогательных органических веществ.

Спектры РЛ образцов измерены в диапазоне 200–800 нм (рис. 5). У всех образцов наблюдается интенсивная полоса свечения с максимумом в районе 525–538 нм, соответствующая излучательным $d-f$ -переходам ($^2D \rightarrow ^2F_{5/2}$ и $^2D \rightarrow ^2F_{7/2}$) в ионах Ce^{3+} . На нормированных спектрах РЛ (см. рис. 5, б) видно, что при росте концентрации активатора в образцах максимум спектра свечения сдвигается с 525 до 538 нм. В области 240–460 нм также наблюдается полоса люминесценции, связанная с распадом автолокализованных экситонов (АЛЭ) в матрице YAG. Сложная форма полосы АЛЭ обусловлена наличием полос поглощения центров Ce^{3+} в этой области. Дополнительно на спектрах РЛ возникают полосы свечения неконтролируемых примесей РЗЭ Gd^{3+} и Tb^{3+} (см. рис. 5), наличие которых в ничтожных количествах не влияет на основное свечение ионов Ce^{3+} .



Таблица 2

Сравнительные характеристики синтезированных образцов

Характеристики	Номер образца					
	№ 2420	№ 2405	№ 2421	№ 2406	№ 1854	№ 1851
Концентрация Се, ат. %	0,1	1	0,1	1	0,1	1
Способ приготовления	Первый			Второй		
Плотность компактов, г/см ³	2,02			2,18		
Относительная плотность, %	44,4			47,9		
Фазовый состав компактов	Y ₂ O ₃ – 60 вес. %, α-Al ₂ O ₃ – 10 вес. %, θ-Al ₂ O ₃ – 20 вес. %, γ-Al ₂ O ₃ – 10 вес. %			YAlO ₃ – 65 вес. %, α-Al ₂ O ₃ – 17 вес. %, Y ₃ Al ₅ O ₁₂ – 14 вес. %, Y ₂ O ₃ – 4 вес. %, неустановленная кристаллическая фаза < 1 вес. %		
Фазовый состав керамики	100 % кубическая фаза YAG					
Размер керамики, мм	Ø10×2					
Средний размер кристаллитов, мкм	24–27	17	24–27	17	24–27	17
Прозрачность в области 500–900 нм, %	76	60	81	63	73	80
Интенсивность РЛ полосы 530 нм, о. е.	71	116	60	119	51	88
Интенсивность РЛ полосы АЛЭ, о. е.	4,9	0,9	5,6	1,1	6,4	3,2

Результаты исследований позволили составить таблицу со сравнительными характеристиками образцов, синтезированных двумя способами (табл. 2). Независимо от способа синтеза получают однофазные образцы прозрачной керамики с достаточно высоким оптическим качеством (прозрачность не хуже 60 %) (см. табл. 2). Самым ярким свечением обладают образцы № 2405 и 2406, синтезированные в рамках первого способа с 1 % Се. Среди образцов с концентрацией церия 0,1 % самым ярким оказался образец № 2420. Интересно отметить, что данный образец обладает худшим оптическим качеством, чем аналогичные образцы с 0,1 % Се.

Для более точной оценки относительного содержания Се³⁺ в YAG керамике следует обратить внимание на полосу свечения АЛЭ (см. табл. 2). Интенсивность полосы АЛЭ в данном случае косвенно указывает на относительную концентрацию ионов церия в YAG (вставка на рис. 5, б, табл. 2). Чем выше концентрация ионов церия в YAG, тем ниже интенсивность полосы свечения АЛЭ. Интенсивность полосы свечения АЛЭ для образца № 2420 оказывается ниже, чем для образцов № 2421 и 1854, следо-

вательно, концентрация ионов Се³⁺ в образце № 2420 больше. В результате содержание ионов Се³⁺ в решетке YAG при втором способе синтеза керамики меньше, чем при первом.

Заключение

Синтезированы однофазные образцы керамик 0,1 ат. % Се:YAG и 1 ат. % Се:YAG с размерами Ø10×2 мм двумя различными способами из нанопорошков с размером зерен 10–15 нм. Показано, что увеличение в образцах концентрации активатора с 0,1 до 1 ат. % приводит к уменьшению среднего размера кристаллитов с 24–27 мкм до 17 мкм, что, в свою очередь, является одной из причин снижения коэффициента пропускания образцов в диапазоне длины волн 500–900 нм с 81 до 60 %. При синтезе основной фазы алюмоиттриевого граната в керамиках YAG непосредственно во время спекания образцов (первый способ) отсутствие промежуточного отжига после просеивания порошка и перед прессованием приводит к снижению прозрачности готовых керамик и появлению зависимости прозрачности от концентрации активатора. Чем выше концентрация активатора, тем хуже прозрачность образцов. При синтезе фазы YAG до спекания (второй подход) зависимость



обратная. Однако при этом снижается интенсивность люминесценции, что может происходить из-за дополнительного выхода активатора из образцов во время перевода смеси порошков в YAG в брикетах и/или во время вакуумного спекания, температура которого заметно выше (1700 °C – первый способ и 1780 °C – второй способ). Данный вопрос еще предстоит изучить.

В результате можно отметить, что из приведенного анализа двух способов синтеза керамик Ce:YAG, синтез основной фазы алюмоиттриевого граната непосредственно во время спекания оптической керамики (первый подход) более предпочтителен с точки зрения точной дозировки активатора, простоты синтеза, временных и энергетических затрат и, как следствие, снижения стоимости технологии изготовления оптических сцинтилляционных керамик на основе YAG.

Работа выполнена при поддержке проекта РФФИ № 19-08-00117. Авторы выражают благодарность кандидату физико-математических наук В. В. Платонову и Р. Н. Максимова из Института электрофизики УрО РАН за синтез нанопорошков и подготовку образцов соответственно.

Список литературы

1. *Ikesue A., Aung Y. L., Taira T., Kamimura T., Yoshida K., Messing G. L.* Progress in ceramic lasers // Annual Review of Materials Research. 2006. V. 36. Pp. 397–429.
2. *Greskovich C., Duclos S.* Ceramic scintillators // Annual Review of Materials Science. 1997. V. 27. № 1. Pp. 69–88.
3. *Zych E., Brecher C., Wojtowicz A. J., Lingertat H.* Luminescence properties of Ce-activated YAG optical ceramic scintillator materials // Journal of Luminescence. 1997. V. 75. № 3. Pp. 193–203.
4. *Kobayoshi M., Shinkawa T., Sato T. et al.* YAlO₃: Ce-Am light pulsers as a gain monitor for undoped CsI detectors in a magnetic field // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 1994. V. A337. P. 355.
5. *Fyodorov A. A., Pavlenco V. V., Korzhik M. V., et al.* Stability of scintillator light yield under small radiation doses // Radiation Measurements. 1996. V. 26. № 2. P. 215.
6. *Ikesue A. J.* Ce:YAG Ceramic Scintillator for Electron Beam Detector // Journal of the Ceramic Society of Japan. 2000. V. 108. № 11. Pp. 1020–1023.
7. *Schauer P.* Optimization of decay kinetics of YAG:Ce single crystal scintillators for S(T) EM electron detectors // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research. 2011. V. 269. Pp. 2572–2577.
8. *Bagayev S. N., Osipov V. V., Solomonov V. I., Shitov V. A., Maksimov R. N., Lukyashin K. E., Vatnik S. M., Vedin I. A.* Fabrication of Nd³⁺:YAG laser ceramics with various approaches // Optical Materials. 2012. V. 34. № 8. Pp. 1482–1487.
9. *Osipov V. V., Shitov V. A., Solomonov V. I., Lukyashin K. E., Spirina A. V., Maksimov R. N.* Composite Nd:YAG/Cr⁴⁺:YAG transparent ceramics for thin disk lasers // Ceramics International. 2015. V. 41. Pp. 13277–13280.
10. *Osipov V. V., Kotov Yu. A., Ivanov M. G., Samatov O. M., Lisenkov V. V., Platonov V. V., Murzakaev A. M., Medvedev A. I., Azarkevich E. I.* Laser synthesis of nanopowders // Laser Physics. 2006. V. 16. Pp. 116–125.
11. *Лукьяшин К. Е., Шитов В. А., Ищенко А. В., Шевелев В. С., Шульгин Б. В., Басырова Е. Р.* Зависимость люминесцентно-оптических свойств прозрачной керамики Ce:YAG от условий синтеза // Сборник трудов X международной конференции молодых ученых и специалистов «ОПТИКА – 2017» (Санкт-Петербург, 16–20 октября 2017). СПб: Университет ИТМО, 2017. С. 301–303.
12. *Boltachev G. Sh., Lukyashin K. E., Shitov V. A., Volkov N. B.* Three-dimensional simulations of nanopowder compaction processes by granular dynamics method // Physical review E. 2013. V. 88. 012209.
13. *Boltachev G., Volkov N., Lukyashin K., Markov V., Chingina E.* Influence of particle size distribution on nanopowder cold compaction processes // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2017. V. 208, № 1. 012008.

Поступила 21.03.18



Лукьяшин Константин Егорович – младший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института электрофизики Уральского отделения Российской академии наук, г. Екатеринбург. Область научных интересов: теория конденсированного состояния, образование и структура кристаллов, нано- и мембранные технологии, физико-химические и радиационные проблемы материаловедения, фундаментальные основы создания новых металлических, керамических и композиционных материалов.

Шитов Владислав Александрович – младший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института электрофизики Уральского отделения Российской академии наук, г. Екатеринбург. Область научных интересов: лазерная физика, фундаментальные основы создания новых металлических, керамических и композиционных материалов, образование и структура кристаллов, нано- и мембранные технологии.

Медведев Анатолий Иванович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института электрофизики Уральского отделения Российской академии наук, г. Екатеринбург. Область научных интересов: рентгенофазовый анализ наночастиц, порошков и поликристаллов, структура веществ.

Ищенко Алексей Владимирович – доцент кафедры экспериментальной физики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург. Область научных интересов: физика конденсированного состояния, оптика, люминесценция.

Шевелев Владимир Сергеевич – аспирант кафедры экспериментальной физики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург. Область научных интересов: физика конденсированного состояния, оптика, люминесценция.

Шульгин Борис Владимирович – профессор кафедры экспериментальной физики Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург. Область научных интересов: физика конденсированного состояния, оптика, люминесценция.



Ce: YAG ceramics: effect of synthesis technology on luminescent and optical properties

The paper studies the influence of the synthesis technology on the luminescent and optical characteristics of transparent Ce doped yttrium aluminum garnet (YAG) ceramics synthesized in two ways. The transparency of samples with a size of $\varnothing 10 \times 2$ mm reaches 60 to 81 % in the 500–900 nm wavelength range. The effect of intermediate synthesis steps on the optical characteristics and final concentration of the Ce^{3+} activator in the YAG ceramic has been described and discussed.

Keywords: ceramics, YAG, garnet, cerium, synthesis, scintillator.

Lukyashin Konstantin Egorovich – Junior Researcher, Institute of Electrophysics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg.

Science research interests: theory of condensed state, formation and structure of crystals, nano- and membrane technologies, physico-chemical and radiation problems of materials science, fundamentals of creating new metal, ceramic and composite materials.

Shitov Vladislav Aleksandrovich – Junior Researcher, Institute of Electrophysics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg.

Science research interests: laser physics, fundamentals of creating new metal, ceramic and composite materials, formation and structure of crystals, nano- and membrane technologies.

Medvedev Anatoliy Ivanovich – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Institute of Electrophysics of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Ekaterinburg.

Science research interests: X-ray phase analysis of nanoparticles, powders and polycrystals, substance structure.

Ishchenko Aleksey Vladimirovich – Associate Professor, Department of Experimental Physics, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeitsin, Ekaterinburg.

Science research interests: condensed matter physics, optics, luminescence.

Shevelev Vladimir Sergeevich – Post-graduate student, Department of Experimental Physics, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeitsin, Ekaterinburg.

Science research interests: condensed matter physics, optics, luminescence.

Shulgин Boris Vladimirovich – Professor, Department of Experimental Physics, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeitsin, Ekaterinburg.

Science research interests: condensed matter physics, optics, luminescence.



УДК 666.3

С. М. Титова, Н. В. Обабков, А. Ф. Закирова,
В. С. Докучаев, И. Ф. Закиров

Получение керамических волокон на основе диоксида циркония с использованием вязкого материала

Представлена технология получения керамических волокон состава $ZrO_2-Y_2O_3$ посредством пропитки скрученных вязких нитей растворами нитрата циркония с добавкой нитрата иттрия и последующей термообработкой. Определено влияние концентрации пропитывающего раствора на прочностные характеристики полученных керамических волокон. Предложен метод определения предела прочности дискретных керамических волокон на разрыв.

Ключевые слова: диоксид циркония, керамические материалы, армирование, оксидные волокна, пропитка, вязкая нить, предел прочности.

Введение

Оксидные керамические материалы обладают высокой коррозионной, химической, радиационной стойкостью и низкой теплопроводностью, что делает возможным длительную эксплуатацию керамических изделий в условиях воздействия агрессивных сред и повышенных температур [1, 2]. В современной технике применяются оксидные керамические материалы с повышенной пористостью, например, для обеспечения тепловой защиты узлов и деталей авиационной и ракетной техники, изготовления катализаторов, фильтров, мембран с частичной проницаемостью, электродов, топливных и электролитных элементов, а также для элементов костных протезов и имплантов [3–6]. К существенным недостаткам пористой керамики относятся низкие значения прочностных характеристик, которые могут быть улучшены путем армирования высокопрочными волокнами и нитевидными кристаллами [7–10]. Для керамических материалов, работающих при высоких температурах в окислительных средах, наиболее эффективно использование оксидных волокон [2]. Однако в настоящее время недостаточно разработаны технологии получения волокон заданного состава и свойств, что делает проблему создания новых керамических волокон актуальной.

Существуют несколько методов синтеза керамических оксидных волокон, например метод экстракции, экструзии, золь-гель метод [11–14]. Одним из наиболее технологичных и простых в реализации является метод адсорбции, или пропитки, основанный на способности синтетических полимеров к поглощению неорганических соединений [15].

Представленная работа носит прикладной характер, ее целью является создание технологии производства керамических волокон заданного химического и фазового составов для армирования композитов. Возможно получение керамических волокон различного диаметра при использовании соответствующих вязких нитей. При создании производства таких волокон можно организовать непрерывный процесс, включающий пропитку жгутов непрерывных нитей с последующей сушкой и обжигом в аппаратах проходного типа. В рамках настоящей статьи разработана технология получения оксидных волокон состава $ZrO_2-Y_2O_3$ путем осаждения их из солевых растворов на органических волокнах, в качестве которых использовали скрученные вязкие нити, имеющие необходимое для арматуры периодическое строение, что составляет новизну данной работы.

Экспериментальная часть и обсуждение результатов

Процесс образования керамических волокон основан на осаждении на поверхности вязких волокон солевой смеси нитратов циркония и иттрия. Для этого вязкие во-



локна погружают в солевой раствор соответствующего состава и выдерживают в нем определенное время. После извлечения из раствора пропитанные волокна подвергаются сушке и обжигу. При обжиге происходит процесс формирования структуры керамических волокон за счет термодеструкции вискозы и разложения солевой смеси с образованием керамики состава $ZrO_2-Y_2O_3$ [15]. При этом в качестве волокна-носителя используют вискозу, поскольку данный материал поглощает в несколько раз больше воды и растворов, чем другие волокна, например хлопковые. Это позволяет получать керамические волокна с меньшей пористостью и более высокой прочностью [16].

Рабочие растворы нитрата цирконила и нитрата иттрия для пропитки готовили путем растворения навесок основного карбоната циркония $ZrO(CO_3)_2$ и оксида иттрия Y_2O_3 в концентрированной азотной кислоте.

Раствор для пропитки вязкого материала готовили путем смешения полученных нитратных растворов из расчета получения оксидной фазы состава $ZrO_2 - 7$ масс. % и $Y_2O_3 - 93$ масс. %. Такой состав твердого раствора диоксида циркония частично стабилизирован в тетрагональной модификации с небольшой добавкой моноклинной фазы и обладает более высокой термостойкостью [1, 7, 17]. Дополнительно в раствор для пропитки в качестве пластификатора и загустителя вводили поливиниловый спирт в виде 10%-ного водного раствора, взятого в количестве 10 % от общей массы пропитываемого раствора [18].

В данной работе использованы вискозные нити 1-го сорта, блестящие, диаметром 0,55 мм, что соответствует линейной плотности нити 200 текс. Нити для насыщения погружали в приготовленный раствор и вакуумировали в течение 40 минут; суммарную концентрацию циркония и иттрия варьировали в диапазоне от 200 до 500 кг/м³ (в пересчете на оксиды). Значение pH приготовленного раствора составило 0,1–0,2. Общее время выдержки вязкого волокна в растворе – 24 ч. После пропитки нити извлекали из раствора и сушили при температуре 80 °С в течение 2 ч, а затем температуру поднимали до

400 °С и выдерживали нити в этих условиях еще 2 ч. Образовавшиеся после сушки волокна обладали повышенной сквозной пористостью, что позволяло для упрочнения волокон проводить их повторную пропитку, которую осуществляли раствором того же состава и при тех же условиях, что и при первой пропитке. Высушенные волокна в дальнейшем подвергали обжигу при температуре 1400 °С в течение 2 ч. При этом в процессе спекания керамического волокна происходила его значительная усадка, и диаметр окончательно спеченного волокна состава $ZrO_2 - 7$ масс. % и $Y_2O_3 - 93$ масс. % составил 0,3–0,4 мм. После обжига длинных волокон ввиду значительной хрупкости происходила их фрагментация на куски длиной 5–20 мм (рис. 1, а).

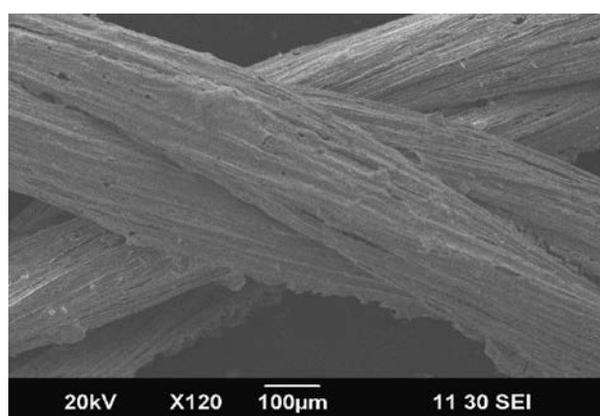
Анализ микроструктуры, проведенный с помощью оптического микроскопа *Olympus* (рис. 1, б, в) и сканирующего электронного микроскопа *JSM-6390LA* (рис. 2), показал, что в сечении волокна имеют достаточно крупные продольные поры.

Рентгенофазовый анализ образцов синтезированных керамических волокон вели на приборе *XPertPro MPD (Malvern Panalytical, Нидерланды)* в *CuK*-излучении. Содержание фаз в образце волокон определяли методом Ритвельда. Обработка аналитических данных осуществлялась с помощью программного обеспечения *XPert High Score Plus*. По данным рентгенофазового анализа, в образцах волокон идентифицировано три фазы: кубический и тетрагональный $(Zr-Y)O_2$ (содержание в образце 45,3 и 28,2 % соответственно), а также фаза бадделеита (26,5 %). Рентгенограмма образца керамического волокна приведена на рис. 3.

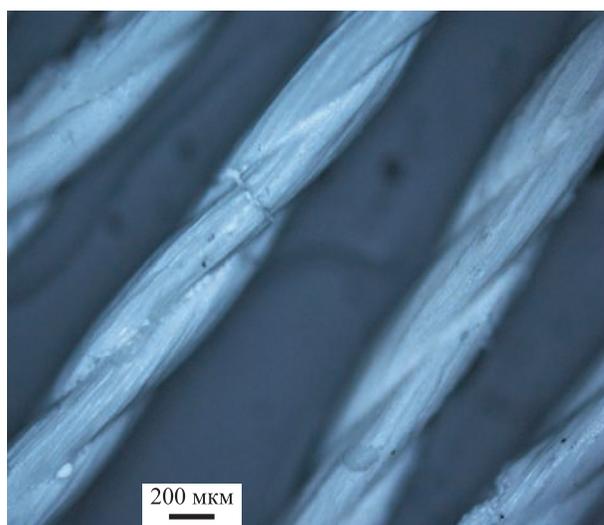
Для проведения исследований прочностных свойств полученных керамических волокон авторы статьи разработали методику, основанную на определении предела прочности при растяжении композита «керамическое волокно – эпоксидная смола». Образцы композиционного материала готовили путем заливки универсальным эпоксидным клеем специальной формы (рис. 4). Исследуемые волокна вводили в количестве до 35 штук в смолу в области шейки образца. После отверждения образцы подвергали термообработке при 50 °С для их упроч-



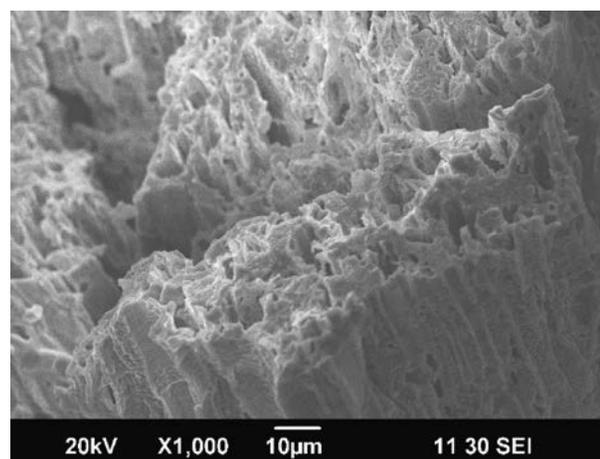
а



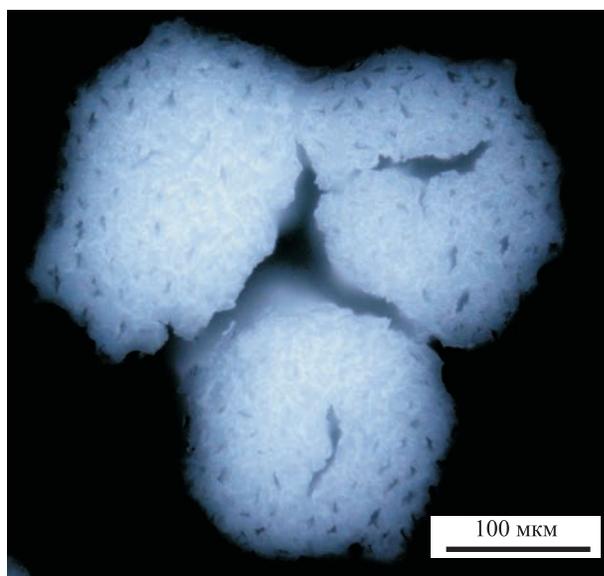
а



б



б



в

Рис. 1. Керамические волокна $ZrO_2-Y_2O_3$, синтезированные методом двойной пропитки скрученной вискозной нити раствором нитрата цирконила и нитрата иттрия с суммарной концентрацией 500 кг/м^3 (в пересчете на оксиды):

а – внешний вид; б, в – микрофотографии

Рис. 2. Керамическое волокно $ZrO_2-Y_2O_3$, синтезированное методом двойной пропитки скрученной вискозной нити раствором нитратов цирконила и иттрия:
а – внешний вид; б – излом

нения. В тех же условиях готовили образцы без волокон для испытания прочностных свойств смолы как матричного материала в композите.

Испытания на растяжение проводили на разрывной машине при скорости деформирования $1,0 \text{ мм/мин}$. Процесс вели до полного разрушения образца и определяли пределы прочности композита «смола – волокно» и отдельно смолы. На рис. 5 представлена фрактограмма излома шейки заготовки композита. Размытый излом волокна указывает на неровность его поверхности. Излом матрицы представлен гладкими стеклоподобными фасетками смолы. Предел прочности керамических волокон рассчитывали исходя из принципа аддитивности по формуле (1), определив предварительно площади поперечного сечения шейки образца и всех волокон [19]:

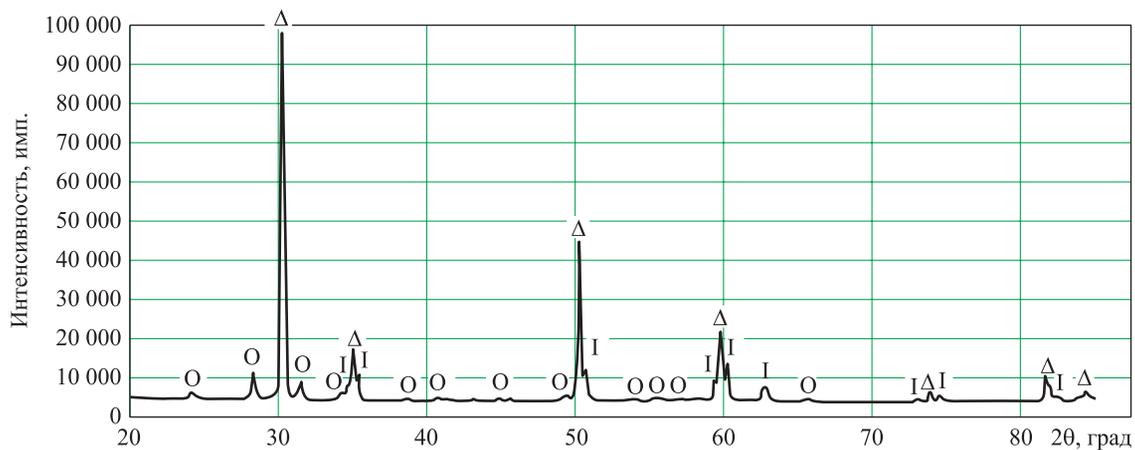


Рис. 3. Рентгенограмма образца керамического волокна $ZrO_2-Y_2O_3$, синтезированного методом пропитки скрученной вискозной нити растворами нитратов циркония и иттрия:
 O – фаза бадделеита; Δ – фаза кубического $(Zr-Y)O_2$; I – фаза тетрагонального $(Zr-Y)O_2$

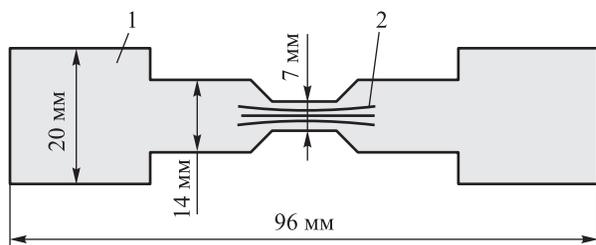


Рис. 4. Образец для измерения прочности керамического волокна на растяжение:
 1 – матрица композиционного материала – эпоксидная смола; 2 – керамическое волокно

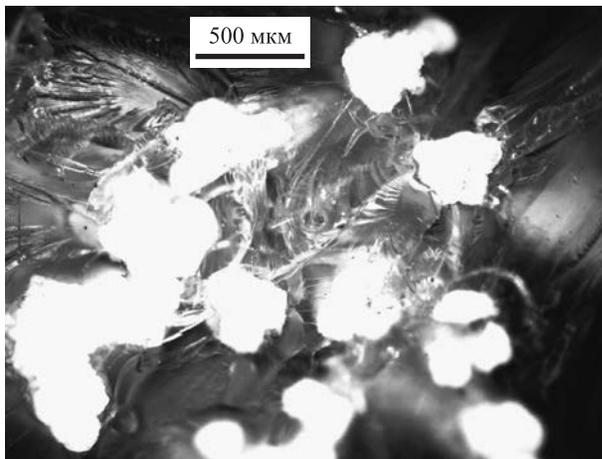


Рис. 5. Фрактограмма излома шейки образца композиционного материала «керамическое волокно – эпоксидная смола»

$$\sigma_{\text{вол}} = \frac{\sigma_{\text{км}} - \sigma_{\text{м}}(1 - S_{\text{вол}})}{S_{\text{вол}}},$$

где $\sigma_{\text{км}}$, $\sigma_{\text{вол}}$, $\sigma_{\text{м}}$ – предел прочности при растяжении композиционного материала, волокна, матрицы, соответственно (МПа);

$S_{\text{вол}}$ – поперечное сечение волокон в относительных единицах (поперечное сечение шейки образца).

Было исследовано влияние концентрации пропитывающего раствора на прочностные свойства получаемых волокон в условиях однократной пропитки. Экспериментально установлено, что прочность получаемых волокон почти линейно зависит от концентрации пропитывающего раствора (рис. 6). Максимальная прочность волокон составляет 190 МПа при концентрации пропитывающего раствора 500 кг/м^3 (по сумме оксидов). Повторная пропитка вискозной нити способствует увеличению предела прочности волокон при растяжении до 213 МПа.

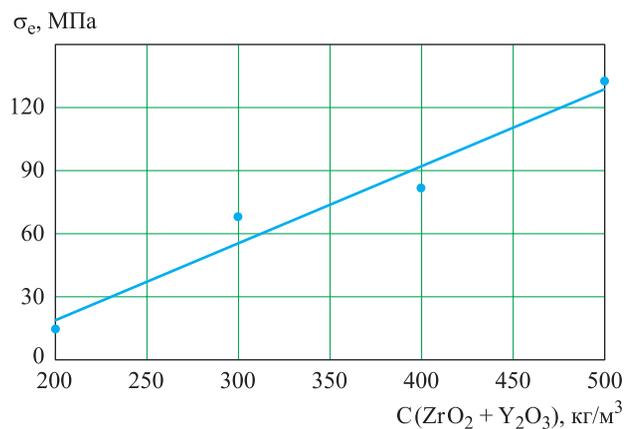


Рис. 6. Зависимость предела прочности керамических волокон $ZrO_2-Y_2O_3$, синтезированных методом однократной пропитки вискозной нити, от суммарной концентрации циркония и иттрия в растворе



Увеличение концентрации пропитывающих растворов более 500 кг/м³ не целесообразно, поскольку происходит значительное повышение вязкости рабочего раствора и, соответственно, ухудшение пропитываемости вискозной нити.

Заключение

Разработана технология синтеза керамических волокон ZrO₂-Y₂O₃ методом пропитки скрученных вискозных нитей раствором оксинитрата циркония с добавлением нитрата иттрия. Установлено, что наиболее прочные волокна на растяжение до 190 МПа получают при концентрации раствора 500 кг/м³ (в пересчете на оксиды). Диаметр полученных волокон составляет 0,3–0,4 мм, а длина – 5–20 мм. При повторной пропитке предварительно отожженных при 400 °С волокон раствором того же состава и последующем высокотемпературном обжиге (при 1400 °С) предел прочности волокон повышается до 213 МПа.

Список литературы

1. Рутман Д. С. Высокотемпературные материалы из диоксида циркония. М.: Металлургия, 1985. 136 с.
2. Кац С. М. Высокотемпературные теплоизоляционные материалы. М.: Металлургия, 1981. 232 с.
3. Cheng B., Tao X., Shi L., Yan G., Zhuang X. Fabrication of ZrO₂ ceramic fiber mats by solution blowing process // *Ceramics International*. 2014. Vol. 40. Pp. 15013–15018.
4. Бугаева А. Ю., Лоухина И. В., Белый В. А., Дудкин Б. Н. Влияние диоксида церия на термическое превращение микроволокон диоксида циркония, полученных импрегнированием хлопкового волокна // *Журнал общей химии*. 2014. Т. 84. Вып. 2. С. 194–198.
5. Бугаева А. Ю., Лоухина И. В., Дудкин Б. Н., Филиппов В. Н. Микроструктура керамических волокон диоксида циркония, полученных темплатным синтезом // *Журнал общей химии*. 2015. Т. 85. Вып. 12. С. 1946–1950.
6. Yuan K., Jin X., Yu Z., Gan X., Wang X., Zhang G., Zhu L., Xu D. Electrospun mesoporous zirconia ceramic fibers for catalyst supporting applications // *Ceramics International*. 2018. Vol. 44. Pp. 282–289.
7. Михеев С. В. Керамические и композиционные материалы в авиационной технике. М.: Альтекс. 2002. 276 с.
8. Афанасов И. М., Лазорьяк Б. И. Высокотемпературные керамические волокна. М.: МГУ им. М. В. Ломоносова, 2010. 51 с.
9. Шевченко В. Я. Введение в техническую керамику. М.: Наука, 1993. 112 с.
10. Каблов Е. Н., Щетанов Б. В., Ивахненко Ю. А., Балинова Ю. А. Перспективные армирующие высокотемпературные волокна для металлических и керамических композиционных материалов // *Труды ВИАМ*. 2013. № 2. С. 5.
11. Zang T. Fabrication of biomorphic Al₂O₃ ceramic with hierarchical architectures by templating of cotton fibers // *Ceramics international*. 2014. Vol. 40. Pp. 13703–13707.
12. Исаченков М. В., Жуков А. В., Чижевская С. В. Синтез дискретных волокон на основе диоксида циркония // *Успехи в химии и химической технологии*. 2018. Т. XXXII. № 9. С. 65–67.
13. Варрик Н. М., Максимов В. Г. Особенности получения высокотемпературного оксидного волокна // *Новости материаловедения. Наука и техника*. 2016. Т. 24. № 6. С. 39–48.
14. Дудкин Б. Н., Мельничук С. В., Кривошапкин П. В. Использование оксидных золь-гель систем в получении поликристаллического волокна керамическим способом // *Огнеупоры и техническая керамика*. 2006. № 2. С. 7–12.
15. Ермоленко И. Н. Волокнистые высокотемпературные керамические материалы. Минск: Наука и техника, 1991. 255 с.
16. Кукин Г. М., Соловьев А. Н., Кобляков А. И. Текстильное материаловедение (волокна и нити). М.: Легпромбытиздат, 1989. 352 с.
17. Гаршин А. П., Гропянов В. М., Зайцев Г. П., Семенов С. С. Керамика для машиностроения. М.: Научтехлитиздат, 2003. 384 с.
18. Способ получения керамического композиционного изделия. Патент 2412134 RU; опубл. 20.02.2011.
19. Юскаев Б. В. Композиционные материалы : учебное пособие. Сумы: Изд-во СумГУ, 2006. 199 с.

Поступила 21.03.18



Титова Светлана Михайловна – ведущий инженер, аспирант кафедры редких металлов и наноматериалов Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Обабков Николай Васильевич – доктор технических наук, профессор кафедры редких металлов и наноматериалов Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Закирова Алсу Фларитовна – студентка кафедры редких металлов и наноматериалов Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Докучаев Вадим Сергеевич – студент кафедры редких металлов и наноматериалов Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Закиров Ильсур Фларитович – инженер 2-й категории кафедры редких металлов и наноматериалов Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: высокотемпературная керамика и композиционные материалы.

Production of zirconia-based ceramic fibers using viscose material

The paper focuses on the technology of producing $ZrO_2-Y_2O_3$ ceramic fibers by impregnating twisted viscose yarns with zirconyl nitrate solutions with the addition of yttrium nitrate and subsequent heat treatment. We determined the effect of the impregnating solution concentration on the strength characteristics of the obtained ceramic fibers. As a result, we proposed a method for determining the tensile strength of discrete ceramic fibers.
Keywords: zirconia, ceramic materials, reinforcement, oxide fibers, impregnation, viscose yarn, tensile strength.

Titova Svetlana Mikhailovna – leading engineer, post-graduate student, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin, Ekaterinburg.
Science research interests: high temperature ceramics and composite materials.

Obabkov Nikolay Vasilievich – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin, Ekaterinburg.
Science research interests: high temperature ceramics and composite materials.

Zakirova Alsu Flaritovna – student, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin, Ekaterinburg.
Science research interests: high temperature ceramics and composite materials.

Dokuchaev Vadim Sergeevich – student, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin, Ekaterinburg.
Science research interests: high temperature ceramics and composite materials.

Zakirov Ilсур Flaritovich – engineer of the 2nd category, Department of Rare Metals and Nanomaterials, Ural Federal University named after the First President of Russia B. N. Yeltsin, Ekaterinburg.
Science research interests: high temperature ceramics and composite materials.



УДК 62-1/-9

Б. А. Храмов, А. В. Гусев

Исследование динамических характеристик трехлинейного регулятора расхода

Рассмотрена динамическая модель работы трехлинейного золотникового регулятора расхода для различных решений геометрии золотника, а также для двух вариантов математического описания демпфирующих гидравлических устройств. Описан процесс линеаризации полученных математических моделей методом малых отклонений. Приведена структурная схема функционирования золотникового регулятора расхода, полученная в результате преобразований математических моделей по Лапласу. Проведен анализ устойчивости золотникового регулятора расхода с использованием критерия Найквиста. Сделаны выводы об устойчивости золотникового регулятора расхода, а также о влиянии на нее демпфирующих устройств различных типов.

Ключевые слова: гидравлика, золотниковые регуляторы, гидравлические регуляторы, характеристики золотниковых устройств, регулятор расхода, устойчивость, моделирование работы, линеаризация, преобразования по Лапласу.

Введение

Трехлинейные регуляторы расхода золотникового типа (далее – ЗРР) широко применяются в гидроприводах с дроссельным регулированием для ограничения объемного расхода, подаваемого к исполнительным органам в широком диапазоне нагрузок. В зависимости от назначения гидропривода и условий нагружения к ЗРР могут предъявляться различные требования по устойчивости и быстродействию. В большинстве случаев при использовании ЗРР в гидроприводах грузоподъемных машин специальных требований к быстродействию не предъявляется, однако при этом должна быть обеспечена устойчивость работы регулятора.

Рассматриваемый ЗРР применяется в гидроприводе высокой грузоподъемности, не требующем высокого быстродействия. При функционировании привода, в состав которого входит ЗРР, в некоторых случаях наблюдались посторонние шумы в гидросистеме, вызванные колебаниями подвижных элементов ЗРР. Уровень акустического шума и колебания давления, наблюдаемые при этом, позволяют говорить о резонансных явлениях в гидросистеме и ЗРР.

Известно, что неустойчивая работа ЗРР может быть обусловлена резонансными явлениями, возникающими вследствие:

- ошибочно выбранных геометрических и физических характеристик элементов ЗРР (жесткость пружины, условия перекрытия дроссельной щели в золотниковой паре, гидравлическое демпфирование и т. д.);

- колебаний объемного расхода и давления в напорной линии, вызванных работой насоса;
- колебаний нагрузки на исполнительном органе гидропривода;
- действия на исполнительный элемент – золотник – внутренних возмущающих сил (турбулентность потока, кавитация, условия трения в золотниковой паре и т. д.).

В настоящей статье приведены результаты работы, являющейся развитием исследования [1], по поиску зон устойчивости ЗРР к колебаниям давления при различном геометрическом исполнении золотника.

Описание динамической модели

На рис. 1 приведена расчетная схема динамической модели работы ЗРР. При ее построении были сделаны следующие допущения:

- гидродинамические силы и силы трения в золотниковой паре, действующие на золотник, малы по сравнению с другими силами;
- жидкость несжимаема.

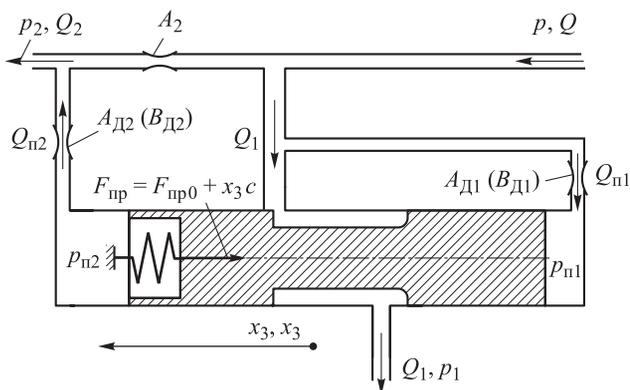


Рис. 1. Расчетная схема динамической модели трехлинейного ЗРР



В качестве математического описания демпферов Д1 и Д2 были рассмотрены две модели [2]:

1) квадратичная для отверстия в тонкой стенке:

$$Q_{п1} = \sqrt{\frac{p_{п1} - p}{A_{Д1}}}, \quad Q_{п2} = \sqrt{\frac{p_2 - p_{п2}}{A_{Д2}}}; \quad (1)$$

2) линейная для истечения через длинную щель:

$$Q_{п1} = \frac{p_{п1} - p}{B_{Д1}}, \quad Q_{п2} = \frac{p_2 - p_{п2}}{B_{Д2}}. \quad (2)$$

Исследование устойчивости ЗРП проводилось для трех решений геометрии золотника, приведенных на рис. 2 [1].

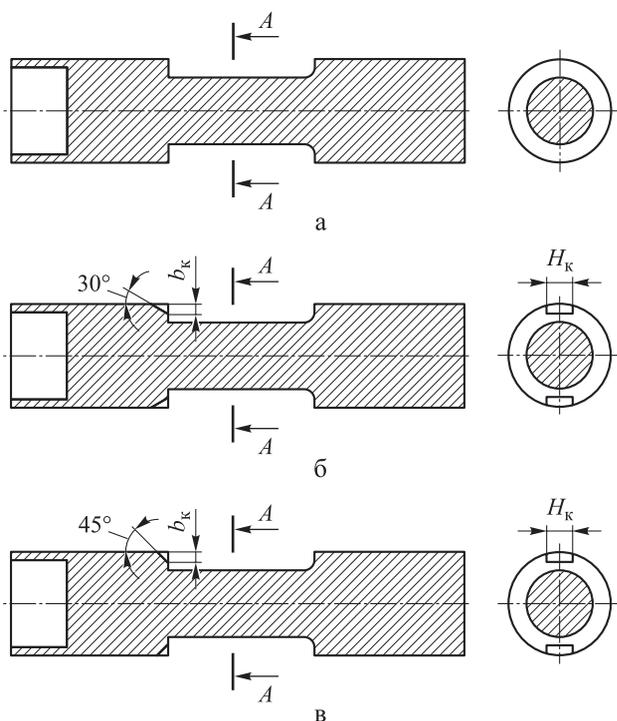


Рис. 2. Рассматриваемые варианты геометрии золотника: а – первый вариант; б – второй вариант; в – третий вариант

Зависимости коэффициента местного сопротивления дроссельной щели в золотниковой паре от положения золотника $A_1(x)$ для первого варианта:

$$A_1(x) = \frac{\zeta \rho}{2(\pi D)^2} \frac{1}{x^2} = k_1 x^{-2};$$

для второго варианта:

$$A_1(x) = \frac{\zeta \rho}{2(H_k b_k \sin(\alpha_2))^2} \frac{1}{x^2} = k_2 x^{-2};$$

для третьего варианта:

$$A_1(x) = \frac{\zeta \rho}{2(H_k b_k \sin(\alpha_3))^2} \frac{1}{x^2} = k_3 x^{-2};$$

в общем виде:

$$A_1(x) = k_i x^{-2},$$

где ζ – коэффициент расхода, при расчетах $\zeta = 2$ [2];

ρ – плотность рабочей жидкости, при расчетах $\rho = 860$ кг/м³;

α_i – угол канавки золотника, для второго варианта $\alpha_2 = 30^\circ$, для третьего – $\alpha_3 = 45^\circ$;

i – номер варианта.

Соответствующая описанной расчетной схеме динамическая математическая модель ЗРП представляет собой систему дифференциально-алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = -F_{пp0} - xc - p_{п2}f_3 + p_{п1}f_3; \\ Q = Q_1 + Q_2 + Q_{п1}; \\ Q_2 = \sqrt{\frac{p - p_2}{A_2}}; \\ Q_1 = \sqrt{\frac{p - p_1}{k_i x^{-2}}}; \\ p_{п2} - p_2 = A_{Д2} Q_{п2}^2; \\ p_{п1} - p = A_{Д1} Q_{п1}^2; \\ Q_{п1} = f_3 \dot{x}; \\ Q_{п2} = f_3 \dot{x}; \end{cases} \quad (3)$$

или

$$\begin{cases} m\ddot{x} = -F_{пp0} - xc - p_{п2}f_3 + p_{п1}f_3; \\ Q = Q_1 + Q_2 + Q_{п1}; \\ Q_2 = \sqrt{\frac{p - p_2}{A_2}}; \\ Q_1 = \sqrt{\frac{p - p_1}{k_i x^{-2}}}; \\ p_{п2} - p_2 = B_{Д2} Q_{п2}; \\ p_{п1} - p = B_{Д1} Q_{п1}; \\ Q_{п1} = f_3 \dot{x}; \\ Q_{п2} = f_3 \dot{x}; \end{cases} \quad (4)$$

где m – масса золотника;

\ddot{x} – ускорение золотника;

$p_{п1}, p_{п2}$ – давление в подпоршневых полосках золотника;



$Q_{п1}, Q_{п2}$ – объемный расход из подпоршневых полостей золотника, вызванный его движением;

$A_{д1}, A_{д2}, B_{д1}, B_{д2}$ – коэффициенты сопротивления квадратичных и линейных демпфирующих дросселей. В оригинальной конструкции ЗРР линейный демпфирующий дроссель Д2 не предусмотрен, однако в математическую модель коэффициенты $A_{п2}$ и $B_{п2}$ введены для оценки влияния его возможной установки;

\dot{x} – скорость золотника.

Линеаризация модели

Системы (1) и (2) являются системами нелинейных дифференциальных уравнений. Для исследования устойчивости необходимо привести их к линейному виду. В данной работе для линеаризации системы уравнений был применен метод малых отклонений.

Введем обозначения: p_2, p – входные переменные; x – выходная переменная; $p_{2.0}, p_0, x_0$ – значения переменных в точке линеаризации; p'_2, p', x' – малые отклонения в окрестностях точки линеаризации. Дальнейшие выражения записаны применительно к системе уравнений (1).

Согласно исследованию [3], если разложить нелинейную функцию $F(u, y, t)$ в ряд Тейлора в окрестностях значений u_0, y_0 и отбросить слагаемые, содержащие отклонения u' и y' в степени выше первой, то получится:

$$F(u, y, t) = F(u_0, y_0, t_0) + \frac{\partial F}{\partial u} \Big|_{u=u_0, y=y_0} u' + \frac{\partial F}{\partial y} \Big|_{u=u_0, y=y_0} y'. \quad (5)$$

Первое уравнение системы (1) с учетом уравнений для демпферов Д1, Д2 и расходов $Q_{п1}$ и $Q_{п2}$ примет вид:

$$m\ddot{x} = -F_{пр0} - xc - A_{д2}(\dot{x}f_3)^2 f_3 - p_2 f_3 + p f_3 - A_{д2}(\dot{x}f_3)^2 f_3$$

или

$$m\ddot{x} + (A_{д2} + A_{д1})f_3^3 \dot{x}^2 + cx + F_{пр0} + p_2 f_3 - p f_3 = 0.$$

Тогда после линеаризации

$$m\ddot{x}_0 + (A_{д2} + A_{д1})f_3^3 \dot{x}_0^2 + cx_0 + F_{пр0} + p_{2.0} f_3 - p_0 f_3 + m\dot{x}' + (A_{д2} + A_{д1})f_3^3 \dot{x}_0 \dot{x}' + cx' + p'_2 f_3 - p' f_3 = 0.$$

Так как точка линеаризации определяет равновесное положение системы, то $\ddot{x}_0 = 0$,

$\dot{x}_0 = 0$, а сумма сил, действующих на золотник в точке линеаризации, тоже равна нулю, то

$$m\ddot{x}_0 + (A_{д2} + A_{д1})f_3^3 \dot{x}_0^2 + cx_0 + F_{пр0} + p_{2.0} f_3 - p_0 f_3 = 0.$$

Тогда уравнение примет вид

$$m\dot{x}' + cx' + p'_2 f_3 - p' f_3 = 0. \quad (6)$$

Второе уравнение системы (1), уравнение расходов, с учетом выражений для Q_1, Q_2 и $Q_{п1}$ будет выглядеть следующим образом:

$$K_2 \sqrt{p - p_2} + k_i^{-0.5} x \sqrt{p - p_1} + f_3 \dot{x} - Q = 0,$$

где $K_2 = \frac{1}{\sqrt{A_1}}$.

Тогда после применения уравнения (5)

$$K_2 \sqrt{p_0 - p_{2.0}} + k_i \sqrt{p_0 - p_1} x_0 + f_3 \dot{x}_0 - Q + 0,5 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} p' - 0,5 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} p'_2 + 0,5 k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5} p' + k_i \sqrt{p_0 - p_1} x' + f_3 \dot{x}' = 0.$$

Так как точка линеаризации определяет равновесное положение системы, то

$$K_2 \sqrt{p_0 - p_{2.0}} + k_i \sqrt{p_0 - p_1} x_0 + f_{п1} \dot{x}_0 - Q = 0.$$

Запишем линеаризованное уравнение

$$0,5 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} p' - 0,5 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} p'_2 + 0,5 k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5} p' + k_i \sqrt{p_0 - p_1} x' + f_3 \dot{x}' = 0.$$

Выразив из уравнения p' , получим

$$p' = \frac{0,5 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5}}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} p'_2 - \frac{k_i \sqrt{p_0 - p_1}}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} x' - \frac{f_3}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} \dot{x}' = 0. \quad (7)$$

С учетом уравнения (7) выражение (6) принимает вид

$$m\dot{x}' + cx' + p'_2 f_3 - \frac{0,5 f_3 K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5}}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} \times \times p'_2 + \frac{f_3 k_i \sqrt{p_0 - p_1}}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} x' + + \frac{f_3^2}{0,5 (K_2 (p_0 - p_{2.0})^{-0.5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0.5})} \dot{x}' = 0$$



или

$$m\ddot{x}' + \frac{f_3^2}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})} \dot{x}' + \left(\frac{f_3 k_i \sqrt{p_0 - p_1}}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})} + c \right) x' + 1 - \left(\frac{0,5 K_2 (p_0 - p_{2,0})^{-0,5}}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})} \right) \times f_3 p_2' = 0. \quad (8)$$

Приведя уравнение (8) к стандартному виду, получим

$$a_1 \ddot{x}' + a_2 \dot{x}' + a_3 x' = b p_2' - k_{o.c} x',$$

где $a_1 = m$,

$$a_2 = \frac{f_3^2}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})};$$

$$a_3 = c;$$

$$b = \left(\frac{0,5 K_2 (p_0 - p_{2,0})^{-0,5}}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})} - 1 \right) f_3;$$

$$k_{o.c} = \frac{f_3 k_i \sqrt{p_0 - p_1}}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})}.$$

Линеаризация системы (4) может быть проведена аналогичным образом. Тогда система уравнений (4) может быть приведена к уравнению вида

$$a_1 \ddot{x}' + a_2 \dot{x}' + a_3 x' = b p_2' - k_{o.c} x'; \quad (9)$$

$$a_1 \ddot{x}' + a_{22} \dot{x}' + a_3 x' = b p_2' - k_{o.c} x', \quad (10)$$

где $a_{22} = \frac{f_3^2}{0,5(K_2(p_0 - p_{2,0})^{-0,5} + k_i x_0 (p_0 - p_1)^{-0,5})} + (B_{д1} + B_{д2}) f_3$.

Уравнения (9) и (10) отличаются друг от друга только коэффициентами при переменной \dot{x}' (a_2 и a_{22}), следовательно, при принятых допущениях квадратичные демпферы, описываемые как местное сопротивление, согласно уравнению (1), не влияют на устойчивость системы.

Учитывая однотипность уравнений (9) и (10), далее опустим обозначение коэффициента a_{22} и заменим его на a_2 .

Для анализа устойчивости систем, описываемых уравнениями (9) и (10), использовался частотный критерий Найквиста.

Обозначим: s – комплексная переменная в пространстве изображений, $X(s)$ – функция-изображение, соответствующая функции-оригиналу $x(t)$, $P_2(s)$ – функция-изображение, соответствующая функции-оригиналу $p_2(t)$. Тогда после перехода в пространство изображений и преобразований к стандартному виду уравнения (9) и (10) примут следующий вид:

$$(T_2^2 s^2 + T_1 s + 1) X(s) = K P_2(s) - K_{o.c};$$

$$(T_2^2 s^2 + T_1 s + T_0) X(s) = K P_2(s) - K_{o.c} X(s), \quad (11)$$

где $T_2 = \sqrt{a_1}$;
 $T_1 = a_2$;
 $T_0 = a_3$;
 $K = b$;
 $K_{o.c} = k_{o.c}$.

На рис. 3, а приведена структурная схема ЗРР с отрицательной обратной связью с коэффициентом обратной связи $K_{o.c}$.

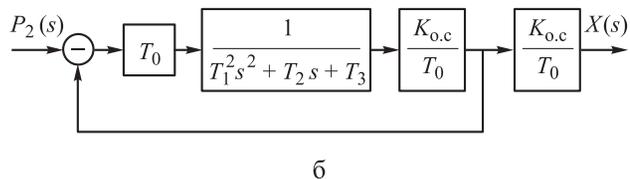
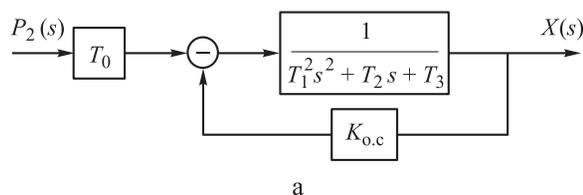


Рис. 3. Структурные схемы замкнутой системы и соответствующей системы с единичной обратной связью: а – замкнутая структурная схема ЗРР; б – соответствующая разомкнутая структурная схема ЗРР с единичной обратной связью

На рис. 3, б показана структурная схема ЗРР, приведенная к виду с единичной обратной связью. Передаточная функция такой системы следующая:

$$W(s) = \frac{Ks}{T_2^2 s^2 + T_1 s + T_0 + K_{o.c}}. \quad (12)$$



Исследование устойчивости

Исследование устойчивости ЗРР проводилось для условий его работы с параметрами $p_{2,0} = (1, 5, 12, 20)$ МПа, $p_{1,0} = 0$ Па, $A_2 = 7,2 \times 10^{13}$ кг/м⁷, $B_{Д1} = 0$, $B_{Д2} = 1,379 \cdot 10^{12}$ кг/(м⁴ · с). Точки линеаризации $(p_{2,0}, p_0, x_0)$, для которых определялась устойчивость системы, были вычислены с использованием статической модели работы ЗРР [1]:

$$\begin{cases} p - p_2 = A_2 Q_2^2; \\ Q = Q_1 + Q_2; \\ p - p_1 = k_i x^{-2} Q_1^2; \\ (p - p_2) f_3 = F_{пр0} + xc. \end{cases}$$

Согласно критерию устойчивости Найквиста, замкнутая система устойчива, если устойчива эквивалентная ей разомкнутая система и ее амплитудно-фазовая частотная характеристика (АФЧХ) не огибает точку $(-1, j_0)$ [4].

Проведенный анализ показал устойчивость разомкнутой системы с передаточной функцией (12) по критерию Гурвица.

Результаты построения АФЧХ системы с передаточной функцией (12) приведены на рис. 4.

Из графиков на рис. 4 следует, что ни в одном из рассмотренных случаев АФЧХ разомкнутой системы 12 не огибает точку $(-1, j_0)$,

значит система (11) устойчива. Кроме того, наибольший запас устойчивости как по амплитуде, так и по фазе имеют АФЧХ-системы с геометрией варианта 1 и линейным демпфером.

Заключение

Проведенный анализ устойчивости ЗРР позволяет заключить, что при принятых допущениях:

- ЗРР рассматриваемой конструкции сохраняет устойчивость при нестационарной характеристике давления на нагрузке p_2 и на входе p ;
- все рассмотренные варианты геометрии золотника не являются причиной неустойчивой работы ЗРР.

Также результаты работы показали, что на устойчивость работы ЗРР фактически не влияют демпферы, математическое описание которых аналогично описанию местного сопротивления (диафрагма, отверстие в тонкой стенке). При этом демпферы, описываемые линейной зависимостью давления от расхода (щелевое отверстие), оказывают значительное влияние на запас устойчивости ЗРР.

По результатам исследования можно заключить, что ни колебания входного давления или расхода, ни геометрические параметры ЗРР не являются причинами его неустойчивой работы и их следует искать во внутренних фак-

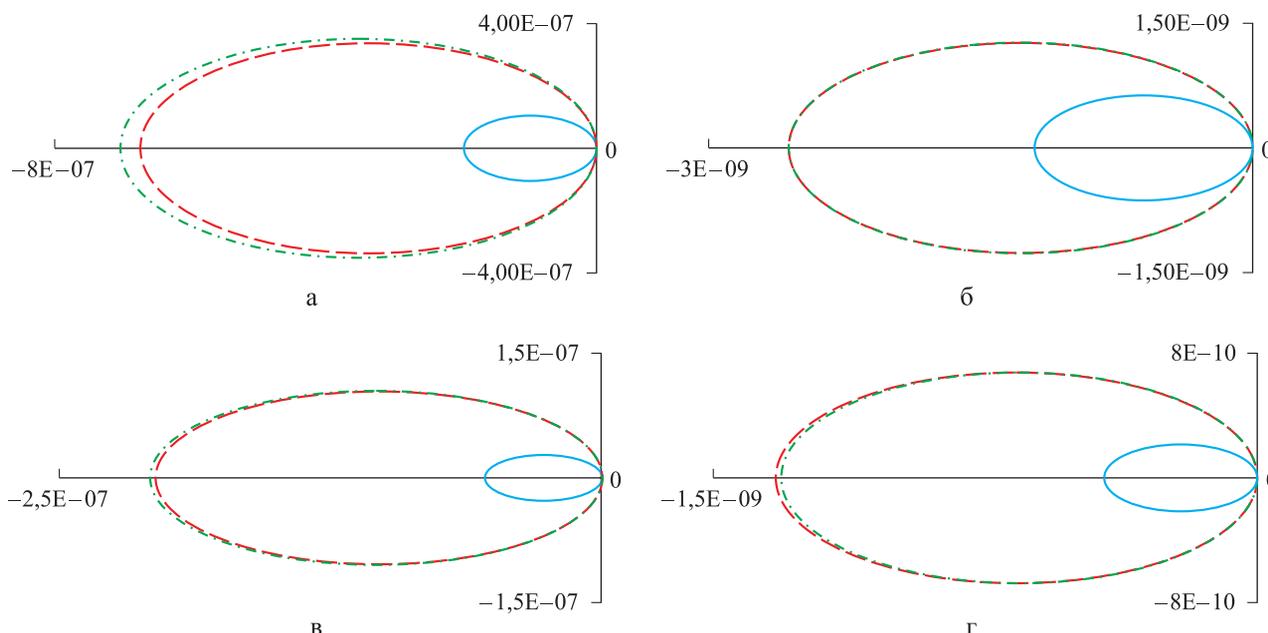


Рис. 4. АФЧХ ЗРР при различных параметрах:

— первый вариант; - - второй вариант; - · - · третий вариант; а – $p_{2,0} = 1$ МПа, квадратичный демпфер; б – $p_{2,0} = 1$ МПа, линейный демпфер; в – $p_{2,0} = 5$ МПа, квадратичный демпфер; г – $p_{2,0} = 5$ МПа, линейный демпфер

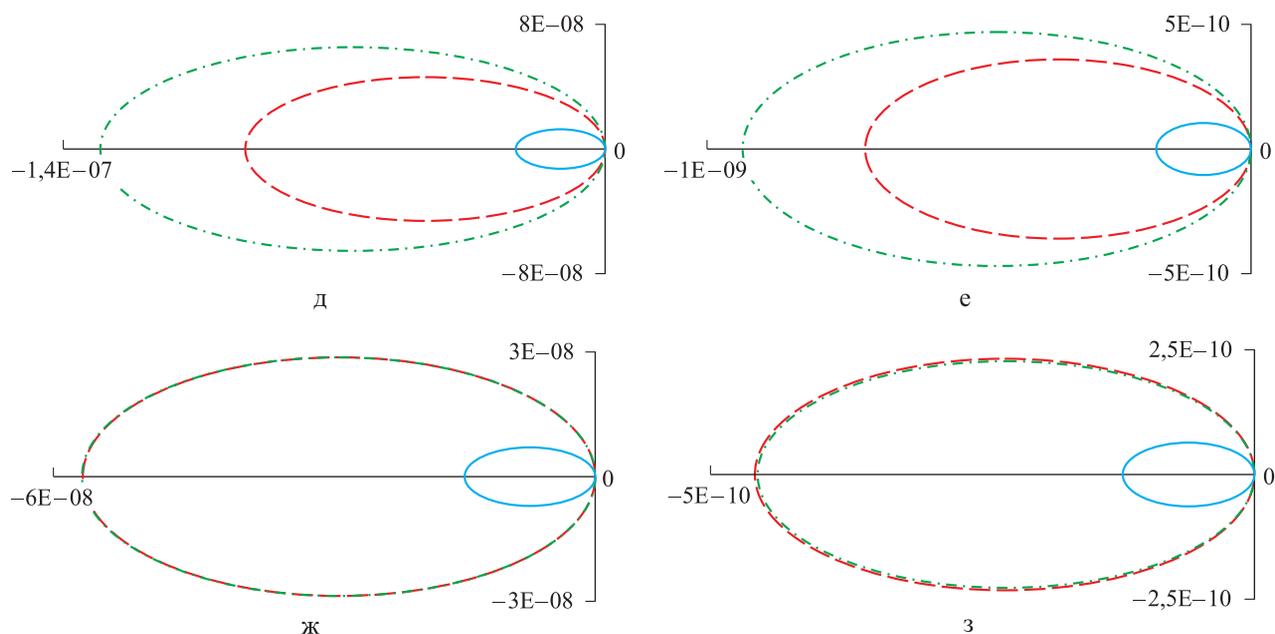


Рис. 4. АФЧХ ЗРР при различных параметрах:

— первый вариант; - - - второй вариант; - · - · - третий вариант; д – $p_{2,0} = 12$ МПа, линейный демпфер; е – $p_{2,0} = 12$ МПа, линейный демпфер; ж – $p_{2,0} = 20$ МПа, квадратичный демпфер; з – $p_{2,0} = 20$ МПа, линейный демпфер

торах – воздействие внутренних гидродинамических сил и условия трения в золотниковой паре.

При подготовке и разработке методики исследования также использовались источники [5–7].

Список литературы

1. Храмов Б. А., Гусев А. В. Исследование условий неустойчивой работы трехлинейного золотникового регулятора расхода // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 3. С. 88–93.
2. Баишта Т. М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. М.: Машиностроение, 1972. 320 с.

3. Попов Д. Н. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. М.: Машиностроение, 1987. 424 с.
 4. Бесекерский В. А. Теория систем автоматического управления. СПб.: Профессия, 1999. 768 с.
 5. Арзуманов Э. С. Гидравлические регулирующие органы систем автоматического управления. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.
 6. Баишта Т. М. Машиностроительная гидравлика. М.: Машиностроение, 1971. 672 с.
 7. Иринг Ю. Проектирование гидравлических и пневматических систем. Л.: Машиностроение. Ленинградское отделение, 1983. 363 с.
- Поступила 03.12.18

Храмов Борис Андреевич – кандидат технических наук, профессор, доцент кафедры «Стартовые и технические комплексы ракет и космических аппаратов» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: специальное машиностроение, динамика металлоконструкций, системы стабилизации и горизонтирования, системы и механизмы грузоподъемных машин.

Гусев Андрей Вячеславович – инженер-конструктор первой категории Акционерного общества «Конструкторское бюро специального машиностроения», аспирант кафедры «Стартовые и технические комплексы ракет и космических аппаратов» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова», г. Санкт-Петербург. Область научных интересов: специальное машиностроение, гидравлика, система гидравлического регулирования, системы горизонтирования и стабилизации.



Investigation of dynamic characteristics of three-linear flow regulator

The study focuses on the dynamic model of the three-linear spool flow regulator for various solutions of the spool geometry, and for two variants of mathematical description of hydraulic damping devices. The paper describes the process of small deflection linearization of the obtained mathematical models. As a result of Laplace transformation of the mathematical models, we obtained a block diagram of the spool flow regulator operation. By using Nyquist criterion, we analyzed the spool flow regulator stability. As a result, we draw conclusions on the spool flow regulator stability, and on the various types of damping devices affecting it.

Keywords: hydraulics, spool regulators, hydraulic regulators, characteristics of spool devices, flow regulator, stability, operation modeling, linearization, Laplace transformations.

Khramov Boris Andreevich – Candidate of Engineering Sciences, Professor, Associate Professor, Department of Launch and Technical Complexes of Rockets and Spacecraft, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D. F. Ustinov, St. Petersburg.

Science research interests: special mechanical engineering, dynamics of metal structures, stabilization and leveling systems, systems and mechanisms for hoisting machinery.

Gusev Andrey Vyacheslavovich – first category design engineer, Joint-stock company “Design Bureau of Special Engineering”, post-graduate student, Department of Launch and Technical Complexes of Rockets and Spacecraft, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D. F. Ustinov, St. Petersburg.

Science research interests: special mechanical engineering, hydraulics, hydraulic control system, leveling and stabilization systems.



УДК 623.681.9

В. С. Марусин, О. П. Пономарев,
О. Г. Столяров, О. П. Темеров

Алгоритмы оптимизации маршрута полета летательного аппарата

Предложены алгоритмы оптимизации маршрута полета летательного аппарата при обходе стационарной опасной зоны, в качестве которой рассматривается зона поражения группировки зенитных ракетных комплексов, и при перехвате воздушной цели. Оптимизация маршрута обхода включает выполнение процедур поиска безопасного коридора и построения маршрута обхода с минимальной длиной. Оптимизация маршрута перехвата основана на определении аналитической зависимости дальности проникновения перехватываемой цели от усредненных значений высотно-скоростных характеристик каждого из участков маршрута и на нахождении условий минимальной дальности проникновения цели в охраняемое воздушное пространство.

Ключевые слова: оптимизация маршрута, безопасность полета, опасная зона, рубеж проникновения, перехват воздушных целей.

Введение

Оптимизация маршрута полета летательного аппарата (ЛА) с учетом реальных условий в районе полетов сводится к вариационной задаче и в общей постановке не имеет универсального решения. Постоянное развитие авиационной техники и расширение условий ее применения создают объективную необходимость поиска новых алгоритмических решений для повышения боевой эффективности авиации.

Анализ современного опыта учений и военных конфликтов свидетельствует об актуальности построения маршрута полета ЛА с учетом опасности преодоления зоны поражения зенитных ракетных средств (своих и противника), а также необходимости уменьшения дальности проникновения цели в охраняемое воздушное пространство.

Алгоритм расчета маршрута обхода опасной зоны

Анализ опасности полета ЛА в зоне действия зенитных ракетных комплексов (ЗРК) показывает, что плотность вероятности поражения ЛА резко возрастает по мере увеличения длительности его пребывания в зоне поражения [1]. Кроме того, в случае налаженного информационного взаимодействия в группировке средств ПВО летательный аппарат, кратковременно находившийся в зоне поражения

одного ЗРК, может быть подвергнут обстрелу сразу после входа в зону поражения другого комплекса.

Таким образом, опасность поражения ЛА в процессе полета в зоне поражения ЗРК не может быть адекватно определена в рамках теории вероятностей, а наиболее рациональным способом ее снижения является обход по внешней границе опасной зоны. Соответствующие алгоритмы расчета маршрута облета стационарной зоны поражения ЛА, характеризуемой выпуклой гладкой границей, изложены в литературе [2–4]. Однако эффективность применения известных решений существенно падает при усложнении геометрии границы опасных зон, создаваемой при развертывании группировки ЗРК в районе полетов (далее – групповая зона).

Разработанный алгоритм может быть применен для обхода как отдельной зоны ЗРК, так и групповой зоны поражения группировки комплексов. Его основу составляют процедуры поиска безопасного коридора и построения маршрута минимальной длины.

Варианты безопасных коридоров для обхода группировки из трех зенитных ракетных комплексов, расположенных в точках O_1 , O_2 и O_3 , показаны на рис. 1. Геометрия границы локальной зоны поражения ЛА аппроксимирована окружностью.

Безопасный коридор при наличии разрыва между локальными зонами обозначен пунктирной кривой AB_1B (рис. 1, а). Условием его

© Марусин В. С., Пономарев О. П., Столяров О. Г., Темеров О. П., 2019

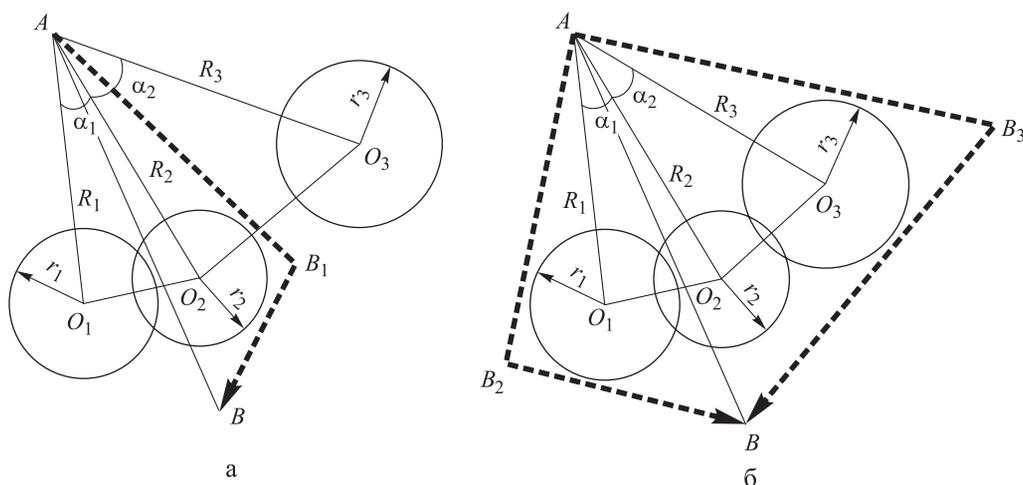


Рис. 1. Варианты безопасных коридоров для обхода групповой зоны поражения при наличии (а) и при отсутствии разрыва (б)

существования является выполнение неравенства:

$$\sqrt{R_i^2 + R_{i+1}^2 - 2R_i R_{i+1} \cos \alpha_i} \geq r_i(H) + r_{i+1}(H) + b_0, \quad (1)$$

где R_i – удаление центра зоны поражения i -го ЗРК от точки A ;

α_i – азимутальный угол между отрезками AO_i и AO_{i+1} ;

$r_i(H)$ – радиус горизонтального сечения зоны поражения i -го ЗРК на высоте H ;

b_0 – заданная константа, определяющая ширину коридора безопасного пролета.

При отсутствии разрыва в зоне поражения на высоте H целесообразно рассмотреть выполнение условия (1) при большей высоте. Если условие (1) не выполняется для всего диапазона высот полета, то требованию безопасности отвечает только обход сплошной зоны поражения слева или справа (кривые AB_2B и AB_3B на рис. 1, б). Выбор приоритетного коридора для обхода должен быть проведен в соответствии с заданными критериями.

После выбора безопасного коридора необходимо рассчитать параметры наиболее короткого маршрута ЛА из точки A в точку B (рис. 2), основа которого – кривая $ACDB$. В ее состав входят отрезки двух касательных к границе зоны поражения ЗРК, построенные из точек A и B , и сопряженная с ними дуга окружности.

Координаты узловых точек маршрута $C(x_c, y_c)$ и $D(x_d, y_d)$ оценим исходя из заданных свойств $\triangle ACO$ и $\triangle BDO$:

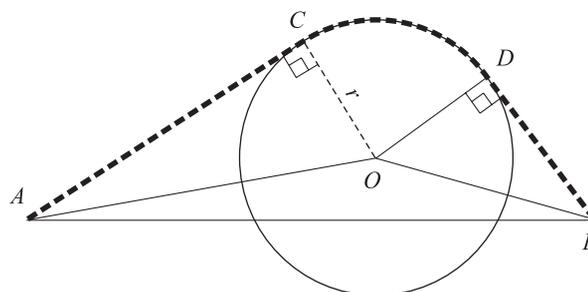


Рис. 2. Геометрия кривой обхода опасной зоны с минимальной длиной

$$\begin{aligned} x_c &= \frac{-a_1^2 x_a + (y_a + y_0) a_1 + x_0}{1 + a_1^2}, \\ y_c &= \frac{a_1^2 y_0 + (x_0 + x_a) a_1 - y_a}{1 + a_1^2}, \end{aligned} \quad (2)$$

где x_a, y_a – координаты точки A ;

$$\begin{aligned} (a_1)_{1,2} &= \frac{p_1 p_2 \pm r \sqrt{p_1^2 + p_2^2 - 1}}{p_2^2 - 1}, \\ p_1 &= \frac{y_a + y_0}{r}, \quad p_2 = \frac{x_a + x_0}{r}. \end{aligned}$$

Аналогичные выражения для координат точки D получим путем замены x_a и y_a в формулах (2) на x_b и y_b соответственно.

Используя известные координаты узловых точек, полную длину кривой $ACDB$ (L) оценим следующим выражением:

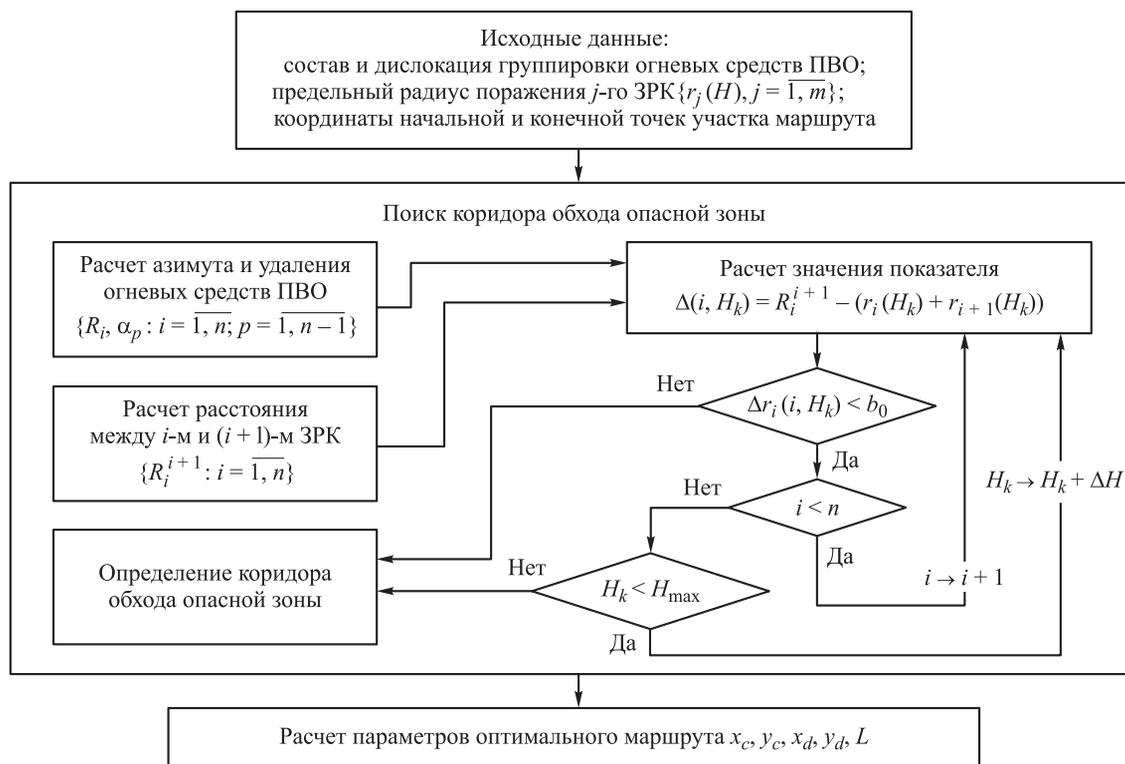


Рис. 3. Блок-схема алгоритма расчета элементов оптимального маршрута обхода ЛА зоны поражения группировки ЗРК

$$L = \sqrt{(x_c - x_a)^2 + (y_c - y_a)^2} + \sqrt{(x_d - x_b)^2 + (y_d - y_b)^2} + r \arccos \left(1 - \frac{(x_c - x_d)^2 + (y_c - y_d)^2}{4r^2} \right). \quad (3)$$

Выражения (1)–(3) являются основой для оптимизации маршрута обхода ЛА локальной или групповой зоны поражения. Блок-схема алгоритма расчета представлена на рис. 3.

Представленный алгоритм обеспечивает оптимизацию маршрута обхода ЛА опасной зоны при любой геометрии ее границ. Эффективность применения рассчитанного маршрута в значительной степени зависит от точности информации о количестве и дислокации ЗРК, о предельной дальности полета зенитных управляемых ракет, а также от обоснованности выбора значения константы b_0 .

Алгоритм оптимизации также может применяться для расчета маршрута обхода опасной зоны, обусловленной техногенной катастрофой или опасными природными явлениями.

Алгоритм расчета маршрута перехвата воздушной цели

Актуальность сокращения дальности проникновения воздушной цели в охраняемое воздушное пространство (далее – дальность проникновения) обусловлена необходимостью перехвата воздушного носителя ракет класса воздух – земля до пуска крылатых ракет, т. е. на возможно ранних стадиях его полета. Технические предпосылки реализации раннего перехвата создают раннее обнаружение воздушных целей информационными средствами ПВО и увеличение дальности пуска отечественных ракет класса воздух – воздух.

При решении практических задач построения маршрута наведения, когда не требуется высокая точность, широко применяется упрощенный эвристический подход [5, 6], основанный на использовании:

- независимости оптимального движения ЛА в вертикальной плоскости от характера его движения в горизонтальной плоскости;
- энергетически оптимальных программ изменения высоты и скорости полета на каждом участке маршрута для конкретного ре-



жима работы двигателя и заданного профиля полета ЛА.

В рамках изложенного подхода разработан алгоритм оптимизации маршрута ЛА, основанный на определении аналитической зависимости дальности проникновения перехватываемой цели от усредненных значений высоты и скорости полета ЛА на каждом из участков маршрута и выборе варианта, обеспечивающего минимальную дальность проникновения цели в охраняемое воздушное пространство, при вариации длины балансного участка и дальности пуска ракеты класса воздух – воздух.

Типовые схемы маршрутов для прямого перехвата, маневра и атаки с передней полусферы цели, а также маневра и атаки с задней полусферы цели представлены на рис. 4.

Для определения аналитической зависимости дальности проникновения перехватываемой цели в состав маршрута введен балансный участок *PM*, нефиксированная протяженность которого обеспечивает увеличение вариативности параметров маршрута перехвата.

Представление маршрута в виде совокупности участков фиксированной (*AP*, *MD*, *DH*) и переменной протяженности позволяет для различных алгоритмов сближения с целью сформировать систему уравнений, основанную на формализации условия замкнутости основных треугольников, в интересах определения неизвестных элементов маршрута ЛА.

Оптимальный маршрут ЛА при прямом перехвате, как показал предварительный анализ, может быть построен в виде отрезка прямой

линии, протяженность двух участков которой определяется летно-техническими характеристиками ЛА и не зависит от скорости и направления полета цели [7]. Для оценки дальности проникновения цели при прямом перехвате ($r_{пр}$) получим следующее выражение:

$$r_{пр} = v_3 \left(t_1 + t_2 - \frac{a - \sqrt{a^2 + b(v_p^2 - v_3^2)}}{v_p^2 - v_3^2} \right), \quad (4)$$

где $a = (v_3^2 - v_1 v_p) t_1 + t_2 (v_3^2 - v_2 v_p) - S v_3 \cos \beta$;

$$b = (v_3^2 - v_1^2) t_1^2 + (v_3^2 - v_2^2) t_2^2 + 2(v_3^2 - v_1 v_2) t_1 t_2 - 2S(t_1 + t_2) v_3 \cos \beta + S^2;$$

v_i, t_i – средняя скорость и длительность полета перехватчика на i -м участке, $i = \overline{1, 2}$;

S – начальное расстояние между целью и перехватчиком (отрезок *AC* на рис. 4);

v_3, v_p – средние скорости полета цели и ракеты соответственно.

К числу преимуществ выбранной схемы маршрута при прямом перехвате, представленной на рис. 4, а, следует отнести существование точного решения (4). Полученное значение дальности проникновения не является универсальным решением, область его применения ограничивается условием реализации прямолинейного маршрута полета ЛА.

В уравнения, формализующие условия замкнутости треугольников при использовании маневра (рис. 4, б, в), кроме неизвестных временных и скоростных характеристик, входят как угол φ , значение которого неизвестно, так и

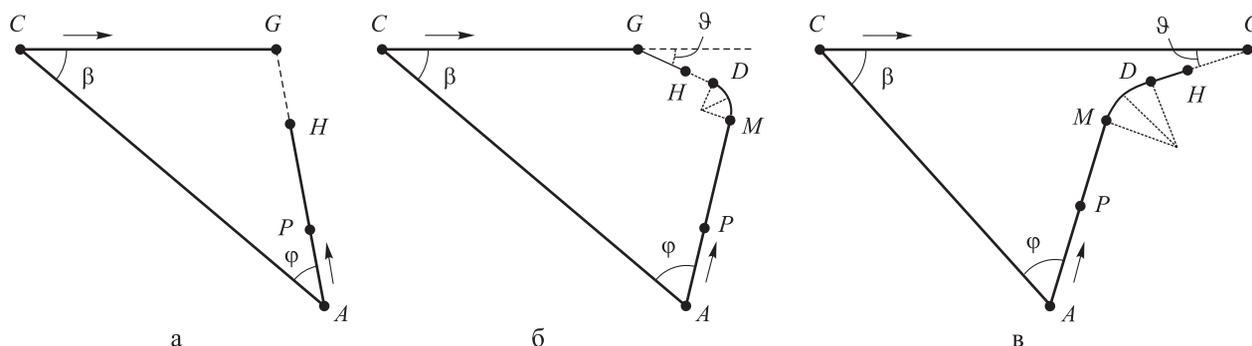


Рис. 4. Схемы маршрутов ЛА при прямом перехвате (а), при маневре и атаке с передней полусферы цели (б) и при маневре и атаке с задней полусферы цели (в):

A – начало маршрута ЛА; *C* – начальное местонахождение цели; *P* – начало балансного участка маршрута; *CG* – дальность проникновения цели; *MD* – участок совершения маневра ЛА; *H* – положение ЛА в момент пуска ракеты; *G* – положение цели в момент поражения ее ракетой воздух – воздух



его тригонометрические функции. Вследствие этого часть уравнений, определяющих элементы маршрута перехвата при использовании маневра, стали трансцендентными.

Для устранения возникших сложностей дальность проникновения при атаке с передней полусферы цели ($r_{\text{пр}}^{\text{ППС}}$) была получена в виде функции параметра φ :

$$r_{\text{пр}}^{\text{ППС}}(\varphi) = v_4(t_1 + t_2 + t_3) + \frac{Sq_1(\varphi) + t_1q_2(\varphi) + t_2q_3(\varphi) + t_3q_4(\varphi) - R_0q_5(\varphi)}{(v_B v_p \sin(\beta + \varphi - \theta) + v_B v_4 \sin(\beta + \varphi) - v_4 v_p \sin\theta) \sin\theta}, \quad (5)$$

$$\text{где } q_1(\varphi) = (v_p \sin(\beta + \varphi - \theta) \sin^2 + (v_B \sin(\beta + \varphi) - v_p \sin\theta) \sin\varphi) \sin\theta (\sin(\beta + \varphi))^{-1};$$

$$q_2(\varphi) = q_3(\varphi) - v_1 v_p \sin\theta \sin(\beta + \varphi - \theta);$$

$$q_3(\varphi) = v_4 (v_p \sin\theta - v_B \sin(\beta + \varphi)) \sin\theta;$$

$$q_4(\varphi) = q_3(\varphi) - v_k v_B \sin(\beta + \varphi - \theta) \sin\theta;$$

$$q_5(\varphi) = 2(v_B + v_p) \sin \frac{\beta + \varphi - \theta}{2};$$

$v_i, t_i, R_0, \beta, \theta$ – заданные исходные данные.

При маневре и атаке с задней полусферы цели аналогичная процедура расчета значения дальности проникновения привела к следующей оценке:

$$r_{\text{пр}}^{\text{ЗПС}}(\varphi) = v_4(t_1 + t_2 + t_3) + \frac{t_1k_1(\varphi) + t_2k_2(\varphi) + t_3k_3(\varphi) + Sk_3(\varphi) + R_0k_4(\varphi)}{(v_B v_p \sin\alpha + v_B v_4 \sin(\beta + \varphi) - v_4 v_p \sin\theta) \sin\theta}, \quad (6)$$

$$\text{где } k_1(\varphi) = v_p (v_4 \sin\beta - v_1 \sin\varphi) \sin\theta + (v_1 v_p \sin(\beta + \theta) - v_4 v_B \sin\beta) \sin(\beta + \varphi);$$

$$k_2(\varphi) = v_4 (v_p \sin\theta - v_B \sin(\beta + \varphi)) \sin\beta;$$

$$k_3(\varphi) = (v_B \sin\varphi - v_p \sin(\beta + \theta)) \sin\beta;$$

$$k_4(\varphi) = (v_p + v_B) (\sin(\beta + \theta) \sin(\beta + \varphi) - \sin\theta \sin\varphi) \operatorname{ctg} \frac{\beta + \theta - \varphi}{2}.$$

Дальнейшая технология определения элементов оптимального маршрута перехвата при использовании маневра должна включать процедуры: расчет численных значений $r_{\text{пр}}(\varphi)$ для $\varphi \in [\varphi_{\text{min}}, \varphi_{\text{max}}]$; определение значений

$\hat{\varphi} = \operatorname{argmin}_{\varphi \in [\varphi_{\text{min}}, \varphi_{\text{max}}]} r_{\text{пр}}(\varphi)$; расчет элементов маршрута

при $\varphi = \hat{\varphi}$.

Результаты расчета зависимости $r_{\text{пр}}^{\text{ЗПС}}(\varphi)$ представлены на рис. 5.

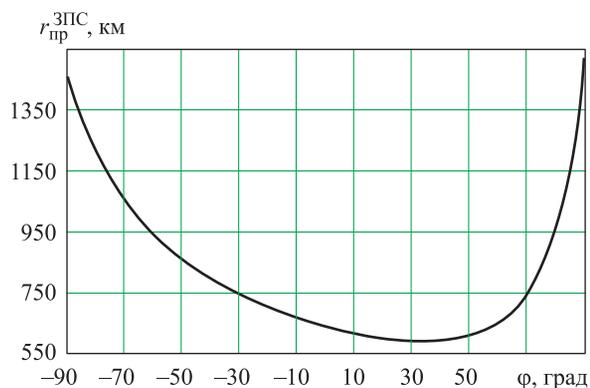


Рис. 5. Угловая зависимость дальности проникновения для маневра и атаки с задней полусферы цели

Характер представленной кривой свидетельствует, что при изменении φ в пределах $\pm 20^\circ$ от значения, при котором достигается минимум дальности проникновения цели, сама дальность возрастает не более чем на 10% от минимального значения. В связи с этим при поиске экстремального значения дальности проникновения целесообразно использовать шаг дискретизации $\Delta\varphi \in [1^\circ, 10^\circ]$.

Выражения (4)–(6) позволяют получить численные оценки элементов маршрута ЛА при использовании трех алгоритмов сближения ЛА с воздушной целью. Блок-схема алгоритма расчета элементов маршрута, обеспечивающего минимизацию дальности проникновения цели, показана на рис. 6.

Данный алгоритм обеспечивает оптимизацию маршрута ЛА по дальности проникновения воздушной цели, что не является жестким ограничением. Область применения алгоритма определяется возможностью формализации показателя оптимизации в виде функции элементов маршрута, аналитическая зависимость которых от исходных данных может быть определена в рамках предложенного выше подхода. В частности, для оптимизации маршрута используют показатели дальности полета ЛА, дальности полета ракеты класса воздух – воздух и т. д.

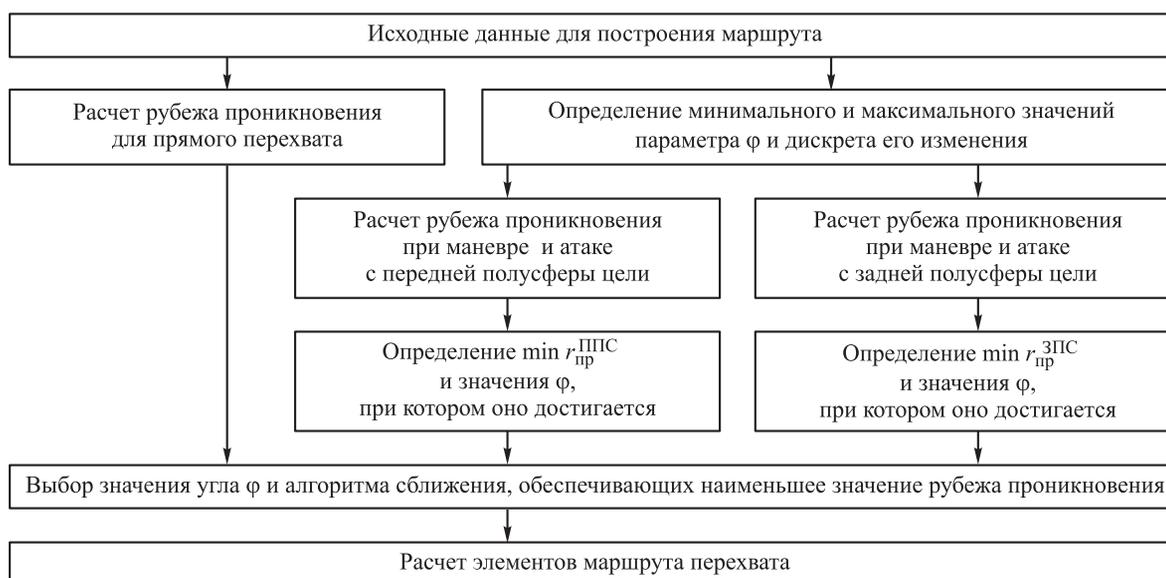


Рис. 6. Блок-схема алгоритма расчета элементов маршрута, обеспечивающего минимизацию дальности проникновения воздушной цели

В целом рамки корректного применения алгоритма определяются значениями исходных данных, при которых существуют решения (4)–(6).

Заключение

Представленные выше алгоритмы предназначены для использования на различных участках полета и функционируют независимо друг от друга. Это открывает возможность их совместного или автономного использования при расчете общего маршрута полета ЛА.

Задача решается в детерминированной постановке, следовательно, практическое использование алгоритмов возможно только при периодическом контроле накапливаемых ошибок (например, при экстраполяции положения цели).

Представленные алгоритмы расчета элементов маршрута доказывают реализуемость получения практически важного решения при неполной формализации маршрутной задачи. Реализация алгоритмов повышает оперативность расчетов и открывает возможность многократного пересчета характеристик маршрута при накоплении ошибок, вызванных, например, неравномерностью и непрямолинейностью движения цели или изменением тактической обстановки в процессе полета перехватчика. При этом алгоритмы могут быть использованы на диспетчерском (командном) пункте или

непосредственно на борту ЛА для автоматизации выполнения приведенных расчетов или для работы диспетчеров (офицеров боевого управления) и операторов из состава экипажа ЛА.

Список литературы

1. Современные зенитные и противоракетные комплексы и их применение в составе ПВО/ПРО. Аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников / под ред. Е. А. Федосова. М.: НТЦ ГосНИИАС, 2011. 172 с.
2. Кирсанов А. П., Сузанский Д. Н. Способ траекторного управления летательным аппаратом в горизонтальной плоскости при облете неподвижной опасной зоны // Радиотехника. 2013. № 1. С. 73–76.
3. Гандурин В. А., Кирсанов А. П., Мамаев В. В. Алгоритм коррекции методов наведения истребителя на воздушную цель в горизонтальной плоскости при обходе опасных зон // Радиотехника. 2009. № 8. С. 71–74.
4. Пляшечник А. С. Построение траектории обхода опасных зон в горизонтальной плоскости // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2017. № 10. С. 22–27.
5. Андреевский В. В., Горощенко Л. Б. Управление полетом и эффективность авиационного комплекса. М.: Машиностроение, 1974. 176 с.
6. Кириллов С. Н., Токарь А. Д. Эффективный алгоритм наведения объекта управления на



маневрирующие воздушные цели // Вестник РГРТУ. 2008. № 2. С. 33–36.

7. *Горощенко Л. Б.* Расчет режимов полета, команд наведения и рубежей перехвата истреби-

телями воздушных целей // Техника воздушного флота. 1999. № 1. С. 47–51.

Поступила 14.03.19

Марусин Виктор Семенович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, инженер-конструктор 2-й категории Акционерного общества «Уральское производственное предприятие «Вектор», г. Тверь.
Область научных интересов: моделирование сложных систем.

Пономарев Олег Павлович – доктор технических наук, заместитель генерального директора по НТР – главный конструктор Акционерного общества «Уральское производственное предприятие «Вектор», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: математическое моделирование.

Столяров Олег Георгиевич – кандидат технических наук, доцент, начальник сектора Акционерного общества «Уральское производственное предприятие «Вектор», г. Тверь.
Область научных интересов: исследование операций, моделирование боевых действий систем военного назначения.

Темеров Олег Павлович – ведущий инженер-программист Акционерного общества «Уральское производственное предприятие «Вектор», г. Екатеринбург.
Область научных интересов: автоматизированные системы управления.

Algorithms for optimizing the aircraft flight route

The study introduces the algorithms for optimizing the flight routes of an aircraft when it is bypassing a stationary dangerous zone, which is considered to be the destruction envelope of the air defense missile system, and when it is intercepting an air target. Optimization of the bypass route involves the procedures for finding a safe corridor and building a bypass route with a minimum length. Optimization of the interception route is based on determining the analytical dependence of the penetration distance of the intercepted target on the averaged values of the altitude-velocity characteristics of each of the route segments, and on finding the conditions for the minimum distance of target penetration into the protected airspace.

Keywords: route optimization, flight safety, danger zone, penetration limit, interception of air targets.

Marusin Viktor Semenovich – Candidate of Engineering Sciences, Senior Researcher, Design Engineer of 2nd Category, Joint Stock Company “Ural Production Enterprise” Vector”, Tver.
Science research interests: complex system modeling.

Ponomarev Oleg Pavlovich – Doctor of Engineering Sciences, Deputy General Director for Scientific and Technical Development – Chief Designer, Joint Stock Company “Ural Production Enterprise” Vector”, Ekaterinburg.
Science research interests: mathematical simulation.

Stolyarov Oleg Georgievich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Doctor, Head of Sector, Joint Stock Company “Ural Production Enterprise” Vector”, Tver.
Science research interests: operations research, simulation of military operations of military systems.

Temerev Oleg Pavlovich – Leading Software Engineer, Joint Stock Company “Ural Production Enterprise” Vector”, Ekaterinburg.
Science research interests: automated control systems.